

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

INFORME TÉCNICO A-003/2002

Accidente ocurrido el
14 de enero de 2002,
a la aeronave EMBRAER
EMB-120-ER, matrícula
EC-GTJ, operada por
la compañía Ibertrans,
en el Monte Santa
Marina-Zaharra,
municipio de Zaldívar
(Vizcaya) – España



MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-003/2002

**Accidente ocurrido el 14 de enero de 2002,
a la aeronave EMBRAER EMB-120-ER, matrícula
EC-GTJ, operada por la compañía Ibertrans,
en el Monte Santa Marina-Zaharra, municipio
de Zaldívar (Vizcaya) – España**



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

NIPO: 161-03-011-0
Depósito legal: M. 23.129-2003
Imprime: Centro de Publicaciones

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

De conformidad con lo señalado en la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico, sin que se haya dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de los futuros accidentes.

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

Índice

Abreviaturas	vii
Sinopsis	ix
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones de personas	3
1.3. Daños a la aeronave	3
1.4. Otros daños	3
1.5. Información personal	3
1.5.1. Piloto al Mando	3
1.5.2. Copiloto	4
1.5.3. Técnico de Mantenimiento de Aeronaves (T.M.A.)	4
1.6. Información de aeronave	5
1.6.1. Célula	5
1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad	5
1.6.3. Registro de mantenimiento	5
1.6.4. Motores	6
1.6.5. Hélices	6
1.6.6. Pesos y centrado	6
1.6.7. Sistema de Vuelo Automático	7
1.6.8. Sistema de Avisos de Altitud	20
1.6.9. Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (GPWS)	21
1.6.10. Sistema de Avisos Acústicos	21
1.7. Información meteorológica	21
1.7.1. Información general	21
1.7.2. Información de aeródromo	22
1.7.3. Información para la ruta	22
1.8. Ayudas para la navegación	23
1.9. Comunicaciones	23
1.10. Información de aeródromo	24
1.11. Registradores de vuelo	25
1.11.1. Registrador digital de datos de vuelo (D.F.D.R.)	28
1.11.2. Registrador de voces en cabina (C.V.R.)	30
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	33
1.13. Información médica y patológica	36
1.14. Incendios	37
1.15. Aspectos de supervivencia	37
1.16. Ensayos e investigación	37
1.16.1. Inspección de los restos de la aeronave	37
1.16.2. Estudio de los motores y los sistemas de la aeronave	38
1.16.3. Traza Radar	39
1.16.4. Pruebas realizadas por el fabricante de la aeronave	39
1.17. Información sobre organización y gestión	44

1.17.1.	Origen y evolución de la compañía explotadora de la aeronave	44
1.17.2.	Estructura de la compañía	45
1.17.3.	Responsable de Seguridad de Vuelo	45
1.17.4.	Responsable de Instrucción	46
1.17.5.	Selección y formación de los pilotos	47
1.17.6.	Formación en Gestión de Recursos en Cabina (C.R.M.)	47
1.18.	Información adicional	47
1.18.1.	Problemas con los mandos de vuelo en relación con la utilización del Sistema de Vuelo Automático	47
1.18.2.	Procedimientos estándar de operación	52
1.18.3.	Auditorías de la Seguridad de las Operaciones de Línea Aérea (LOSA)	54
1.19.	Técnicas de investigación útiles o eficaces	55
2.	Análisis	57
2.1.	Desarrollo del vuelo	57
2.2.	Actuaciones de la aeronave	59
2.2.1.	Análisis de la actitud de la aeronave	59
2.2.2.	Actuación del Piloto Automático	59
2.2.3.	Actuación del Sistema de Avisos de Altitud	60
2.3.	Actuaciones de la tripulación	61
2.3.1.	Clasificación de errores	63
2.4.	Documentación aplicable	64
2.4.1.	Documentación del fabricante de la aeronave	64
2.4.2.	Documentación del explotador de la aeronave	65
2.5.	«Monitoreo»	66
3.	Conclusión	67
3.1.	Conclusiones	67
3.2.	Causas	67
4.	Recomendaciones sobre seguridad	69
4.1.	En relación con los Procedimientos Estándar de Operación y los Factores Humanos	69
4.2.	En relación con la operación del Sistema de Piloto Automático	70

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
00:00	Horas y minutos (período de tiempo)
00.00:00	Horas, minutos y segundos (tiempo cronológico)
00°	Grados geométricos/Rumbo magnético
00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos (coordenadas geográficas)
ACC	Centro de Control de Área
AD (DA)	Directiva de Aeronavegabilidad
AIP	Publicaciones de Información Aeronáutica
APP	Dependencia de Control de Aproximación
CRM	Gestión de Recursos en Cabina
CVR	Registrador de Voces en Cabina
dd/mm/aaaa	Día, mes y año (fecha)
DFDR	Registrador Digital de Datos de Vuelo
DME	Equipo Medidor de Distancias
E	Este
FDAU	Unidad de Adquisición de Datos de Vuelo
ft	Pie(s)
g	Aceleración de la gravedad
GPWS	Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno
HL	Hora Local
hPa	Hectopascales
Hz	Hercio(s)
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
ILS	Sistema de Aterrizaje por Instrumentos
JAA	Autoridades Conjuntas de Aviación
Kg	Kilogramo(s)
Kgf	Kilogramo(s) fuerza
Km	Kilómetro(s)
Kts	Nudo(s)
LOSA	Auditorías de la Seguridad de las Operaciones de Línea Aérea
m	Metro(s)
MAC	Cuerda Media Aerodinámica
METAR	Informe meteorológico ordinario de aeródromo
MHz	Megahercio(s)
MN	Milla(s) náutica(s)
MTOW	Peso Máximo Autorizado al Despegue
N	Norte
NDB	Radiofaro no direccional
P/N	Número de parte
PF	Piloto a los Mandos
PM	Piloto que Monitorea
PNF	Piloto no a los Mandos (que no vuela)
QNH	Ajuste de la escala de presión de manera que, en el despegue y el aterrizaje, el altímetro indique la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar
S	Sur
S/N	Número de Serie
SAR	Servicios de Búsqueda y Salvamento
SB (BS)	Boletín de Servicio
TAF	Informe Meteorológico sobre Pronóstico de Aeródromo
TMA	Técnico de Mantenimiento de Aeronaves
TWR	Torre de Control
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VHF	Muy Alta Frecuencia
VOR	Radiofaro Omnidireccional en VHF
W	Oeste

Sinopsis

El día 14 de enero de 2002, la aeronave EMBRAER EMB-120-ER «BRASILIA», matrícula EC-GTJ, realizaba el vuelo regular de carga IBT 1278, con origen en el Aeropuerto de Madrid-Barajas (LEMD), destino en el Aeropuerto de Bilbao (LEBB) y una duración prevista de 1.15 horas. A bordo iban dos tripulantes, un mecánico de la compañía como pasajero y 2.873 Kg de carga.

A las 07.23 horas¹, en contacto con la dependencia de control de aproximación de Bilbao, fue autorizada para realizar una aproximación ILS a la pista 30 del aeropuerto de destino y, cinco minutos más tarde, fue transferida a la torre de control del mismo. La aeronave no llegó a establecer comunicación con esta última dependencia.

Los restos de la aeronave y sus ocupantes se encontraron dispersos en el Monte de Santa Marina, con una elevación de 675 metros (2.215 pies) sobre el nivel del mar, próximo a Zaldívar (Vizcaya), en un punto situado a una distancia de 18 millas náuticas del umbral de la pista 30 del Aeropuerto de Bilbao y prácticamente en la prolongación de su eje, y con un desnivel de 40 metros (130 pies) respecto de la cima.

En el curso de la investigación, se ha establecido como causa del accidente el hecho de no haber mantenido la aeronave una separación adecuada con el terreno cuando se realizaba la maniobra de aproximación al aeropuerto de Bilbao, como consecuencia de haber focalizado la tripulación su atención en la desconexión del piloto automático. A partir del momento en que surgió un problema con los mandos de vuelo, la tripulación no realizó los procedimientos estándar de operación establecidos por el explotador de la aeronave.

Como consecuencia de este accidente se han emitido cuatro Recomendaciones de Seguridad.

Fecha de aprobación: 22 de febrero de 2006.

¹ Todas las horas son locales (HL), excepto que expresamente se indique lo contrario. Para obtener las horas U.T.C. es necesario restar **una hora** de las horas locales.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El día 14 de enero de 2002, la aeronave EMBRAER EMB-120-ER «BRASILIA», matrícula EC-GTJ, realizaba el vuelo regular de carga IBT 1278, con origen en el Aeropuerto de Madrid-Barajas (LEMD), destino en el Aeropuerto de Bilbao (LEBB) y una duración prevista de 1.15 horas. A bordo iban dos tripulantes, un mecánico de la compañía como pasajero y 2.873 Kg de carga.



Figura 1.1.1. Lugar del accidente

El despegue se produjo a las 06.35 horas, 18 minutos más tarde alcanzó el nivel de cruce 220 que había solicitado y se le había asignado, a las 7.12 horas se le autorizó para iniciar el descenso y 6 minutos más tarde fue transferido a la dependencia de control de aproximación de Bilbao.

Esta dependencia le autorizó, a las 07.23 horas, para realizar un aproximación ILS a la pista 30 del aeropuerto de destino y, cinco minutos más tarde, le transfirió a la torre de control del mismo. La aeronave no llegó a establecer comunicación con esta última dependencia.



Figura 1.1.2. Trayectoria final de la aeronave

Los restos de la aeronave y sus ocupantes se encontraron dispersos en el Monte de Santa Marina, con una elevación de 675 metros (2.215 pies) sobre el nivel del mar, próximo a Zaldívar (Vizcaya). Esta había impactado, aproximadamente a las 07.30 horas, en línea de vuelo y con actitud de ascenso, contra la ladera Este del monte, en un punto situado a una distancia de 18 millas náuticas del umbral de la pista 30 del Aeropuerto de Bilbao y prácticamente en la prolongación de su eje, y con un desnivel de 40 metros (130 pies) respecto de la cima.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos	2	1	3	
Graves				
Leves				No aplicable
Ilesos				No aplicable
TOTAL	2	1	3	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave resultó totalmente destruida como consecuencia del impacto con el terreno.

1.4. Otros daños

No se produjeron daños de consideración. Solamente resultaron afectados algunos pinos que formaban parte de la vegetación que cubre el lugar de accidente.

1.5. Información personal

1.5.1. *Piloto al Mando*

Edad/Sexo: 57 años/Varón
 Nacionalidad: Española
 Título: Piloto de Transporte de Línea Aérea (Avión)
 Antigüedad: 21/04/1997
 Licencia de aptitud de vuelo: — Fecha de renovación: 10/12/2001
 — Fecha de caducidad: 13/05/2002

Último reconocimiento médico: 29/11/2001
Habilitaciones: — Embraer 120
— Vuelo Instrumental (Avión)
— Instructor de Embraer 120
Horas totales de vuelo: 7.500:25
— Piloto al Mando: 6.865:20
— Copiloto: 635:05
Horas en el tipo (P. al Mando): 1.575:20
Horas en el último año: 182:02
Horas en los últimos 30 días: 6:03
Descanso previo al vuelo: Más de 48 horas

1.5.2. Copiloto

Edad/Sexo: 26 años/Varón
Nacionalidad: Española
Título: Piloto Comercial (Avión)
Antigüedad: 30/03/1998
Licencia de aptitud de vuelo: — Fecha de renovación: 15/01/2001
— Fecha de caducidad: 03/12/2002
Último reconocimiento médico: 04/12/2001
Habilitaciones: — Embraer 120 (Copiloto)
— Vuelo Instrumental (Avión)
Horas totales de vuelo: 2.648:35
— Piloto al Mando: 1.680:00
— Copiloto: 968:35
Horas en el tipo (Copiloto): 832:35
Horas en el último año: 729:48
Horas en los últimos 30 días: 61:37
Descanso previo al vuelo: Más de 48 horas

1.5.3. Técnico de Mantenimiento de Aeronaves (T.M.A.)

Como se ha indicado antes, a bordo de la aeronave viajaba un Técnico de Mantenimiento de Aeronaves perteneciente a la Compañía Explotadora de la aeronave, que viajaba con destino a Francia, donde esta operaba líneas regulares de pasajeros.

1.6. Información de aeronave

1.6.1. Célula

Fabricante:	EMBRAER (Empresa Brasileira de Aeronáutica S/A)
Modelo:	EMB-120-ER «BRASILIA»
Número de Fabricación:	120-024
Año de Fabricación:	1986
Matrícula:	EC-GTJ
Explotador:	IBERTRANS AÉREA, S. L.

1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad

Clase:	Normal
Categoría:	Transporte Público de Mercancías
Prestación técnica:	Normal Aeronave idónea para cualquier condición ambiental
Fecha de expedición:	25/06/1998
Fecha de renovación:	06/09/2001
Fecha de caducidad:	06/09/2002

1.6.3. Registro de mantenimiento

Horas totales de vuelo:	23.578
Ciclos totales:	29.468

De acuerdo con su programa de mantenimiento, la aeronave debía someterse a revisiones periódicas por el número de horas de vuelo y por el número de ciclos. A continuación se exponen los datos de las más relevantes y de las más próximas en su realización:

Revisión	Realizada con	Potencial remanente
5C (20.000 horas)	12.543 horas	8.965 horas
2A (800 horas)	22.899 horas	121 horas
A (400 horas)	23.259 horas	81 horas
Línea	23.578 horas	75 horas
32.000 ciclos	—	2.532 ciclos
600 ciclos	29.229 ciclos	161 ciclos
400 ciclos	29.177 ciclos	109 ciclos

1.6.4. Motores

Marca:	PRATT & WHITNEY	
Modelo:	PW 118	
Posición:	<u>N.º 1</u>	<u>N.º 2</u>
Número de Fabricación:	115134	115139
Horas totales de vuelo:	23.578	23.578
Horas última revisión general:	19.082	19.082
Potencial remanente:	4.504	4.504

1.6.5. Hélices

Marca:	HAMILTON STANDARD	
Modelo:	14 RF-9	
Posición:	<u>N.º 1</u>	<u>N.º 2</u>
Número de Fabricación:	860628	941011
Horas totales de vuelo:	23.578	23.578
Horas última revisión general:	18.036	19.474
Potencial remanente:	3.958	5.396

1.6.6. Pesos y centrado

Peso máximo autorizado al despegue:	11.990 kg
Peso máximo autorizado al aterrizaje:	11.700 kg
Peso básico en vacío:	6.819 kg
Peso al despegue en la operación:	11.133 kg
Peso estimado al aterrizaje en la operación:	10.550 kg
Posición del Centro de Gravedad en la operación:	— Al despegue: 25% MAC — Estimado al aterrizaje: 24% MAC

1.6.7. Sistema de Vuelo Automático

La aeronave estaba equipada con un Sistema de Vuelo Automático basado en un Sistema de Piloto Automático Collins APS-65B.

A continuación se describen las características básicas del sistema, de acuerdo con la descripción que figura en la Sección 6.18.- Vuelo Automático, del Manual de Operaciones de la Aeronave que estaba en vigor en la fecha en que ocurrió el accidente.

1.6.7.1. Descripción General

Se trata de un sistema doble de control de vuelo de tres ejes, totalmente integrado, que incluye un compensador eléctrico de accionamiento manual. El sistema está formado a su vez por dos sistemas generales: El Sistema Director de Vuelo (Flight Director System – FDS) y el Sistema de Piloto Automático (Auto Pilot System –APS).

Cada Sistema Director de Vuelo está constituido por un Indicador Electrónico Director de Actitud (Electronic Attitude Director Indicator – EADI) y un Indicador Electrónico de Posición Horizontal (Electronic Horizontal Situation Indicator – EHSI). El Indicador Director de Actitud presenta datos de actitud, información genérica de frecuencias y actuaciones en dirección realizadas por el ordenador de guiado de vuelo. El Indicador Electrónico de Posición Horizontal presenta la situación de navegación.

El Sistema de Piloto Automático consta de dos ordenadores, una caja de transferencia, dos paneles de control de vuelo, un panel del propio piloto automático, dos sensores de datos del aire, tres servos primarios, un sistema doble de referencia de actitud y rumbo, y un servo para el compensador. El sistema requiere, además, entradas de los sistemas de brújula y navegación, procedentes de los sistemas de aviónica.

Cada una de las dos partes del sistema está asociada a uno de los dos puestos de pilotaje en la cabina de mando de la aeronave, de manera que puede estar seleccionada una u otra, pero nunca las dos a la vez. La parte seleccionada realiza las acciones necesarias para el vuelo automático sobre los servos, mientras que la no seleccionada constituye un Director de Vuelo independiente; esta configuración cambia de una posición en cabina a la otra mediante el accionamiento de un actuador de transferencia.

En el caso de fallo del sistema en cualquiera de sus modos, se activa un aviso luminoso correspondiente a cada modo y un aviso acústico correspondiente a fallo del sistema. El aviso acústico consiste en un mensaje de voz con la expresión «AUTOPILOT». En las aeronaves EMB-120 que tienen aplicado el Boletín de Servicio 120-022-0010 «Auto Flight – Modification to Aural Warning System for Autopilot Disengagement Indication», se produce el mismo aviso acústico cuando se desconecta el sistema. La aeronave accidentada no tenía aplicado este Boletín de Servicio.

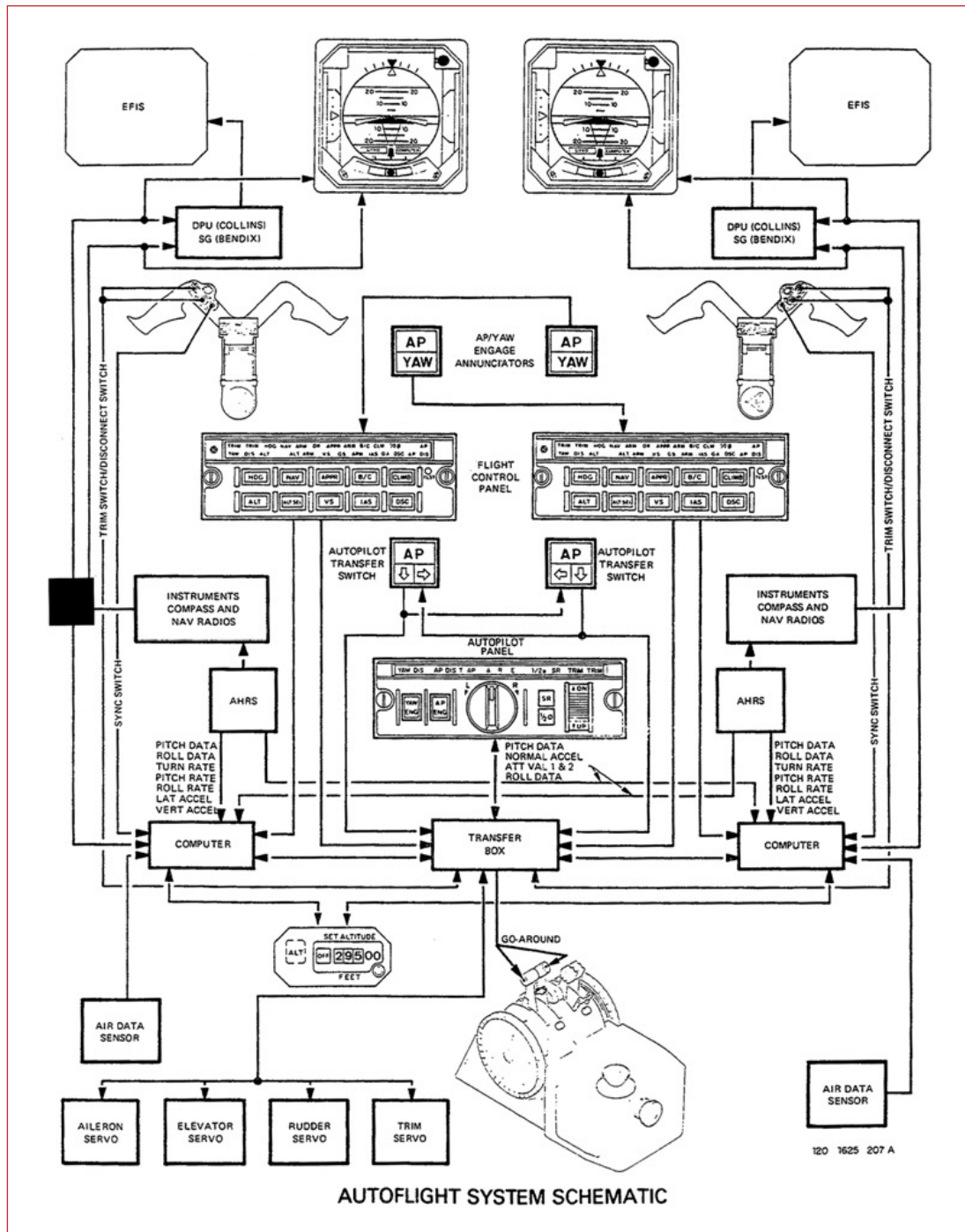


Figura 1.6.7.1. Esquema del Sistema de Vuelo Automático

1.6.7.2. Panel del Sistema de Piloto Automático

Situado entre los asientos de los dos pilotos, en el panel posterior del pedestal, incluye indicadores y actuadores, distribuidos como se indica en la figura 1.6.7.2, observables y accesibles por los dos miembros de la tripulación.

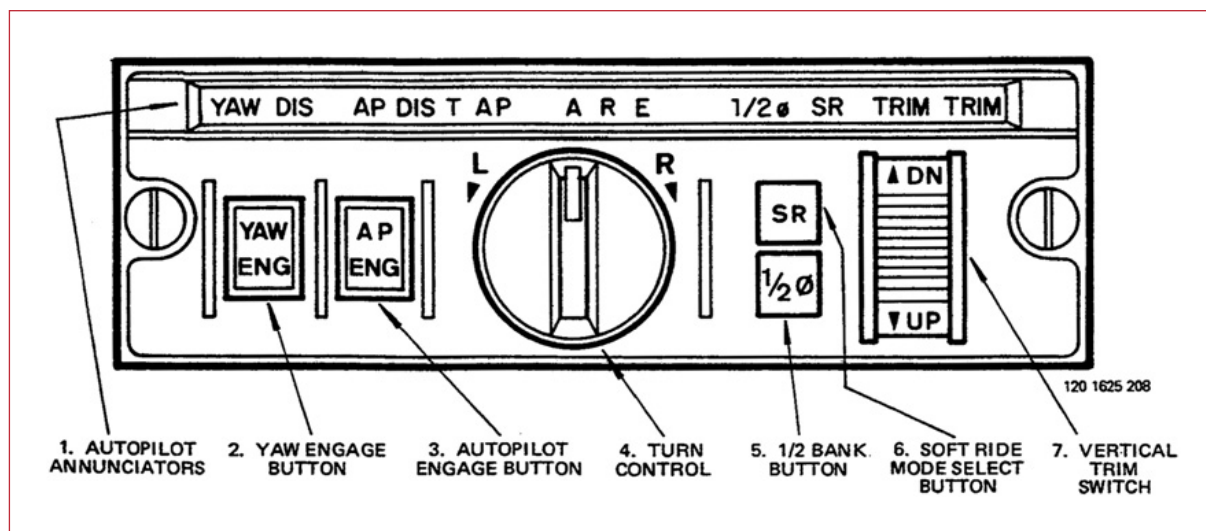


Figura 1.6.7.2. Panel del Sistema de Piloto Automático

A continuación se describen los distintos elementos de este panel:

1. Indicadores:

- YAW, en color verde indica que el amortiguador de guiñada está conectado.
- DIS (YAW), en color ámbar indica que el amortiguador de guiñada está desconectado. La parte DIS del indicador emite destellos durante siete segundos, y después se apaga. DIS también se ilumina cuando el amortiguador de guiñada está conectado y se pulsa el actuador SYNC.
- AP, en color verde indica que el piloto automático está conectado.
- DIS (AP), en color ámbar indica que el piloto automático está desconectado. La parte DIS del indicador emite destellos durante siete segundos, y después se apaga. DIS también se ilumina cuando el piloto automático está conectado y se pulsa el actuador SYNC.
- T, en color ámbar indica fallo del servo del compensador de profundidad.
- AP, en color rojo indica fallo del sistema de piloto automático.
- A, en color ámbar indica fallo del servo de alerones.
- R, en color ámbar indica fallo del servo del timón vertical.
- E, en color ámbar indica fallo del servo del timón de profundidad.
- 1/2 Φ, en color verde indica que está seleccionado el modo de un medio del alabeo.
- SR, en color verde indica que está seleccionado el modo de atenuación de oscilaciones de la aeronave.
- TRIM, en color rojo indica fallo del sistema de actuación eléctrica del compensador de profundidad.
- TRIM, en color blanco indica que el sistema de actuación eléctrica del compensador de profundidad está funcionando (compensador en movimiento).

2. Actuador del amortiguador de guiñada (Yaw Engage Button), de tipo pulsador. Pulsándolo una vez actúa el canal de guiñada del piloto automático y conecta el servo del timón vertical. Pulsándolo una segunda vez desconecta dicho servo.
3. Actuador de conexión/desconexión del piloto automático (Autopilot Engage Button), de tipo pulsador. Pulsándolo una vez conecta todos los servos del piloto automático, incluyendo los del timón vertical y el compensador de profundidad. Pulsándolo una segunda vez desconecta todos los servos menos el del timón vertical, que debe desconectarse pulsando el actuador del amortiguador de guiñada o el de desconexión del sistema situado en la palanca de mando de alabeo de la aeronave.
4. Actuador de viraje (Turn Control), de tipo giratorio con una posición central y posibilidad de giro a la derecha y a la izquierda. Permite controlar manualmente el canal de alerones con el piloto automático conectado; la posición central corresponde a alabeo nulo (aeronave con las alas niveladas) y el giro hacia la derecha o la izquierda produce un ángulo de alabeo proporcional al ángulo girado y en el mismo sentido. El actuador se mantiene en cualquier posición seleccionada entre sus topes de giro. Su actuación cancela cualquier modo lateral seleccionado previamente, excepto el modo de aproximación (APPR). El actuador de viraje se inactiva si está fuera de la posición central cuando se pulsa el actuador de desconexión momentánea del sistema situado en la palanca de mando de alabeo de la aeronave.
5. Actuador del modo de un medio del alabeo (1/2 Bank Button), de tipo pulsador. Su pulsación limita el ángulo máximo mandado de alabeo a la mitad del valor normal en el modo de rumbo.
6. Actuador del modo de atenuación de oscilaciones de la aeronave (Soft Ride Mode Select Button), de tipo pulsador. Su pulsación atenúa las oscilaciones de la aeronave en condiciones de turbulencia, con el objeto de reducir las incomodidades a los ocupantes de la aeronave.
7. Actuador del compensador de profundidad (Vertical Trim Switch), de tipo balancín con una posición nivelada por muelles y la posibilidad de pulsarlo en sus dos extremos, marcados como «UP» y «DOWN». Permite la actuación manual del canal del timón de profundidad. Su pulsación da lugar a un incremento en el ángulo de picado, morro arriba (UP) o morro abajo (DOWN), inicial de 0,5 grados y uniforme después, hasta el límite máximo si se mantiene pulsado. Una vez que se deja de pulsar, el actuador vuelve a su posición nivelada y el avión mantiene la actitud a la que se le ha llevado. Pulsándolo durante más de un segundo en el extremo «DOWN» se cancelan todos los modos verticales seleccionados, excepto durante la captura de la senda de planeo y la aproximación frustrada. Este actuador deja de estar operativo una vez que se ha capturado la senda de planeo.

1.6.7.3. Paneles de Control de Vuelo

Se trata de dos paneles iguales, situados en los paneles frontales superiores de los dos pilotos. Cada uno de ellos incluye indicadores de modos del piloto automático y actuadores, distribuidos como se indica en la figura 1.6.7.3, observables y accesibles por cada uno de los miembros de la tripulación.

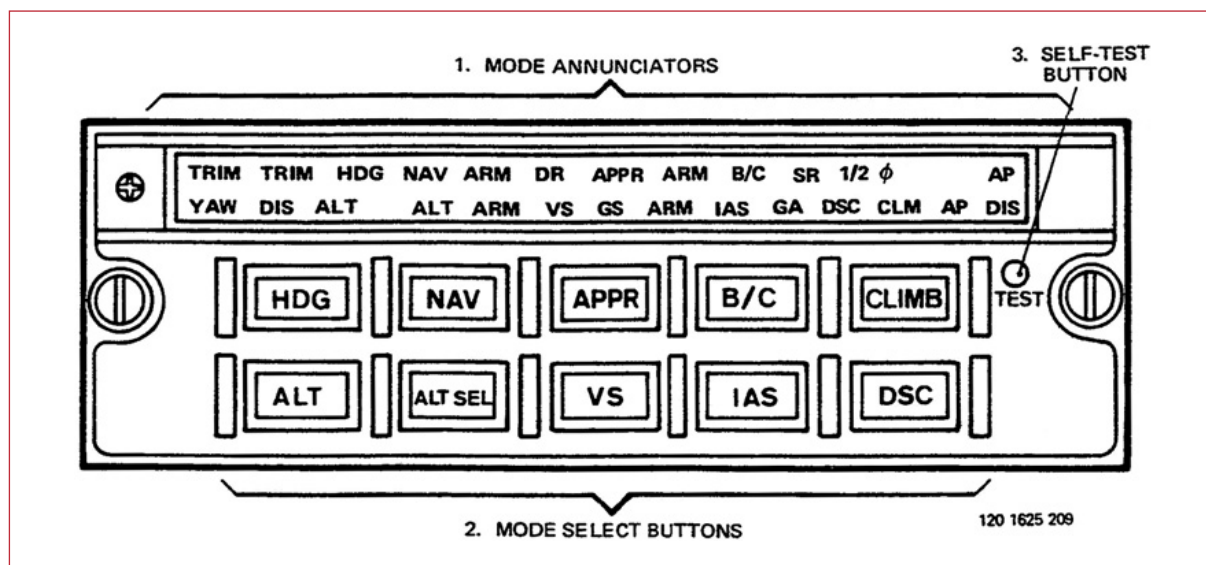


Figura 1.6.7.3. Panel de Control de Vuelo

A continuación se describen los distintos elementos de cada uno de estos paneles:

1. Indicadores de modos de modos del piloto automático:

- TRIM, en color blanco indica que el sistema de actuación eléctrica del compensador de profundidad está funcionando (compensador en movimiento).
- TRIM, en color rojo indica fallo del sistema de actuación eléctrica del compensador de profundidad. A la vez que se enciende este indicador, se enciende, también en color rojo, el indicador TRIM FAIL en el panel de alarmas y se oye el aviso acústico TRIM FAIL.
- HDG, en color verde indica que está seleccionado el modo de rumbo. También se ilumina si están seleccionados los modos de navegación (NAV), aproximación (APPR) o curso posterior (B/C) y no se ha producido la captura.
- NAV, en color verde indica que está seleccionado el modo de navegación y se ha producido la captura.
- ARM (NAV), en color blanco indica que está seleccionado el modo de navegación y aún no se ha producido la captura.
- DR, en color verde indica que el sistema dirige el avión hacia un rumbo introducido previamente, sobre una estación VOR.
- APPR, en color verde indica que está seleccionado el modo de aproximación y se ha producido la captura.
- ARM (APPR), en color blanco indica que, después de haber sintonizado la frecuencia de un ILS, VOR o localizador, está seleccionado el modo de aproximación y aún no se ha producido la captura.
- B/C, en color verde indica que están seleccionados los modos de aproximación y curso posterior. Cuando se ha sintonizado la frecuencia de un localizador, también se ilumina el indicador ARM (APPR).

- SR, en color verde indica que está seleccionado el modo de atenuación de oscilaciones de la aeronave.
- $1/2 \Phi$, en color verde indica que está seleccionado el modo de un medio del alabeo.
- AP, en color rojo indica fallo del sistema de piloto automático. A la vez que se enciende este indicador, se enciende, también en color rojo, el indicador AUTO PILOT FAIL en el panel de alarmas y se oye el aviso acústico AUTO PILOT. El Piloto automático se desconecta automáticamente.
- YAW, en color verde indica que el amortiguador de guiñada está conectado.
- DIS (YAW), en color ámbar indica que el amortiguador de guiñada está desconectado. La parte DIS del indicador emite destellos durante siete segundos, y después se apaga. DIS también se ilumina cuando el amortiguador de guiñada está conectado y se pulsa el actuador SYNC.
- ALT, en color verde indica que está seleccionado el modo de mantener la altitud, o el de preselección de altitud y se ha producido la captura.
- ALT, en color verde y ARM, en color blanco indican que el modo de preselección de altitud está armado para que se produzca una captura automática.
- VS, en color verde indica que está seleccionado el modo de mantener la velocidad vertical.
- GS, en color verde indica que se ha capturado la senda de planeo con el modo de aproximación seleccionado en una aproximación de curso frontal.
- ARM (GS), en color blanco indica que está seleccionado el modo de aproximación, está sintonizada la frecuencia de un localizador y se recibe la señal de una senda de planeo válida, en una aproximación de curso frontal.
- IAS, en color verde indica que está seleccionado el modo de mantener la velocidad indicada.
- GA, en color verde indica que está seleccionado el modo de aproximación frustrada.
- DSC, en color verde indica que está seleccionado el modo de descenso.
- CLM, en color verde indica que está seleccionado el modo de ascenso.
- AP, en color verde indica que el piloto automático está conectado.
- DIS (AP), en color ámbar indica que el piloto automático está desconectado. Emite destellos durante siete segundos, y después se apaga.

INDICACIONES MEDIANTE DESTELLOS:

- HDG, en color verde indica pérdida de la monitorización de la actitud o de la brújula.
- NAV, en color verde indica pérdida de la monitorización de la actitud, de la brújula o del modo de navegación.
- APPR, en color verde indica pérdida de la monitorización de la actitud, de la brújula o del modo de navegación.
- DIS (YAW), durante siete segundos en color ámbar y después apagado indica desconexión del amortiguador de guiñada.

- ALT, en color verde indica pérdida de la monitorización de la actitud o del sensor de datos del aire.
 - ALT, en color verde y ARM, en color blanco indican pérdida de la monitorización de altitud o del preselector de altitud.
 - VS, en color verde indica pérdida de la monitorización de la actitud o del sensor de datos del aire.
 - GS, en color verde indica pérdida de la monitorización de la actitud o de la senda de planeo.
 - IAS, en color verde indica pérdida de la monitorización de la actitud o del sensor de datos del aire.
 - GA, en color verde indica pérdida de la monitorización de la actitud.
 - DIS (AP), durante siete segundos en color ámbar y después apagado indica desconexión del piloto automático.
 - TRIM (AP), en ciclos de dos segundos en color rojo indica que el compensador de profundidad no está reduciendo las fuerzas en el timón de profundidad.
2. Actuadores de selección de modos, de tipo pulsador. Se utilizan para seleccionar los modos de operación del sistema de vuelo automático. El modo seleccionado se indica en el panel de control de vuelo y se interrelaciona para asegurarse de que sólo se seleccionan a la vez modos compatibles. Cuando no están seleccionados modos laterales, las barras de mando en el EADI quedan parcialmente ocultas.
 3. Actuador de autocomprobación (TEST), de tipo pulsador con retorno al dejar de pulsarlo. La comprobación del sistema en tierra se realiza pulsando el actuador una vez. Deben iluminarse de manera simultánea todos los indicadores. A continuación se apagan todos los indicadores excepto el GA, no como indicación de fallo, sino como indicación de comprobación en tierra. Si se mantiene encendido cualquier otro indicador, es una indicación de fallo. Pulsando de nuevo el actuador desaparecen todas las indicaciones.

La comprobación del sistema en vuelo se realiza pulsando el actuador de manera continua. Todos los indicadores se iluminan y se apagan después, excepto aquellos que indican fallo, si lo hay, que se mantendrán iluminados. Dejando de pulsar el actuador, los indicadores vuelven a la condición normal de vuelo.

El actuador de autocomprobación sólo debería ser pulsado por el piloto cuando sospeche un fallo del sistema.

1.6.7.4. Actuadores e indicadores externos

Se trata de actuadores e indicadores, situados en las palancas de mando de alabeo, en las palancas de gases y en los paneles frontales superiores de los dos pilotos, y distribuidos como se indica en la figura 1.6.7.4.

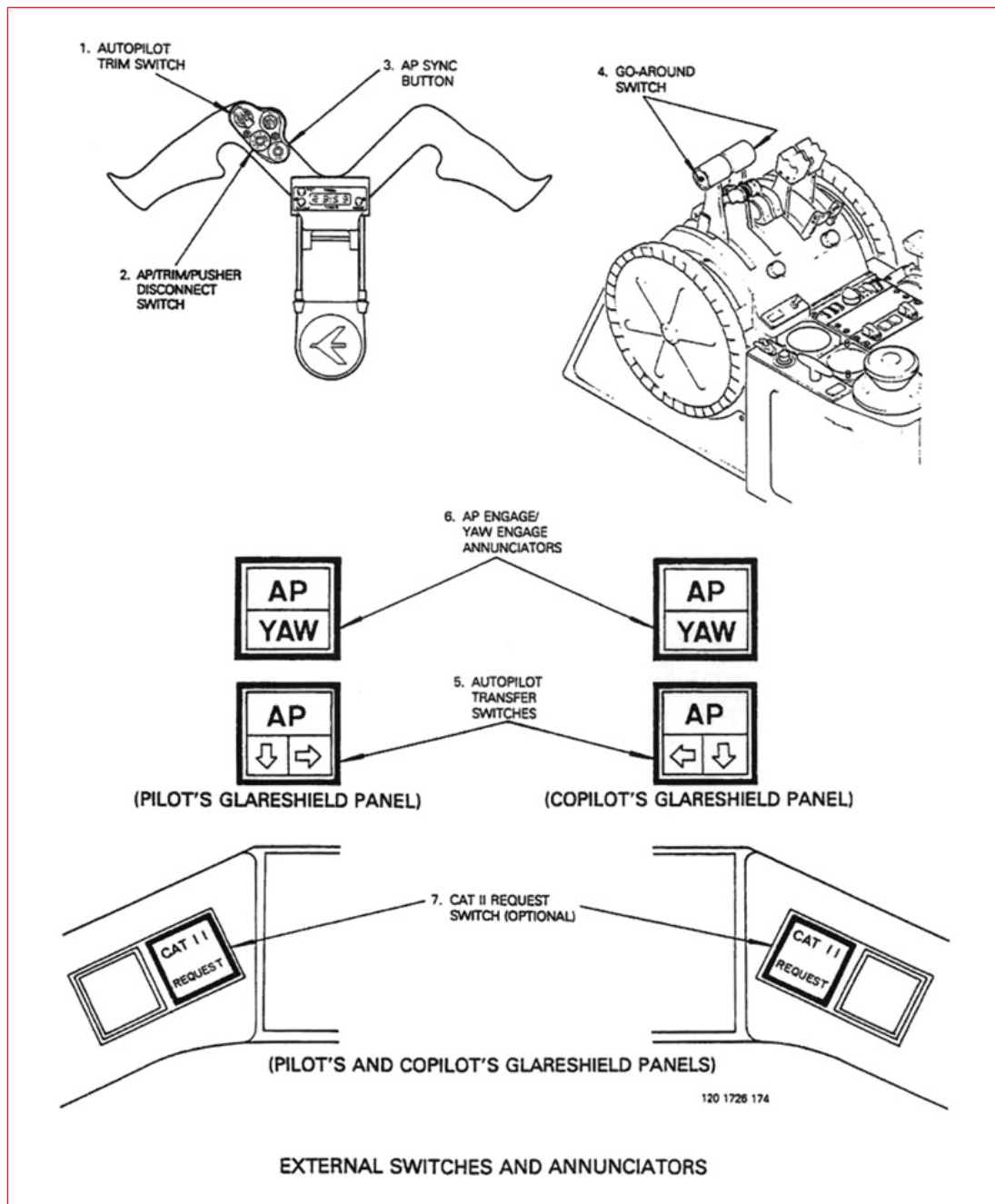


Figura 1.6.7.4. Actuadores e indicadores externos

A continuación se describen los elementos correspondientes:

1. Actuador del compensador de profundidad (Autopilot Trim Switch), de tipo balancín con tres posiciones: Arriba (UP), desconectado (OFF) y abajo (DN). Permite compensar el avión con el piloto automático desconectado (la compensación en profundidad es automática con el piloto automático conectado). El uso de este actuador produce la desconexión del piloto automático. Su actuación en el puesto de la izquierda domina sobre su actuación en el puesto de la derecha.

2. Actuador de desconexión del piloto automático y del compensador de profundidad (AP/TRIM/ Pusher Disconnect Switch). Su actuación da lugar a:
 - Desconexión de todos los servos del piloto automático y del amortiguador de guiñada.
 - Desconexión del actuador sólo cuando no está pulsado.
 - Si el piloto automático está conectado en el modo lateral básico, se cancelarán todos los modos verticales en el director de vuelo. Después de la desconexión del piloto automático pueden volver a seleccionarse los modos verticales si se ha seleccionado previamente un modo lateral.
 - Si se conecta el piloto automático con modos laterales y verticales, estos modos quedarán retenidos y en uso en el director de vuelo.

En el caso de que se produzca un funcionamiento incontrolado del sistema de actuación eléctrica del compensador de profundidad (Electric Trim Runaway), el servo del compensador de profundidad se desconecta presionando y manteniendo apretado este actuador.

3. Actuador de sincronización del piloto automático (AP Sync Button). Se utiliza para maniobrar manualmente el avión sin desconectar el piloto automático. Presionándolo se desconectan los servos primarios. Con el actuador presionado, el avión puede llevarse a cualquier actitud de picado deseada. Cuando deja de presionarse el actuador, los servos primarios vuelven a conectarse, el ordenador se sincroniza con la nueva actitud y la mantiene, el control lateral vuelve al modo lateral seleccionado previamente y se resincroniza el modo vertical. Para prevenir maniobras bruscas se filtra la vuelta al modo lateral.

Si, una vez capturada la senda de planeo con el piloto automático conectado en el modo de aproximación, se presiona el actuador para maniobrar y se suelta después, el piloto automático volverá a tomar el control y llevará el avión al centro del haz del ILS.
4. Actuador de aproximación frustrada (Go-Around Switch). Selecciona el modo de aproximación frustrada.
5. Actuadores de transferencia del piloto automático (Autopilot Transfer Switches). Seleccionan el ordenador del lado izquierdo o del derecho en la caja de transferencia. El piloto automático se desconecta en la transferencia. Cuando se energiza el avión, se iluminan los indicadores del piloto automático y las flechas indican cual es la unidad que está seleccionada.
6. Indicadores de conexión del piloto automático y el amortiguador de guiñada (AP Engage/Yaw Engage Annunciators). Se iluminan, de acuerdo con los indicadores de los paneles de control de vuelo, cuando están conectados los canales del piloto automático o del amortiguador de guiñada.
7. Actuador de aproximación en categoría II (CAT II Request Switch). Para ser utilizado en aproximaciones de categoría II. Activa los circuitos de monitorización de las señales del localizador y la senda de planeo, siempre que se reúnan todas las condiciones para la operación en categoría II.

1.6.7.5. Operación del Sistema de Piloto Automático

En cuanto a la operación del sistema de Piloto Automático se refiere, cabe destacar:

1. Se desconecta cuando se exceden determinados límites de actuación sobre las columnas de mando, tanto en profundidad como en alabeo. Para ello, debe aplicarse una fuerza de alrededor de 40 Kgf sobre los mandos de vuelo.
2. Cualquiera de los dos pilotos puede desconectarlo momentáneamente presionando el actuador de sincronización situado en cada una de las columnas de mando.
3. La tripulación puede desconectarlo mediante cualquiera de las siguientes actuaciones:
 - Presionando el actuador de desconexión del piloto automático y del compensador de profundidad en cualquiera de las palancas de mando de alabeo.
 - Pulsando el actuador de conexión/desconexión del piloto automático en el panel del sistema.
 - Operando sobre el actuador del compensador de profundidad en cualquiera de las palancas de mando de alabeo.
 - Pulsando el actuador de transferencia del piloto automático en cualquiera de los paneles frontales superiores de los pilotos.
 - Sacando cualquiera de los fusibles de los circuitos de corriente continua o de corriente alterna del piloto automático.
4. Se desconecta automáticamente cuando se presenta cualquiera de las siguientes condiciones durante un período de tiempo superior a 0,5 segundos:
 - Cualquier degradación importante, interrupción o fallo de la corriente eléctrica, continua o alterna, de entrada.
 - Detección de un fallo en el ordenador del lado seleccionado en el sistema.
 - Pérdida de información válida procedente de cualquiera de los sistemas de referencia de actitud y rumbo (AHRS).
 - Actitudes que excedan de 45° en alabeo y 30° en picado o cabeceo.
 - Variaciones del ángulo de alabeo superiores a 12 grados por segundo.
 - Incrementos en la aceleración vertical mayores de 0,5 g.
 - Activación del sistema de aviso de entrada en pérdida.

1.6.7.6. Operación del Amortiguador de Guiñada («Yaw Damper»)

En cuanto a la operación del amortiguador de guiñada se refiere, cabe destacar:

1. El canal de guiñada del piloto automático puede seleccionarse de manera independiente para amortiguar la guiñada pulsando el actuador del amortiguador de guiñada en el panel del sistema.
2. El compensador manual del timón vertical puede utilizarse con el amortiguador de guiñada activo, siempre que la rueda del compensador se mueva lentamente.

3. La tripulación puede desconectarlo mediante cualquiera de las siguientes actuaciones:
 - Presionando el actuador de desconexión del piloto automático y del compensador de profundidad en cualquiera de las palancas de mando de alabeo.
 - Pulsando el actuador de conexión/desconexión del amortiguador de guiñada en el panel del sistema.
 - Sacando cualquiera de los fusibles de los circuitos de corriente continua o de corriente alterna del piloto automático.
4. Se desconecta automáticamente cuando se presenta cualquiera de las siguientes condiciones:
 - Detección de un fallo en el ordenador del lado seleccionado en el sistema.
 - Cualquier degradación importante, interrupción o fallo de la corriente eléctrica de entrada.
 - Pérdida de información válida procedente de cualquiera de los sistemas de referencia de actitud y rumbo (AHRS).

1.6.7.7. Modos de operación del piloto automático

Todas las funciones del piloto automático se controlan desde el panel de control del sistema. Todos los modos de operación del sistema se seleccionan en el panel de control de vuelo y pueden seleccionarse con el piloto automático conectado o desconectado. Sin embargo, conectando o desconectando, el piloto automático cancela cualquier modo vertical seleccionado previamente. Los parámetros de guiado obtenidos del sistema controlan las barras en el indicador director de actitud. Debe seleccionarse un modo lateral antes de seleccionar un modo vertical para la operación como director de vuelo. Cuando el piloto automático está conectado, los mismos parámetros de guiado proporcionan el control automático.

A continuación se relacionan los modos en que puede operar el sistema:

1. Modos laterales:
 - ROLL HOLD (Ángulo de alabeo establecido).
 - HEADING (HDG – Rumbo).
 - NAVIGATION (NAV – Navegación).
 - APPROACH (APPR – Aproximación).
 - BACK COURSE (B/C – Curso posterior).
 - GO-AROUND (Aproximación frustrada).
2. Modos verticales:
 - PITCH HOLD (Ángulo de picado establecido).
 - ALTITUDE HOLD (ALT – Altitud establecida).
 - INDICATED AIRSPEED (IAS – Velocidad indicada).

- VERTICAL SPEED (VS – Velocidad vertical).
- ALTITUDE PRESELECT (ALT SEL – Selección de altitud).
- DESCENT (DSC – Descenso).
- CLIMB (CLIMB – Ascenso).

A continuación se incluyen las tolerancias operacionales del sistema de piloto automático (Tabla 1.6.7.7.1), y las cartas de modos laterales (Tabla 1.6.7.7.2) y verticales (Tabla 1.6.7.7.3).

APS OPERATIONAL TOLERANCES		
MODE	PARAMETER	VALUE ± 10%
Attitude hold (engaged with no modes selected)	Pitch command limit	+ 20, - 10 °
	Pitch hold accuracy	± 0.25°, smooth air
	Roll command limit	± 30 ± 3°
	Roll hold accuracy	± 1°, smooth air
Heading hold (HDG)	Roll angle limit	25 ± 2.5°
	Accuracy	± 1°, smooth air
Navigation (NAV)	Beam intercept angle	± 90° maximum
	Roll angle limit	± 25 ± 2.5°
VOR track submode	Roll angle limit	10 ± 1°
	Crosswind correction	Up to ± 30° of heading
Approach (APPR)	Beam intercept angle	± 60° maximum
	Roll angle limit	25 ± 2.5°
LOC capture submode, (greater than 10 nm)	Roll angle limit	15 ± 1.5°
LOC on course submode	Crosswind correction	Up to ± 30° of heading
	Localizer beam tracking	CAT I or CAT II limits
GS submode	Pitch command limit	6 ± 1°
	GS beam tracking	CAT I or CAT II limits
Go-around (GA)	Pitch up command limit	7°
	Pitch hold accuracy	± 1°, smooth air
	Roll hold accuracy	± 1°, smooth air
Altitude preselect (ALT SEL)	Engage range	- 1000 to 43000 ft
	Engage vertical speed limit	± 4000 fpm
Altitude hold (ALT)	Engage range	- 1000 to 50000 ft
	Engage vertical speed limit	± 500 ft/min
	Accuracy	± 50 ft max dev at sea level in smooth air
	Pitch command limit	6 ± 1°
	Altitude increment step	± 25 ft
Indicated airspeed hold (IAS)	Engage range	100 kts to 300 kts
	Accuracy	± 5 knots, smooth air
	Pitch command limit	6 ± 1°
	Airspeed increment step	± 1 knot
	Airspeed increment range	± 10 knots
Vertical speed hold (VS)	Engage range	± 4000 fpm
	Pitch command limit	6 ± 1°
	Vertical speed increment step	± 200 ft/min

Tabla 1.6.7.7.1. Tolerancias operacionales del sistema de piloto automático

LATERAL MODE CHART

ACTIVE MODE ↓	NO MODE	GO-AROUND	HDG	NAV			APPR (RECEIVER TUNED TO LOC FREQ)				APPR (RECEIVER TUNED TO VOR FREQ)		
				VOR, LOC, R-NAV		VOR	FRONT COURSE		BACK COURSE		GLIDESLOPE OPERATION INHIBITED		
Submode condition ↓	Off mode for flight director			Before capture	After capture	Over the cone	Before capture	After capture	Before capture	After capture	Before capture	After capture	Over the cone
System condition	Altitude hold (AP)	Maintains wings level	Captures and holds a selected heading	Heading select intercept	Tracks selected radial or course	Uncouples radio Accepts course changes	Heading select intercept to inbound course	Tracks inbound course	Heading select intercept to back LOC course	Tracks back LOC course	Heading select intercept	Tracks selected radial	Uncouples radio Accepts course changes
Roll steer display (ADI)	Out of view	Roll error	Computed heading command	Computed course command	Memorized course command	Computed heading command	Computed LOC command	Computed heading command	Computed LOC command	Computed heading command	Computed course command	Memorized course command	
Annunciator display		GA	HDG	HDG NAV ARM	NAV	NAV DR	HDG APPR ARM	APPR GS ARM	HDG APPR ARM B/C	APPR B/C	HDG APPR ARM	APPR	APPR DR
Turn knob	Roll command	Not active	Out of Detent disengages mode				Not active (interlocked with APPR mode)						
SYNC button	Syncs to roll attitude	Interrupts servo engage, upon release returns to active command											

Tabla 1.6.7.7.2. Carta de modos laterales

VERTICAL MODE CHART

ACTIVE LATERAL MODE →	HDG NAV APPR	APPR MODE (AFTER GS CAPTURE)		HDG NAV APPR (BEFORE GS CAPTURE), TURN CONTROL									
		Glideslope		No mode selected	ALT	ALT SEL		IAS	V/S	DSC	CLM		
Active vertical mode →	Go-around	Glideslope		No mode selected	ALT	ALT SEL		IAS	V/S	DSC	CLM		
Submode condition →	Go-around	Inoperative radio altimeter Before middle marker After middle marker		Operating radio altimeter	Pitch hold	Before altitude capture	After altitude capture						
System condition	Maintains a fixed pitch-up reference	Normal glideslope approach gains	Reduce glideslope approach gains	Glideslope approach gains programmed with radio altitude	Maintains pitch attitude	Maintains altitude	Maintains existing vertical mode	Maintains captured altitude	Maintains indicated airspeed	Maintains vertical speed	Smooth transition to preprogrammed vertical speed	Smooth transition to maintain vertical climb profile	
Pitch steer display (ADI)	Pitch error	Computed glideslope command			Pitch error	Computed altitude command	Computer pitch, IAS, V/S, CLM or DSC Command	Computed altitude command	Computed IAS command	Computed V/S command	Programmed V/S command	Programmed IAS command with V/S limits	
Annunciator display	GA	GS				ALT	ALT ARM IAS, V/S CLM or DSC	ALT	IAS	V/S	DSC ALT ARM	CLM ALT ARM	
SYNC button	Disconnects GA mode, syncs to pitch attid	Not active			Syncs to pitch attitude	Disconnects vertical mode syncs to pitch attitude							
Vertical control	Not active				0.5° increment followed by rate command	Provides discrete incremental changes to the active air data mode reference with each activation							
					25 ft/click	Determined by other vertical mode	25 ft/click	1 kt/click	200 ft/min/click	200 ft/min/click	1 kt/click		

Tabla 1.6.7.7.3. Carta de modos verticales

1.6.8. Sistema de Avisos de Altitud

La aeronave estaba equipada con un Sistema de Avisos de Altitud que permitía a los pilotos recibir un aviso visual y uno acústico cuando la aeronave se acercaba a una altitud previamente seleccionada.

El aviso visual consistía en luces en el panel del propio sistema y en los altímetros, y el acústico consistía en tres tonos de 2.900 Hz. Estos avisos se activaban cuando la aeronave estaba a 400 ft de la altitud seleccionada, manteniéndose el visual hasta estar a 200 ft de ella, y cuando la había sobrepasado en 200 ft, manteniéndose el visual hasta que se seleccionara otra altitud.

En la Figura 1.6.8 se describe de manera esquemática la secuencia en que se producen los avisos, tanto en ascenso como en descenso.

Cabe reseñar que los tres tonos de 2.900 Hz se han sustituido por un mensaje de voz con la expresión «ALTITUDE ALERT» en aeronaves del mismo modelo fabricadas en fechas más recientes que la accidentada.

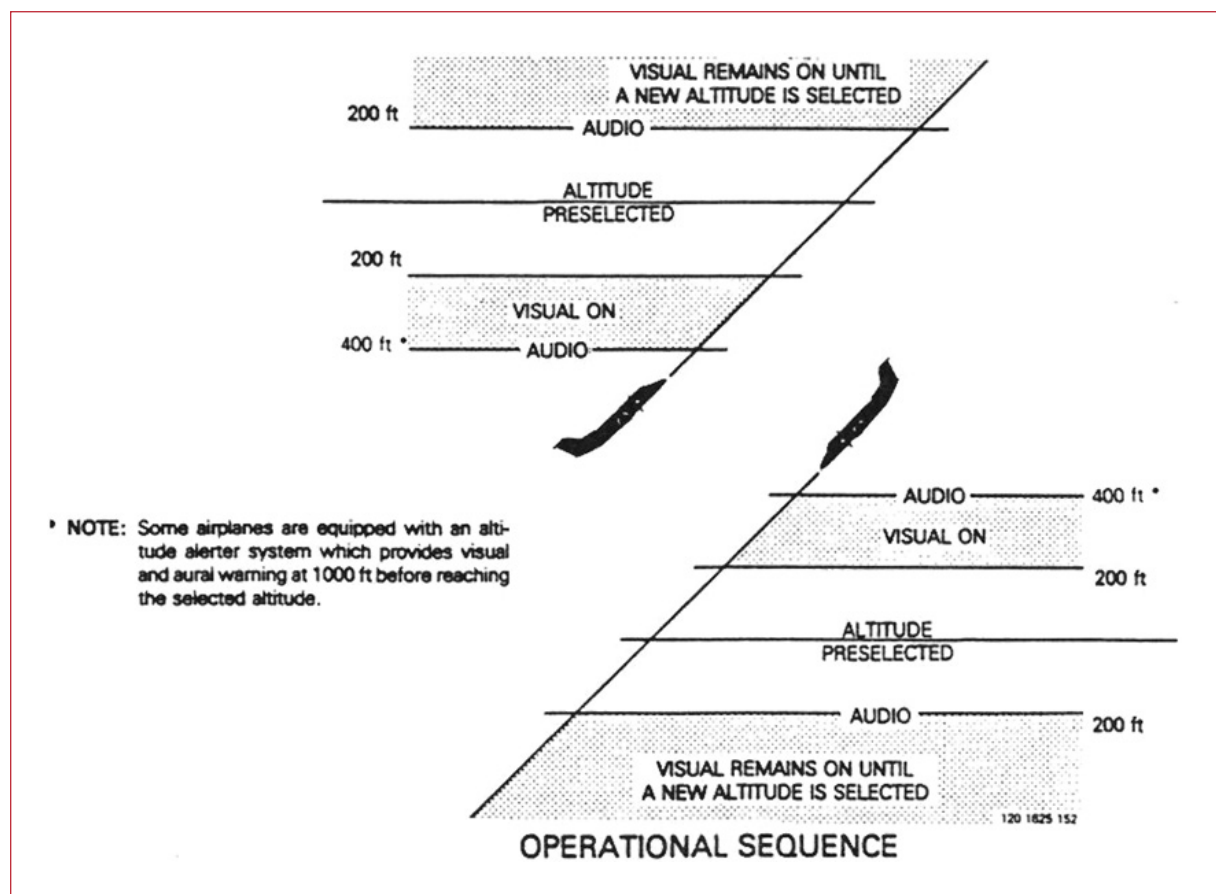


Figura 1.6.8. Secuencia operacional de los avisos de altitud

1.6.9. *Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (GPWS)*

La aeronave no estaba equipada con un Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (GPWS). En la fecha en que ocurrió el accidente no era preceptivo para las de su categoría.

1.6.10. *Sistema de Avisos Acústicos*

La aeronave estaba equipada con un Sistema de Avisos Acústicos que gestionaba los avisos sonoros en cabina asociados a la actuación del resto de los sistemas en los que así se había dispuesto. Estos avisos se emitían a través de dos altavoces exclusivos del sistema, y de los auriculares y altavoces del sistema de audio.

En los dos apartados anteriores se han descrito los avisos acústicos correspondientes a los Sistemas de Piloto Automático y de Avisos de Altitud.

Cabe hacer referencia al aviso de tren de aterrizaje recogido o no bloqueado, consistente en un mensaje de voz con la expresión «LANDING GEAR», que se emitía cuando la aeronave estaba próxima al suelo y no estaba configurada para el aterrizaje, conjuntamente con el aviso luminoso «GEAR», en color rojo, en el panel múltiple de alarmas.

1.7. Información meteorológica

Según consta en los registros de la Oficina Meteorológica del Aeropuerto de Madrid-Barajas, el Explotador de la aeronave recogió información meteorológica en la ventanilla de dicha oficina a las 06.35 horas.

1.7.1. *Información general*

El día 14 de enero de 2002, a las 07.30 horas, en niveles bajos había un anticiclón al Oeste de Portugal extendiéndose por la Península Ibérica, dando lugar a grandes extensiones con neblinas o nieblas. Entre Baleares y Córcega había bajas presiones relativas.

En el lugar del accidente, en el nivel de vuelo 050 los vientos eran del Norte-Noroeste con una intensidad de 15 Kts y la temperatura aproximada de 2 °C; en el nivel de vuelo 100 los vientos eran del Norte con una intensidad de 25 Kts y la temperatura aproximada de -5 °C.

En niveles altos había una corriente en chorro en el nivel de vuelo 310 penetrando perpendicularmente a las costas de Vizcaya y dirigiéndose a través de Aragón hacia Argelia, con vientos de hasta 100 Kts.

En el lugar del accidente, en el nivel de vuelo 180 el viento era del Norte con una intensidad aproximada de 50 Kts y una temperatura aproximada de -20°C .

1.7.2. Información de aeródromo

En el Aeropuerto de Bilbao, los informes METAR del día 14 de enero de 2002, a las 06.30, 07.00 y 07.30 horas, fueron los siguientes:

Hora:	06.30	07.00	07.30
Viento:	090°/02 Kts	090°/02 Kts	100°/02 Kts
Visibilidad:	2.000 m	3.000 m	3.500 m
Nubosidad:	Dispersa a 1.600 ft Dispersa a 2.200 ft Fragmentada 4.500 ft	Escasa a 400 ft Dispersa a 1.600 ft Fragmentada 2.500 ft	Escasa a 400 ft Dispersa a 2.000 ft Fragmentada 2.500 ft
Temperatura:	8 °C	9 °C	8 °C
Punto de Rocío:	8 °C	9 °C	8 °C
Q.N.H.:	1.030 hPa	1.030 hPa	1.030 hPa

Fenómenos Significativos:

Temporamente 1.500 m por bancos de niebla	Temporamente 1.500 m por bancos de niebla	Temporamente 1.500 m por bancos de niebla
---	---	---

En cuanto al informe sobre el pronóstico de aeródromo (TAF) entre las 05.00 y las 14.00 horas se refiere, en el Aeropuerto de Bilbao se preveía un viento de 120°/05 Kts, una visibilidad de 5.000 metros y una nubosidad dispersa a 2.000 ft y fragmentada a 2.500 ft. Había una probabilidad del 40% de que temporalmente, entre las 5:00 y las 11:00 horas, la visibilidad se redujese a 1.000 metros por bancos de niebla y de que se produjera lluvia débil.

1.7.3. Información para la ruta

La predicción para vuelos hasta 15.000 ft y con destino al Norte de la Península Ibérica indicaba una visibilidad reducida por niebla en los valles a 800 metros, y reducida por bruma y llovizna local a 3.000 metros en toda la zona. Asimismo, se preveía que toda la zona estuviera cubierta por nubes en capas con base entre 800 y 3.500 ft, y altura entre 7.000 y 9.000 ft.

1.8. Ayudas para la navegación

Todas las ayudas a la navegación a lo largo de la ruta que siguió la aeronave y para la aproximación instrumental de precisión a la pista 30 del Aeropuerto de Bilbao estaban operativas el día en que ocurrió el accidente.

En la mañana del 14 de enero de 2002 se realizó un vuelo de inspección especial de los equipos que estaban radiando en el momento en que ocurrió el accidente. Los resultados obtenidos en las diferentes maniobras efectuadas, realizadas a las alturas publicadas, se encontraban dentro de tolerancias.

1.9. Comunicaciones

Una vez establecida en ruta, la aeronave mantuvo comunicaciones con las Dependencias de Control que se relacionan a continuación:

— Centro de Control de Madrid (LECM):

- Sector Salidas (SCT/DEP), en la frecuencia 120.900 MHz, entre las 06.38:37 y las 06.54:16 horas.
Esta dependencia le autorizó para proceder directo al VOR de Domingo (DGO) y ascender al nivel de vuelo 220 requerido.
- Sector Sierra-Domingo (SCT/SIE-DGO), en la frecuencia 134.350 MHz, entre las 06.54:18 y las 07.06:56 horas.
Esta dependencia le autorizó, a las 06.54:35 horas, para proceder directo al punto CEGAM, de referencia para la llegada normalizada por instrumentos CEGAM UNO QUEBEC (CEGAM1Q) al Aeropuerto de Bilbao.
- Sector Cantábrico-Ría (SCT/CCO-RIA), en la frecuencia 118.275 MHz, entre las 07.07:06 y las 07.17:47 horas.
Esta dependencia le autorizó a descender, inicialmente al nivel de vuelo 200 (07.12:12 horas), después al 160 (07.14:16 horas) y finalmente al 150 (07.17.40 horas), transfiriéndole a la dependencia de Control de Aproximación de Bilbao.

— Control de Aproximación de Bilbao (LEBB/APP), en la frecuencia 120.700 MHz, entre las 07.18:03 y las 07.28:17 horas.

Esta dependencia le autorizó a descender al nivel de vuelo 120 (07.19:16 horas), le informó de que la pista en servicio era la 30 y le suministró los datos meteorológicos correspondientes al METAR de las 07.00 horas (07.19:53 horas), y le autorizó a descender al nivel de vuelo 100, indicándole: «Si lo desea puede recortar volando a LEKTO o a KARMA» (07.20:34 horas), a lo que la aeronave respondió: «Pues sí, volamos para LEKTO y bajamos para 120». Los puntos LEKTO y KARMA son los siguientes al CEGAM en la llegada CEGAM UNO QUEBEC (CEGAM1Q); KARMA es el pun-

to de referencia para el inicio de la aproximación (IAF). Más tarde, le autorizó para descender a discreción y realizar una aproximación ILS a la pista 30 con un Q.N.H. de 1030 hPa (07.22:44 horas).

Las últimas comunicaciones entre esta dependencia de control y la aeronave fueron las siguientes:

Hora	Estación	Comunicaciones
07.27:37	LEBB/APP	Ibertrans 1278 notifique establecido en el localizador.
07.27:42	IBT 1278	Estamos establecidos... localizador. Ibertrans 1278. (Se oye un ruido sin identificar.)
07.27:46	LEBB/APP	¿Me confirma establecido en localizador y senda?
07.27:50	IBT 1278	Estamos en el localizador.
07.27:53	LEBB/APP	Recibido, ¿y su distancia en final?
07.27:58	IBT 1278	Según nos está marcando estamos a 19 millas.
07.28:02	LEBB/APP	19 millas, recibido. Pase con la Torre en 18,5.
07.28:11	LEBB/APP	Ibertrans 1278 con la Torre en 18,5.
07.28:14	IBT 1278	18,15, hasta ahora.
07.28:15	LEBB/APP	Le confirmo 18,5.
07.28:17	IBT 1278	18,5.

Poco más de un minuto después, al no haber establecido la aeronave comunicación con la Torre de Control del Aeropuerto de Bilbao (LEBB/TWR) en la frecuencia 118.500 MHz, la dependencia Control de Aproximación de Bilbao intentó comunicar de nuevo con la aeronave, directamente en tres ocasiones (07.29:24, 07.29:53 y 07.30:36 horas) y varias más a través de otra aeronave en la zona, sin obtener respuesta.

1.10. Información de aeródromo

El Aeropuerto de Bilbao dispone de dos pistas de asfalto con orientaciones 12-30 y 10-28, y dimensiones 2.600 × 45 m y 2.000 × 45 m, respectivamente. La pista 30 está equipada con un sistema I.L.S. de aproximación instrumental de precisión.

De acuerdo con las cartas publicadas en el AIP-ESPAÑA, para los vuelos procedentes del Sur y del Este, las rutas de llegada normalizada por instrumentos a la pista 30 parten del punto CEGAM, situado en el radial 125° y a una distancia de 36,25 MN del VOR/DME de Bilbao (BLV), continúan al punto LEKTO, situado en el radial 125° y a una distancia de 27,00 MN del mismo, y, en el caso de realizar una aproximación instrumental de precisión (VOR/DME-ILS/DME), se dirigen con un rumbo de 344° al punto KARMA, de referencia para el inicio de la aproximación (IAF), situado en el radial 119° y a una distancia de 24,04 MN del VOR/DME de Bilbao (llegada CEGAM UNO QUEBEC).

La Altitud Mínima de Seguridad (MSA) en el Sector Sur de Bilbao, definido como un semicilindro con centro en el VOR/DME de Bilbao, radio de 25 MN y limitado por los radiales 086° y 266° del mismo, es de 7.000 ft. En los puntos LEKTO y KARMA, la altitud mínima de seguridad es de 6.000 ft.

Una vez establecidas las aeronaves en el punto KARMA, deben continuar volando en el radial 119° de BLV (rumbo 299°), manteniendo primero una altitud mínima de 6.000 ft hasta una distancia de 20,14 MN del mismo (18,60 MN del ILS), descendiendo después para mantener una altitud mínima, de interceptación de la Senda de Planeo, de 4.900 ft entre 18,00 y 15,00 MN de BLV, y continuando el descenso hasta 4.400 ft y manteniendo esta altitud hasta 13,11 MN de BLV (11,60 MN del ILS), en que las aeronaves deben estar establecidas en la Senda de Planeo y el Localizador del ILS. A partir de este punto, de referencia para la aproximación final (FAP), las aeronaves deben seguir la trayectoria que les indica el ILS, continuando el descenso con un ángulo de 3,4° respecto de la horizontal y manteniendo el rumbo 300°.

Como Figuras 1.10.1 y 1.10.2 se incluyen copias de las cartas en vigor en la fecha en que ocurrió el accidente.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave disponía de un Registrador Digital de Datos de Vuelo (D.F.D.R.) y de un Registrador de Voces en Cabina (C.V.R.), situados en la zona posterior del fuselaje. Se recuperaron los dos con daños producidos como consecuencia del impacto de la aeronave con el terreno.

Se desmontaron e inspeccionaron los dos equipos al Taller de componentes electrónicos (I.E.R.A.) de la Compañía Iberia, donde se evaluaron los daños que habían sufrido y se adoptaron las medidas necesarias para poder extraer la información que contenían.

En el D.F.D.R. fue necesario cortar la carcasa exterior para acceder a sus elementos internos; se encontraron dañadas algunas de las tarjetas electrónicas que controlan su funcionamiento y partido el eje de arrastre de la cinta que contiene la grabación, por lo que se extrajo esta y se montó en otro equipo de las mismas características que el dañado, y se llevó para su lectura al Laboratorio de registradores (S.T.A.R.) de la Compañía Iberia.

En el C.V.R., una vez desmontada la carcasa exterior, no se apreciaron daños internos; se enderezó una chapa que había sufrido deformaciones que podrían haber impedido el arrastre normal de la cinta que contiene la grabación y se llevó para su lectura y transcripción al Laboratorio de C.V.R. de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (C.I.A.I.A.C.).

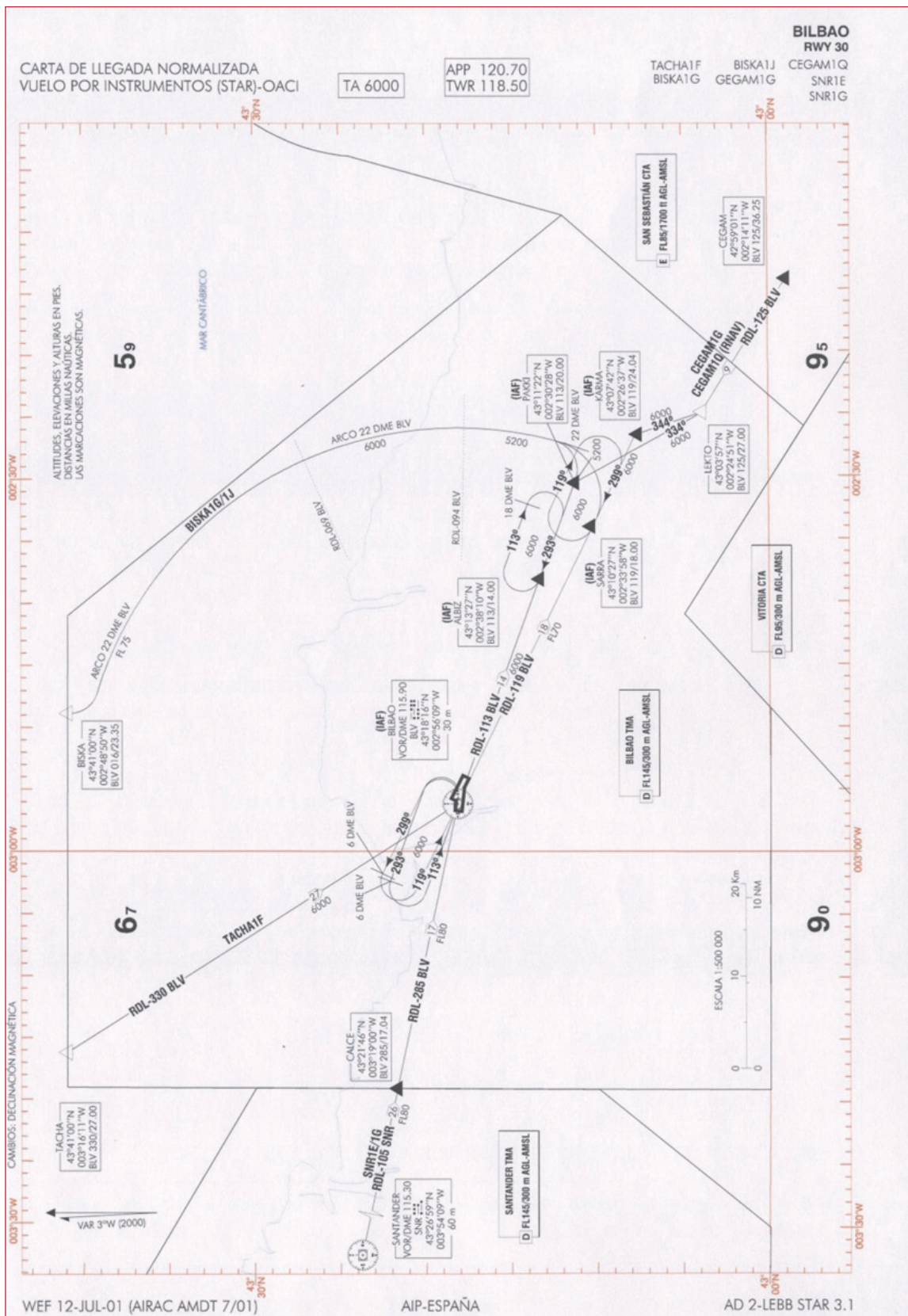


Figura 1.10.1. Carta de llegadas instrumentales a la pista 30

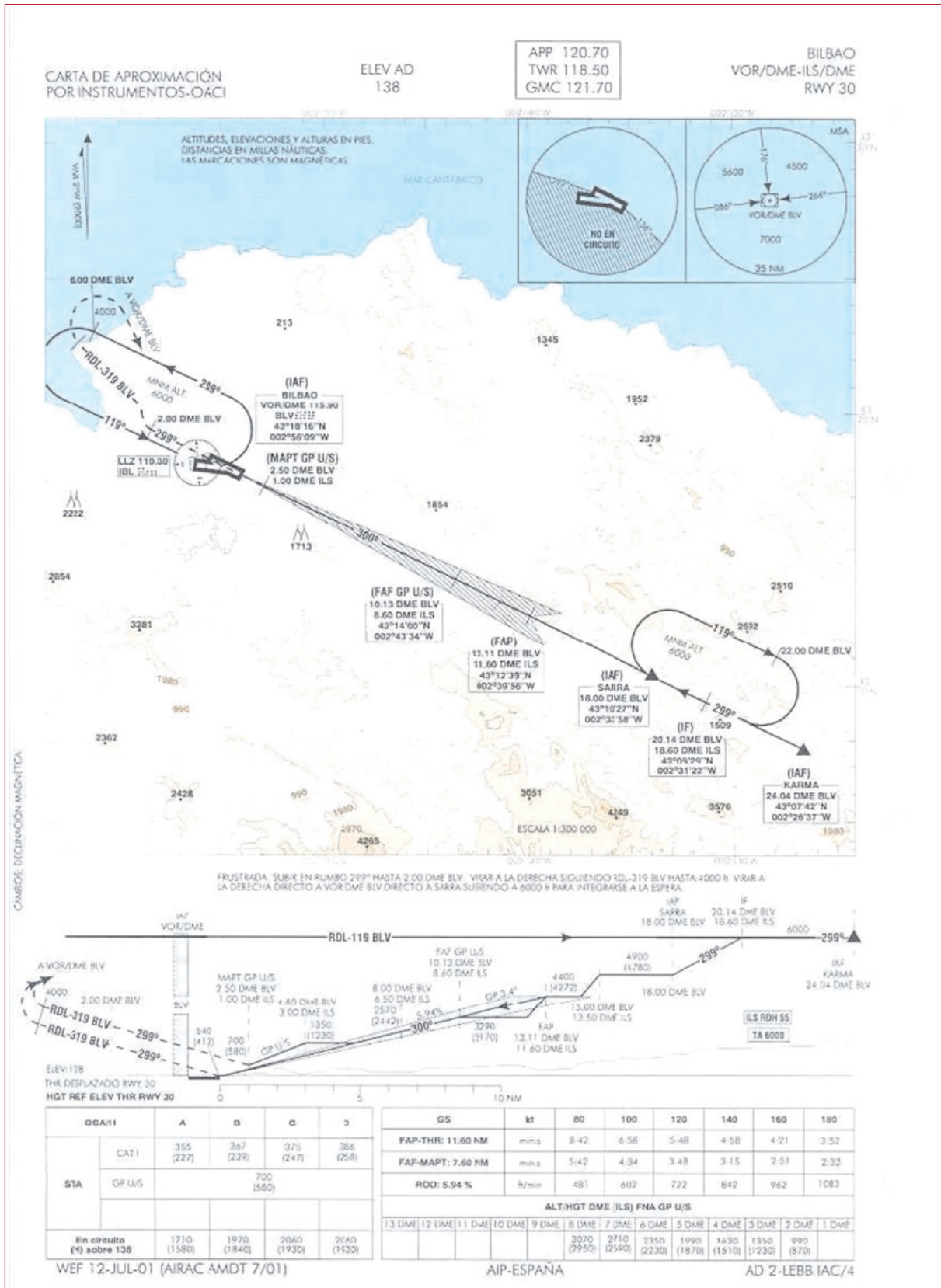


Figura 1.10.2. Carta de aproximación VOR/DME-ILS/DME a la pista 30

1.11.1. Registrador digital de datos de vuelo (D.F.D.R.)

La aeronave tenía instalado un Registrador Digital de Datos de Vuelo de la marca FAIRCHILD, modelo F-800, P/N 17M800-261, S/N 04971. Estaba totalmente inoperativo debido a los daños sufridos en el curso del accidente, por lo que, para extraer la información que contenía, se montó la cinta que contiene la grabación en un equipo de las mismas características, con S/N 04045.

Este equipo registraba la información procesada por la Unidad de Adquisición de Datos de Vuelo (F.D.A.U.) instalada en la aeronave, de la marca TELEDYNE CONTROLS, P/N 229951, S/N 006, que suministraba, a través de 17 canales de información, 52 parámetros correspondientes al vuelo, 29 de ellos continuos y 23 discretos. Esta información se graba de forma continua en el D.F.D.R., teniendo éste capacidad para almacenar continuamente la información correspondiente a las últimas 25 horas de funcionamiento de la aeronave.

La información grabada en la cinta del D.F.D.R. que tenía instalado la aeronave se leyó en el Laboratorio de registradores (S.T.A.R.) de la Compañía Iberia. Una vez se hubo comprobado que los datos obtenidos correspondían a una grabación correcta, los correspondientes al vuelo en que se produjo el accidente se transformaron en unidades de ingeniería utilizando la documentación suministrada por el fabricante de la aeronave sobre la conversión de cada uno de los parámetros.

Una vez se dispuso de la información en unidades de ingeniería, se validó y analizó en la C.I.A.I.A.C., con la colaboración de un representante del fabricante de la aeronave.

En líneas generales, la aeronave alcanza el nivel de vuelo 220, de crucero requerido, aproximadamente a las 06.53.30 horas. En este momento vuela con un rumbo próximo a los 13° y una velocidad indicada de 155 Kts.

Aproximadamente a las 06.55:45 horas, la aeronave inicia un viraje a la derecha hasta establecerse en un rumbo de 28-29° y aumenta su velocidad hasta alcanzar 195 Kts, manteniendo el nivel de vuelo.

A partir de las 07.12:33 horas, manteniendo el rumbo, la aeronave inicia un descenso continuo y aumenta su velocidad hasta alcanzar los 245 Kts alrededor de las 07.19:00 horas.

Alrededor de las 07:20:30 horas, continuando el descenso y con una altitud de 14.500 ft, la aeronave inicia un viraje a la izquierda hasta establecerse en un rumbo próximo a 300° alrededor de las 07.28:00 horas; en este momento la aeronave se encuentra a 2.238 ft de altitud. En este intervalo de tiempo, a partir de las 07.25:30 horas, con la aeronave a una altitud de 8.765 ft y una velocidad indicada de 240 Kts, los parámetros de actitud de la aeronave (ángulos de picado y de alabeo) empiezan a sufrir oscilaciones que se reflejan en el régimen de descenso (que llega a alcanzar en algunos momentos valores superiores a los 5.000 ft/minuto) y el rumbo de la aeronave (tendiendo a irse a la derecha cuando se estaba mandando a la izquierda), y se mantienen hasta el final de la grabación.

La aeronave sigue descendiendo hasta las 07.28:14 horas, en que inicia un suave ascenso que se mantiene hasta que, seis segundos más tarde finaliza la grabación como consecuencia del impacto de la aeronave con el terreno.

En las figuras 1.11.1.1 y 2, se han representado gráficamente los parámetros relevantes del vuelo; por una parte, los parámetros laterales del vuelo: giro del mando de ala-

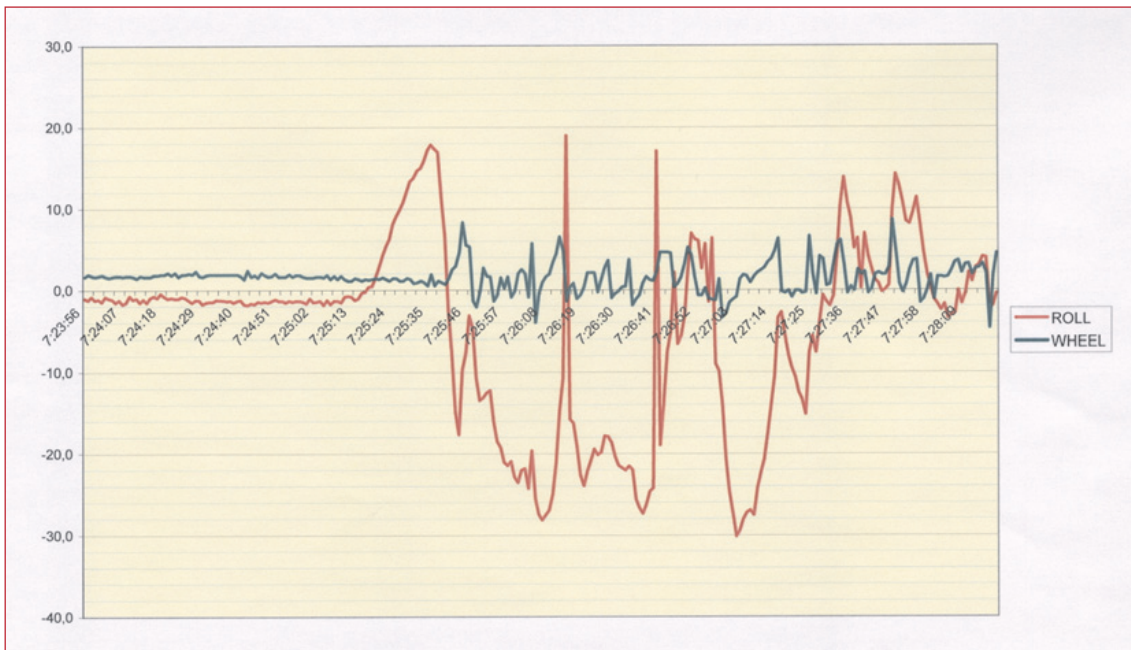


Figura 1.11.1.1. Gráfico de parámetros laterales

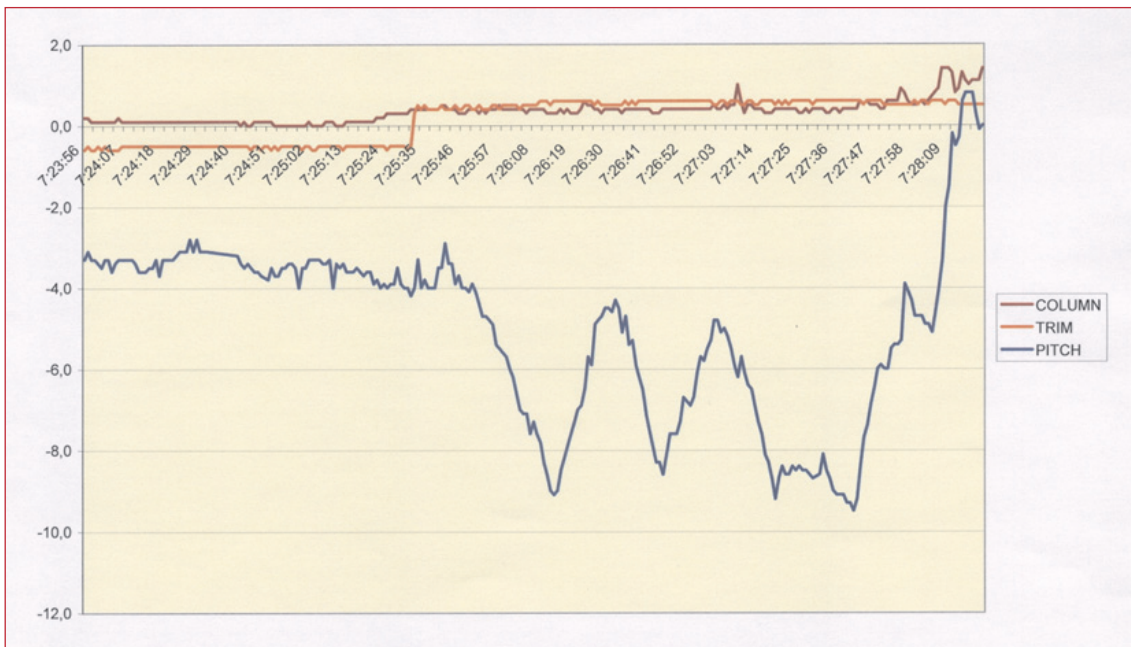


Figura 1.11.1.2. Gráfico de parámetros verticales

beo en cabina («wheel») y el ángulo de alabeo de la aeronave («roll»), y por otra, los parámetros verticales del mismo: Desplazamiento del mando de profundidad en cabina («column»), giro del estabilizador horizontal como consecuencia de la actuación del compensador («trim») y el ángulo de picado de la aeronave («pitch»).

1.11.2. *Registrador de voces en cabina (C.V.R.)*

La aeronave tenía instalado un Registrador de Voces en Cabina de la marca FAIRCHILD, modelo A100A, P/N 93A100-83, S/N 51084.

Este equipo disponía de cuatro canales de grabación en los que se registraban de forma continua los sonidos correspondientes a los últimos 30 minutos (valor nominal) de funcionamiento de la aeronave. En cada canal se grababan los sonidos procedentes de:

- Canal n.º 1: Sistema de Avisos al Pasaje.
- Canal n.º 2: Micrófono y auriculares del puesto del Copiloto.
- Canal n.º 3: Micrófono y auriculares del puesto del Piloto al Mando.
- Canal n.º 4: Micrófono de ambiente.

La extracción de la información grabada en el C.V.R. se realizó en el Laboratorio de C.V.R. de la C.I.A.I.A.C., utilizando el propio equipo para reproducir el sonido. Se obtuvieron 35.22 minutos de sonido en cuatro canales, que se grabaron en soportes comerciales para su posterior transcripción y análisis.

La grabación correspondiente a cada uno de los canales contenía lo siguiente:

- Canal n.º 1: No contenía grabaciones.
- Canal n.º 2: Contenía la grabación de las comunicaciones realizadas por el Copiloto y recibidas del exterior.
- Canal n.º 3: Contenía la grabación de las comunicaciones realizadas por el Piloto al Mando y recibidas del exterior.
- Canal n.º 4: Contenía la grabación de las comunicaciones realizadas entre la aeronave y el exterior, las conversaciones en cabina, sonidos correspondientes a distintas actuaciones de los tripulantes sobre sistemas de la aeronave y los avisos acústicos emitidos por los propios sistemas de la aeronave.

Las conversaciones, sonidos y avisos se registraron sólo en canal correspondiente al micrófono de ambiente debido a que los tripulantes de la aeronave no utilizaron el sistema de interfonía, probablemente por no tener puestos los auriculares. En consecuencia, fue necesario realizar la transcripción de lo grabado en este canal, de calidad deficiente debido a las condiciones en que se realiza la grabación y a limitaciones del propio registrador; para lograrlo, fue necesario realizar una limpieza general de la grabación y tratar de manera específica determinados fragmentos de la misma.

De esta grabación cabe destacar:

- El piloto que lleva los mandos de la aeronave es el Piloto al Mando. El Copiloto lleva las comunicaciones.
- Entre las 06.58.39 y las 06.59:08 horas, la tripulación realiza el «briefing» de aproximación. Van a proceder con rumbo 305° para LEKTO y después con rumbo 334° a KARMA para iniciar la aproximación; confirman que la altitud mínima de seguridad en el punto KARMA es de 6.000 ft y el Piloto al Mando instruye al Copiloto para que le vaya marcando los pasos.
- A las 07.08:33 y 07.08:45 horas intentan comunicar con Bilbao para obtener la información meteorológica. Al no lograr la comunicación, deciden pedirla más tarde y hacer la lista de descenso.
- En primer lugar, los dos tripulantes repasan las condiciones meteorológicas en el Aeropuerto de Pamplona (Copiloto: «Pamplona está bien ¿vale? ... 8000 y lluvia débil»; Piloto al Mando: «De acuerdo») por si no pueden entrar en el de Bilbao.
- A las 07.10:02 horas, hacen la lista de descenso. Lee el Copiloto y responde el Piloto al Mando:
 - Winshield Heating On
 - Air Conditioning Aguantamos
 - Pressurization Pues Bilbao tiene... 138

Termina a las 07.10:12 el Copiloto, con la expresión: ¿Lo hacemos escalonado mejor?

- A las 07.25:06 horas, el Copiloto comenta al Piloto al Mando que va un poco alto.
- A partir de las 07.25:53 horas, el Piloto al Mando empieza a tener dificultades con los mandos de vuelo, que atribuye al piloto automático, y el Copiloto intenta ayudarle. A partir de este momento los dos tripulantes centran su atención en estas dificultades, que continúan hasta el final del vuelo.
- A las 07.26:17, 07.26:29 y 07.26:55 horas, se oyen avisos acústicos del Sistema de Avisos de Altitud (Altitude Alert). No hay conversaciones al respecto.
- A las 07.27:31 horas ya tienen señal del ILS y a las 07.27:42 horas están establecidos en el Localizador.
- Inmediatamente se oyen tres pitidos y el mensaje de voz «Landing Gear», emitidos por el Sistema de Avisos Acústicos de la aeronave.
- A las 07.28:05 horas, el Copiloto le dice al Piloto al Mando que controle el avión y, cuatro segundos más tarde, que tiene fallo de Senda.
- La grabación termina a las 07.28:19 horas.

Una vez se dispuso de la transcripción, se sincronizó con las comunicaciones realizadas con las distintas dependencias de Control y con los datos obtenidos del D.F.D.R.

En la figura 1.11.2 se ha representado la trayectoria final de la aeronave con las conversaciones en cabina superpuestas, correspondientes a los tres últimos minutos del vuelo.

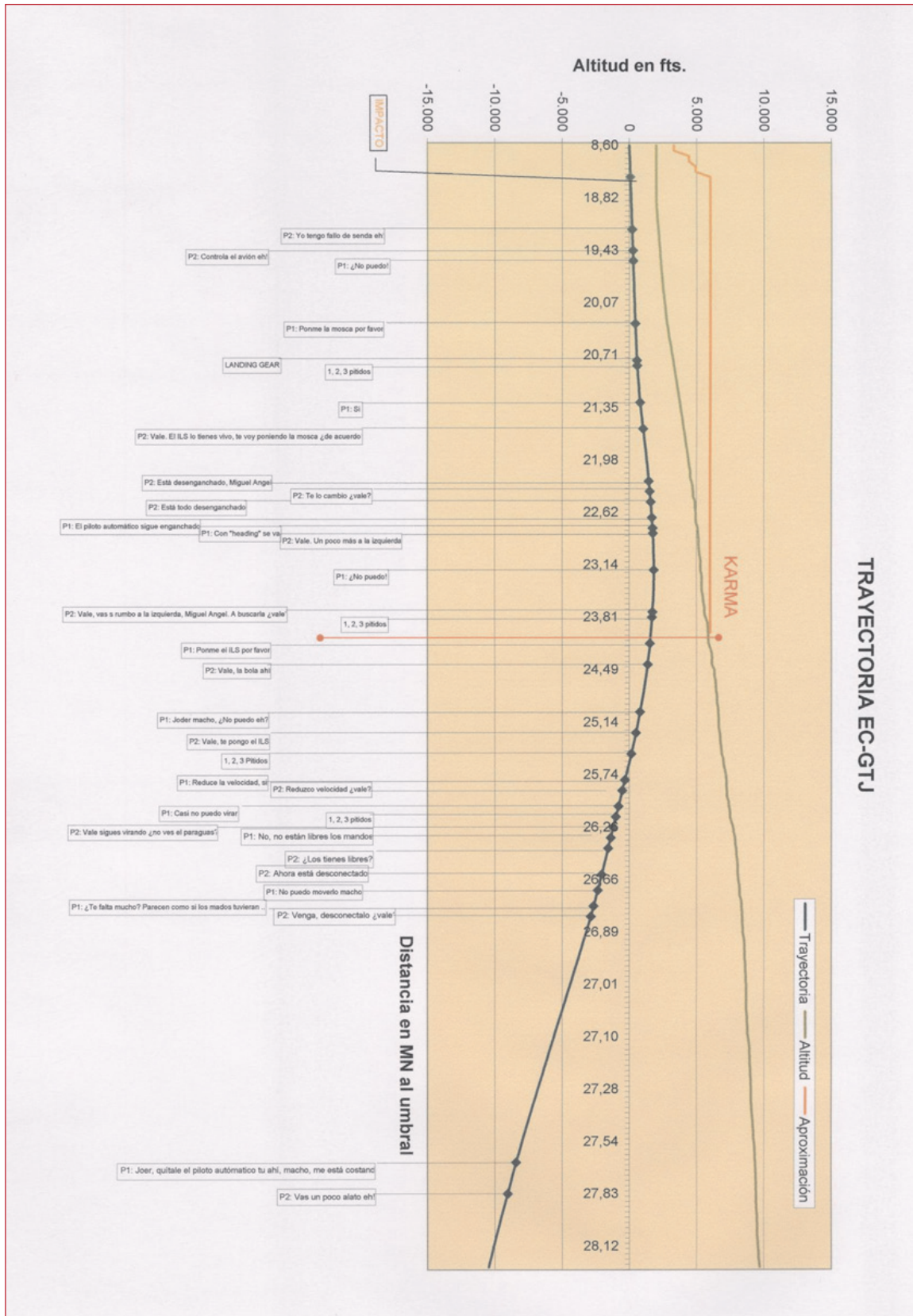


Figura 1.11.2. Sincronización de la trayectoria (DFDR) con las conversaciones en cabina (CVR)

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

La aeronave impactó, en línea de vuelo y con actitud de ascenso, contra la ladera Este del Monte de Santa Marina, próximo a Zaldívar (Vizcaya), en un punto situado a una distancia de 18 MN del umbral de la pista 30 del Aeropuerto de Bilbao y prácticamente en la prolongación de su eje, y con un desnivel de 40 metros (130 pies) respecto de la cima.

En la figura 1.12.2 puede verse el croquis con la distribución de los restos de la aeronave, que se describe a continuación.

En el lugar del impacto y sus inmediaciones quedaron prácticamente todas (todas menos una) las palas de las hélices, totalmente destruidas, los paquetes del sistema de aire acondicionado y distintos elementos ubicados en la parte inferior de la aeronave a la altura de la zona de unión ala-fuselaje.

El resto de los elementos de la aeronave se desplazó, superando en su mayor parte la cima del monte, distinguiéndose dos grandes grupos de elementos importantes de la aeronave: Elementos situados en el fuselaje posterior (detrás de la zona de unión ala-fuselaje) y la cola, y elementos situados en las alas y la parte delantera del fuselaje.



Figura 1.12.1. Trayectoria final de la aeronave

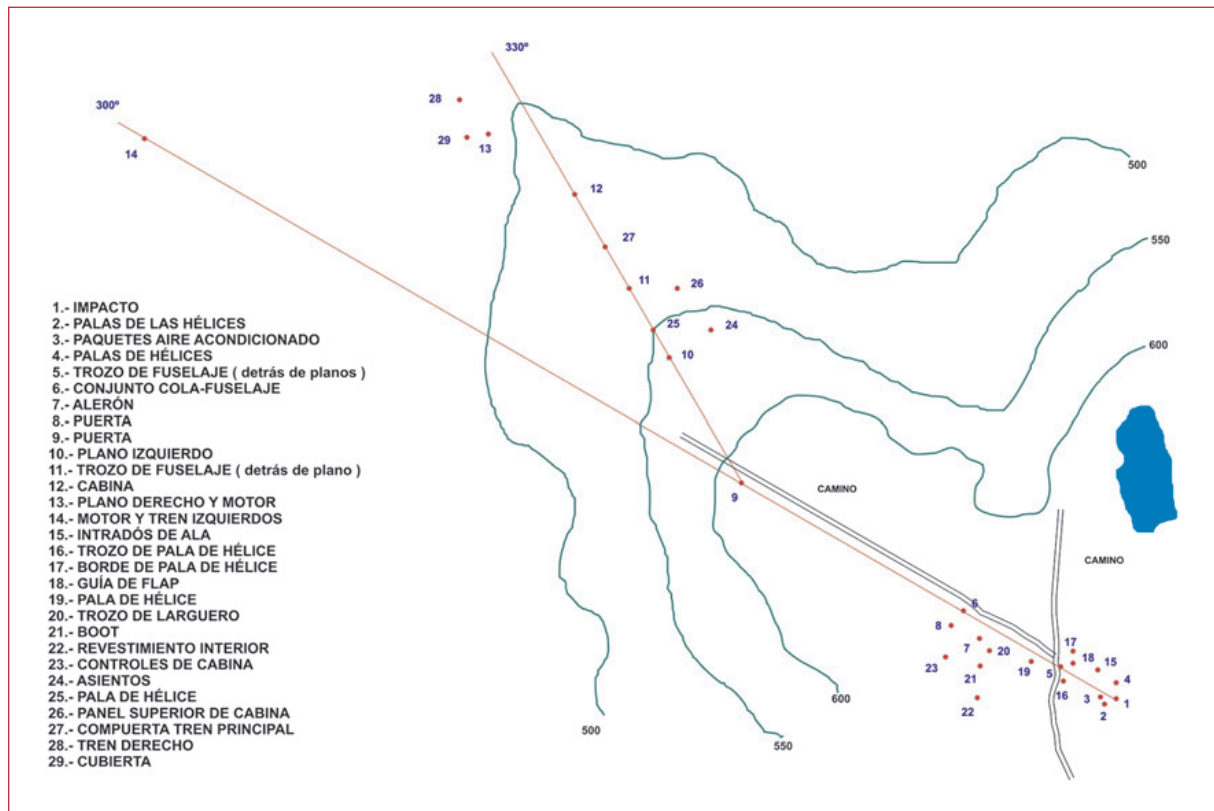


Figura 1.12.2. Croquis de distribución de restos



Figura 1.12.3. Lugar del primer impacto

Los elementos situados en el fuselaje posterior y la cola, incluidos estos, quedaron en las proximidades de la cima del monte, con una distribución que seguía prácticamente la trayectoria hacia la pista 30 del Aeropuerto de Bilbao (rumbo 300°). Los elementos de mayor tamaño encontrados fueron un trozo del fuselaje posterior y la cola con la zona del fuselaje a la que está unida. Cabe reseñar que la mayor parte de la carga que transportaba la aeronave, con excepción de unos pocos embalajes más pesados, quedó en esta zona; sobre las ramas de los árboles quedó depositada una gran cantidad de papel y otros materiales ligeros.

Los elementos situados en las alas y la parte delantera del fuselaje, incluidos estos, quedaron más alejados en la falda del monte opuesta a la del impacto, con una distribución que seguía prácticamente una línea que formaba 30° hacia el Norte con la trayectoria hacia la pista 30 del Aeropuerto de Bilbao (rumbo 330°). Así, citándolos del más próximo al más alejado del lugar del impacto, se encontraron alineados siguiendo esta trayectoria: El ala izquierda, la sección del fuselaje situada entre la cabina de mando y las alas, la propia cabina de mando, el ala y el motor derechos, y la pata derecha del tren de aterrizaje principal.

Los únicos elementos importantes de la aeronave que estaban fuera de estos dos grandes grupos fueron el motor izquierdo y la pata del tren de aterrizaje principal de ese mismo lado. Estos elementos, que fueron los que se encontraron a mayor distancia del lugar del impacto, quedaron prácticamente en la trayectoria hacia la pista 30 del Aeropuerto de Bilbao.



Figura 1.12.4. Sección de cola



Figura 1.12.5. Ala y motor derechos



Figura 1.12.6. Motor y tren izquierdos

1.13. Información médica y patológica

El informe sobre las autopsias realizadas a los cadáveres de los tres ocupantes de la aeronave establece que su muerte se produjo de forma instantánea y simultánea, falleciendo como consecuencia de los politraumatismos sufridos en el curso del accidente.

1.14. Incendios

No se produjo incendio.

1.15. Aspectos de supervivencia

Una vez la dependencia de Control de Aproximación de Bilbao comprobó que la aeronave no respondía a sus llamadas, lo comunicó a los responsables del Aeropuerto de Bilbao, junto con la última posición de la aeronave en la pantalla del radar.

Por parte del aeropuerto, se activó el Plan de Emergencia a las 07.45 horas, dando aviso a Protección Civil y al Servicio de Búsqueda y Salvamento (S.A.R.). Se inició de inmediato la búsqueda de la aeronave.

Más tarde, a las 09.24 horas, Protección Civil informó sobre el hallazgo de los restos de la aeronave y, cuatro minutos después, confirmó que los restos pertenecían a la misma y la presencia de tres personas fallecidas.

Dadas las características del accidente, no había posibilidad de supervivencia para los ocupantes de la aeronave.

1.16. Ensayos e investigación

1.16.1. Inspección de los restos de la aeronave

Los restos de la aeronave se inspeccionaron en el lugar del accidente con el apoyo de personal del fabricante y del explotador de la aeronave.

Se identificaron todos los restos sobre el terreno, comprobando que estaban todos los elementos de la aeronave, es decir, que antes del impacto con el terreno la aeronave mantenía su integridad.

Debido al elevado deterioro que habían sufrido prácticamente todos los componentes de la aeronave, no se pudo determinar el funcionamiento correcto de los distintos elementos, salvo en lo que se refiere a la continuidad de los mecanismos de mando de las distintas superficies aerodinámicas en la sección de cola y en las alas, y limitado solamente a los tramos que transcurren por el interior de estos elementos.

En cuanto a los actuadores e indicadores en la cabina de mando se refiere, esta se había separado del resto de los elementos de la aeronave y, en los sucesivos impactos que sufrió contra el terreno, había perdido parte de sus componentes, tales como el pedestal que contenía los mandos de los motores o el panel superior, sufrido grandes destrozos y adquirido una forma aproximada a la esférica. Esto hizo imposible obtener información válida sobre las posiciones e indicaciones de los mismos.

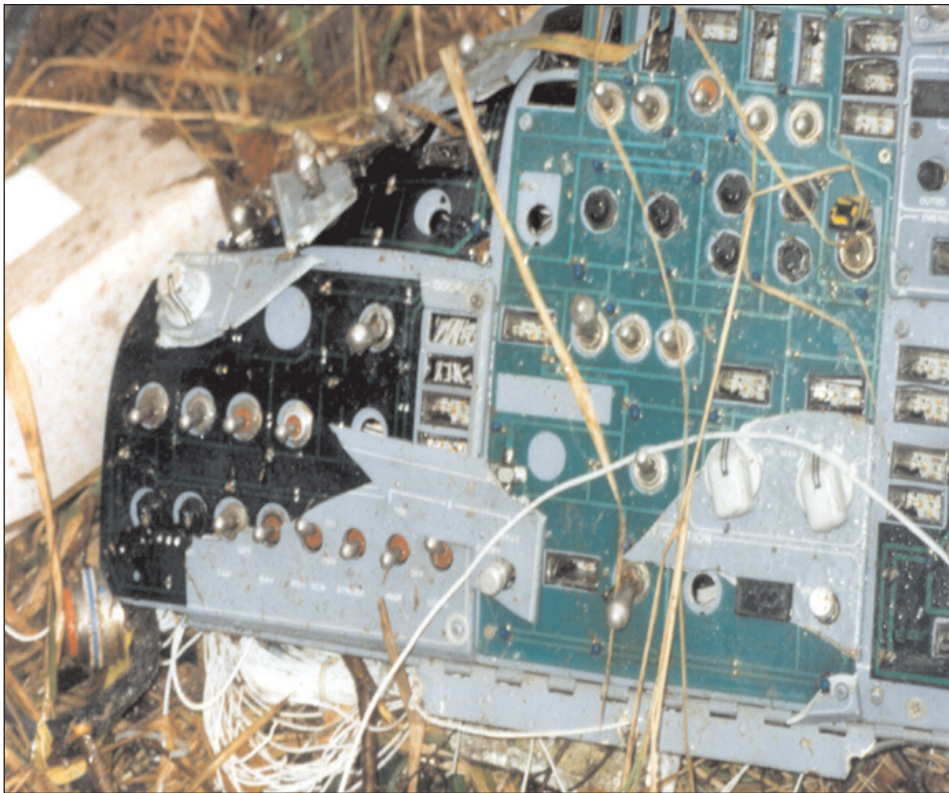


Figura 1.16.1.1. Panel superior de la cabina de mando

Finalmente, se consideró que, con excepción de los motores, los componentes de los distintos sistemas de la aeronave no estaban en condiciones adecuadas para obtener de ellos información sobre su funcionamiento previo al accidente.

Los motores se reservaron por si se consideraba necesario realizar estudios posteriores en centros especializados.

1.16.2. *Estudio de los motores y los sistemas de la aeronave*

El estudio del funcionamiento previo al impacto de los motores y los sistemas de la aeronave se realizó utilizando la información obtenida del Registrador Digital de Datos de Vuelo (D.F.D.R.), con el apoyo del fabricante de la aeronave en todos los casos y del fabricante de los motores en el caso de estos.

De estos estudios se desprendió que, salvo en el caso de los mandos de vuelo y del piloto automático (según se desprende de la grabación del C.V.R., el Piloto al Mando tenía dificultades con los mandos de vuelo y las atribuía a que el piloto automático estaba aún actuando pese a que el Copiloto afirmaba que daba indicación de estar desconectado), todos los sistemas de la aeronave funcionaban correctamente antes del impacto. No se consideró necesario realizar estudios adicionales sobre los motores.



Figura 1.16.2. Pedestal con los mandos de los motores

1.16.3. *Traza Radar*

La información obtenida de los Servicios de Control del Tránsito Aéreo incluía datos y gráficos sobre la trayectoria de la aeronave tal y como la habían detectado las estaciones de radar que cubrían la ruta. Esta información se perdía, debido a la orografía del terreno, cuando la aeronave se encontraba a una altitud aproximada de 5.000 ft, por lo que no reflejaba la trayectoria final de la aeronave.

Una vez se dispuso de la trayectoria obtenida a partir de los datos del D.F.D.R., se comprobó que eran prácticamente coincidentes en toda la trayectoria cubierta por las estaciones radar.

1.16.4. *Pruebas realizadas por el fabricante de la aeronave*

Debido a que en la aeronave accidentada el DFDR no registraba los datos correspondientes a la operación del piloto automático, el sistema de avisos acústicos no tenía implementado el aviso oral de desconexión del piloto automático y no se oye en el CVR el aviso oral de fallo del mismo en ningún momento del vuelo, el fabricante de la aeronave realizó una serie de pruebas en vuelo con objeto de intentar reproducir las condiciones del vuelo en el momento en que el Piloto al Mando empezó a tener problemas con los mandos de vuelo de la aeronave.

Estas pruebas se hicieron el día 11 de octubre de 2005, con la aeronave EMB-120 S/N 120-313, y consistieron en realizar el viraje al rumbo del localizador, partiendo de condiciones similares a las que lo hizo la aeronave accidentada, con el piloto automático desconectado y con este conectado en los modos HEADING y ROLL HOLD, respectivamente.

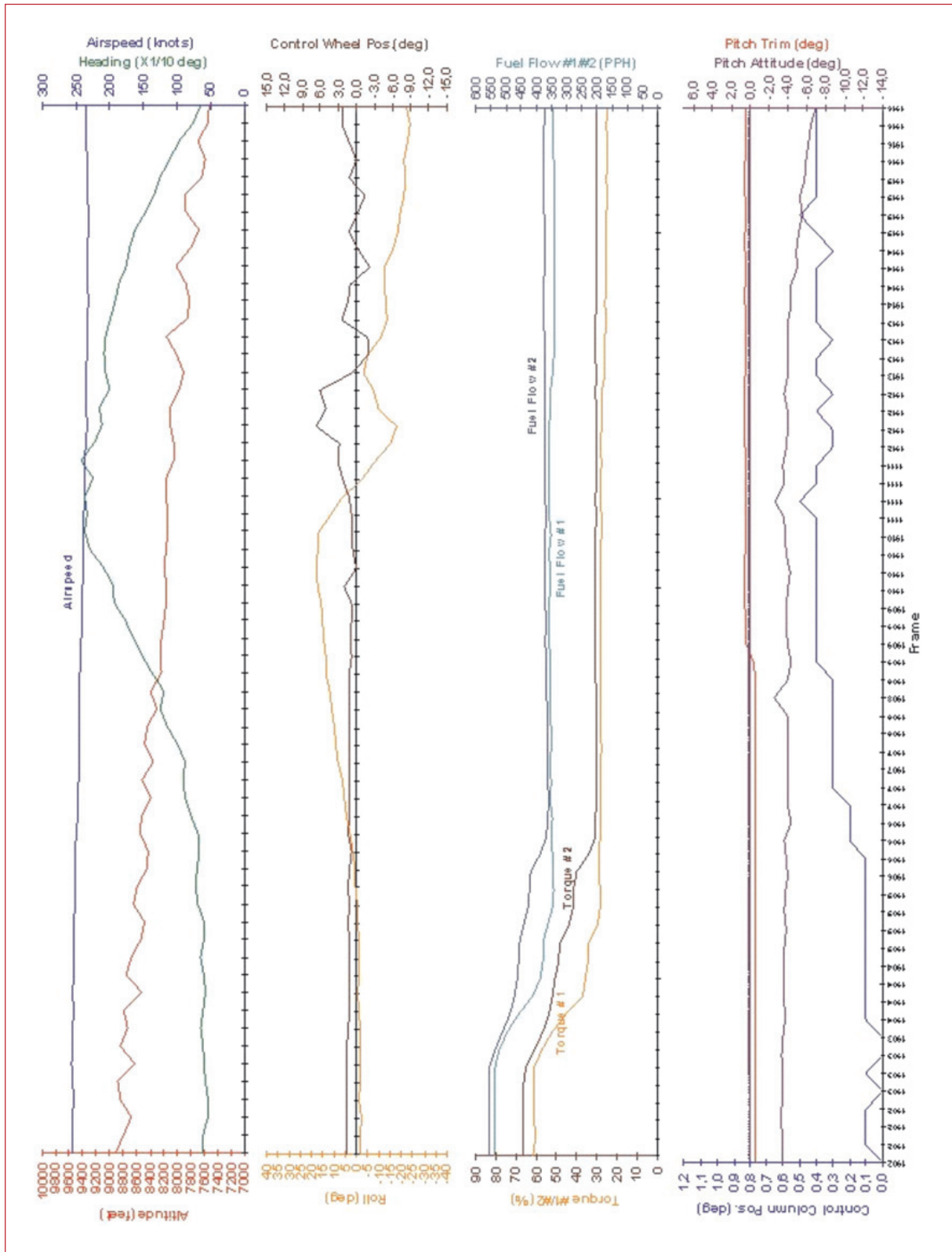


Figura 1.16.4.1. Vuelo del accidente

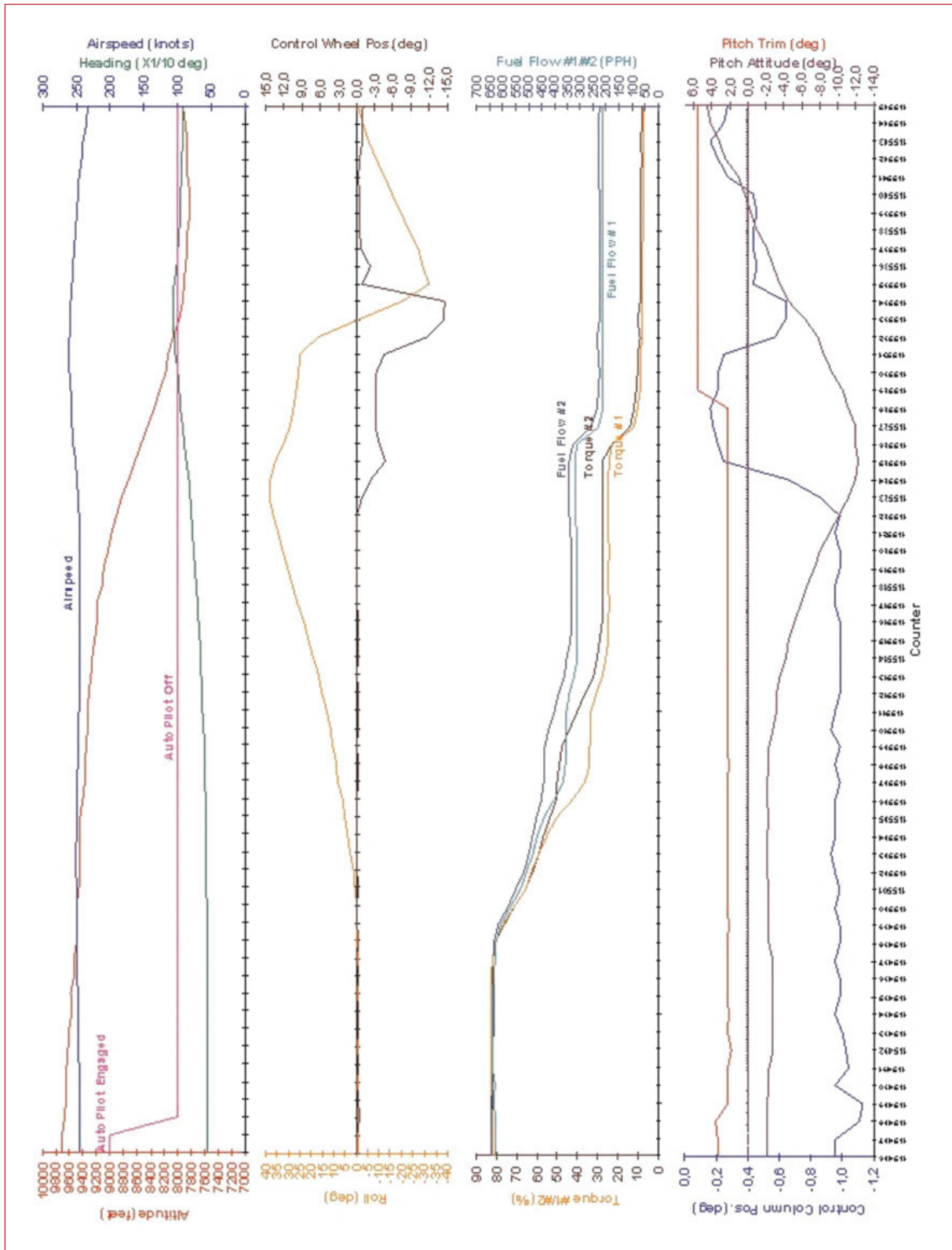


Figura 1.16.4.2. Vuelo de pruebas. Piloto Automático desconectado

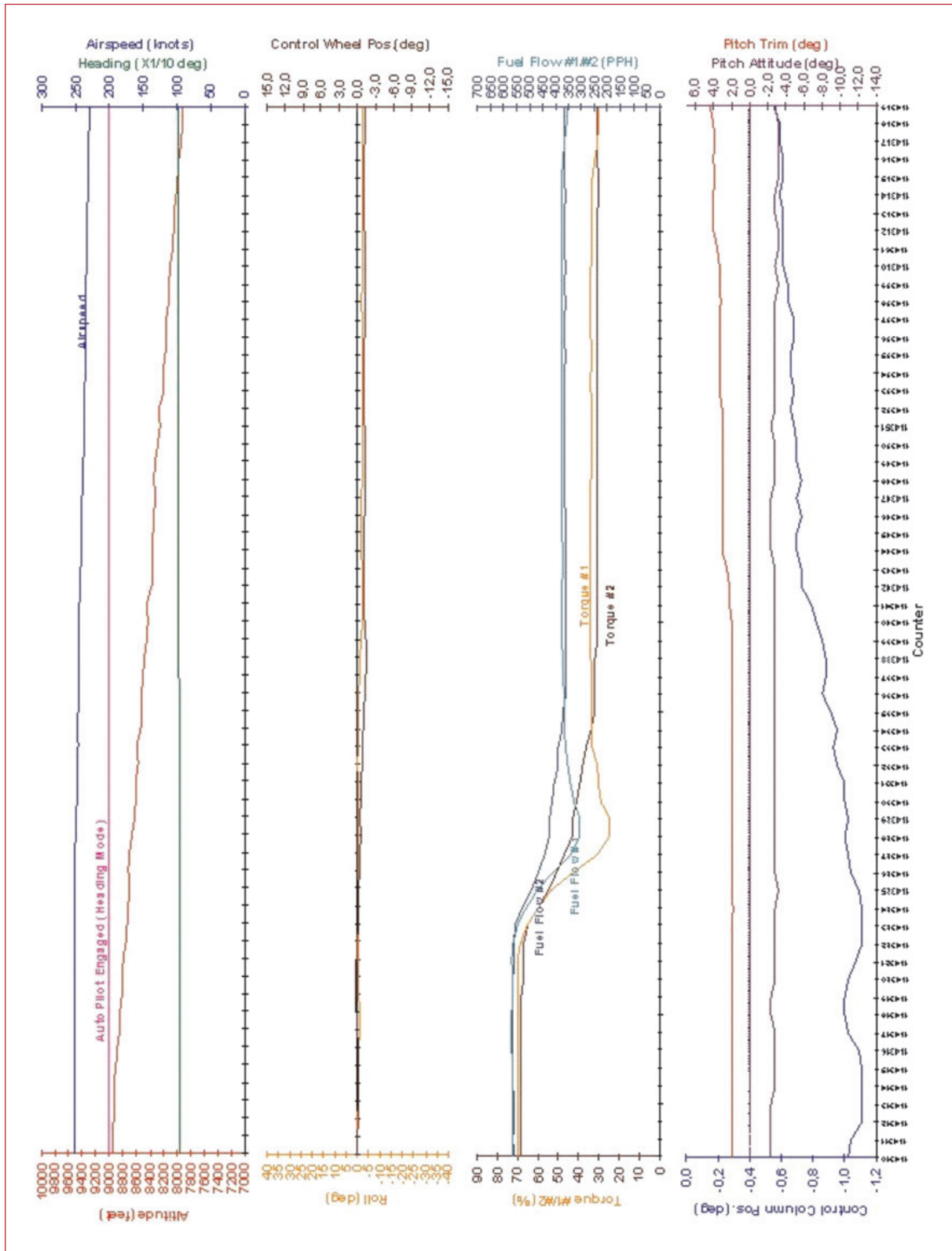


Figura 1.16.4.3. Vuelo de pruebas. Piloto Automático en modo HEADING

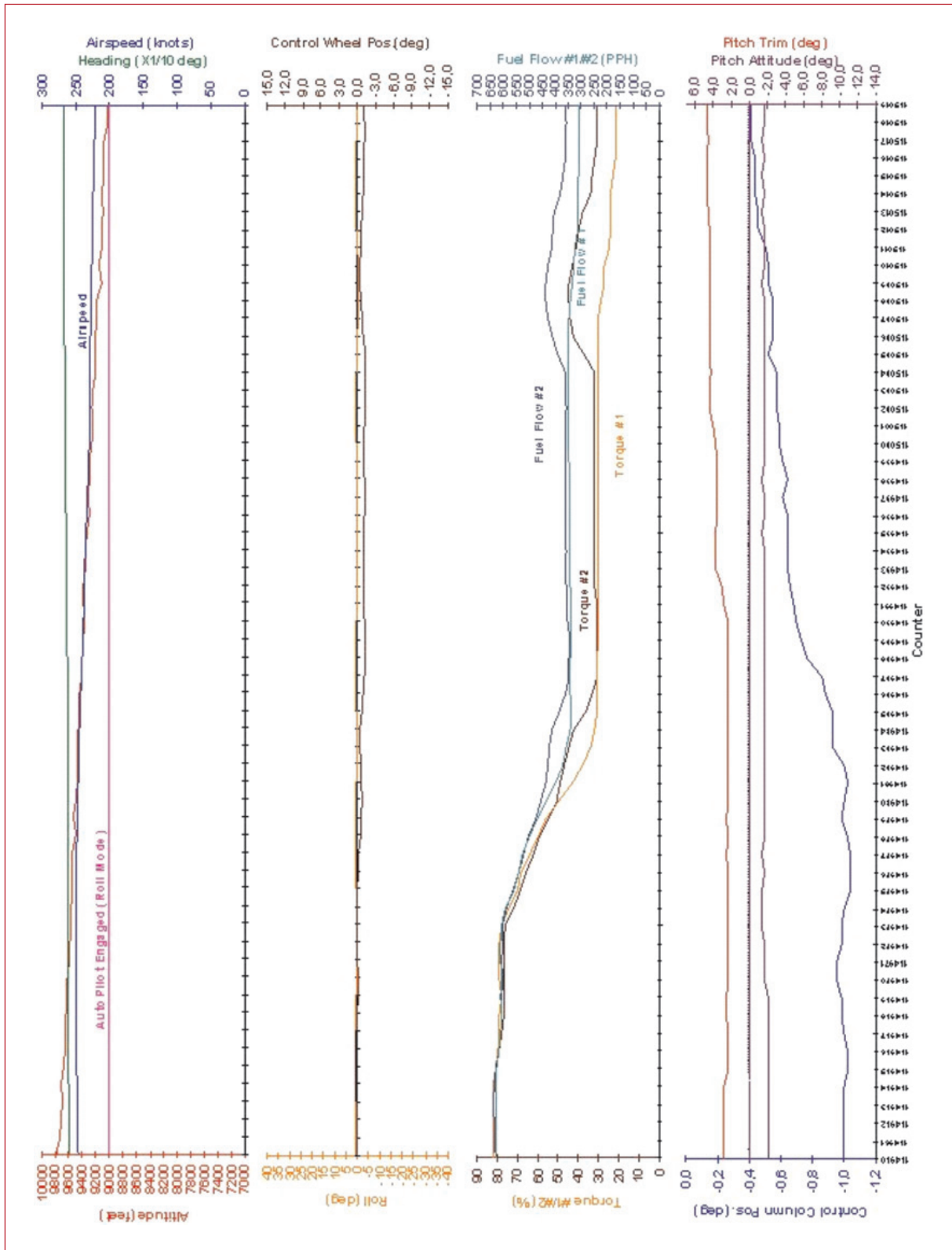


Figura 1.16.4.4. Vuelo de pruebas. Piloto Automático en modo ROLL HOLD

Los datos obtenidos del DFDR de la aeronave accidentada, correspondientes a un minuto de duración, entre las 7.25 y las 7.26 horas, y que comprenden el inicio del viraje, se han representado en la figura 1.16.4.1. Los obtenidos de estas pruebas durante el mismo período de tiempo, se han representado en las figuras 1.16.4.2, 3 y 4.

Se observa que la velocidad indicada apenas varía y la pérdida de altitud es similar en todos los casos.

En los gráficos de la figura 1.16.4.2, correspondientes a las actuaciones de la aeronave con el piloto automático desconectado, puede observarse que la respuesta de la aeronave es similar a la de la accidentada, con un fuerte alabeo a la derecha, de mayor ángulo, y el correspondiente derrape, con menores variaciones del rumbo.

En el gráfico de la figura 1.16.4.3, correspondiente a las actuaciones de la aeronave con el piloto automático conectado en el modo HEADING, esta captura el rumbo seleccionado de una manera suave, con un ligero alabeo a la izquierda.

En el gráfico de la figura 1.16.4.4, correspondiente a las actuaciones de la aeronave con el piloto automático conectado en el modo ROLL HOLD, la aeronave llega al rumbo deseado de una manera suave y prácticamente sin alabeo. La aeronave completa el viraje resbalando, con un ajuste en el motor derecho.

1.17. Información sobre organización y gestión

1.17.1. Origen y evolución de la compañía explotadora de la aeronave

La compañía exploradora de la aeronave se creó en octubre de 1991. Comenzó operando con una flota de dos aeronaves, una CESSNA-421 y una PIPER PA-34, dedicadas al transporte público no regular de pasajeros y mercancías.

Comenzó siendo una empresa casi familiar con bajos ingresos y altos costes de mantenimiento.

A mediados de 1993 empezó a realizar transporte regular de mercancías. Incorporó a su flota otra aeronave CESSNA-421 y operaba en los aeropuertos de Madrid-Barajas, Palma de Mallorca, Menorca e Ibiza.

Comercialmente mejoraron los resultados, si bien la rentabilidad no era la deseable por no poseer aeronaves adecuadas para la operación. La escasa capacidad de las disponibles obligaba en ocasiones a doblar la línea, teniendo que hacer en vacío el vuelo de regreso. Para ayudar a mejorar esta situación se incorporó a la flota una cuarta aeronave, una BEEHCRAFT «QUEEN AIR».

A partir de octubre de 1994 se produjeron cambios importantes en la estructura y en la estrategia de la compañía. Meses antes se habían realizado inversiones para la compra de dos aeronaves turbohélicas cargueras, y se incorporó como clientes a dos compañías operadoras internacionales de carga.

Los contratos con estas empresas llevaron a los propietarios de la compañía a crear una segunda empresa para comercializar la operación. Las inversiones fueron realizadas por los socios de la compañía, sin endeudamiento exterior.

En 1996 se abrieron nuevas líneas y la compañía consolidó su posición en el transporte no regular operando en las principales ciudades industriales europeas.

La compañía continuó con su transformación y en la fecha del accidente, enero 2002, operaba líneas regulares de carga en España y líneas regulares de pasajeros en Francia.

En ese momento tenía una flota de seis aeronaves EMBRAER EMB-120, dos de ellas en configuración de carga y cuatro en configuración de pasajeros. La compañía tenía un total de 96 empleados, 24 de los cuales eran pilotos.

1.17.2. *Estructura de la compañía*

De acuerdo con lo establecido en el Manual de Calidad de la compañía vigente en la fecha del accidente, la estructura general de la misma consta de una Dirección General de la que dependen, por una parte, la Dirección de Calidad y, por otra parte, las Direcciones de Operaciones, Mantenimiento y Comercial.

En cuanto a la Dirección de Operaciones se refiere, incluye, por una parte, el Departamento de Calidad y, por otra parte, los Departamentos de Operaciones en Tierra, Seguridad de Vuelo, Instrucción, Flota y Handling.

Cabe reseñar que el Piloto al Mando de la aeronave accidentada ocupaba los puestos de Director Comercial y Responsable de Instrucción de la compañía en la fecha del accidente.

1.17.3. *Responsable de Seguridad de Vuelo*

Es un piloto nombrado por la Compañía con el objeto de desempeñar las siguientes funciones:

- Coordinar el desarrollo, la implantación y el mantenimiento del «Plan de Respuesta ante un Accidente Aéreo».

- Dirigir y coordinar en la Compañía toda la política que en relación a la investigación de accidentes e incidentes establezcan las Autoridades Aeronáuticas o las Comisiones de Investigación Oficiales.
- Representar y asesorar al Responsable de Operaciones de Vuelo ante los organismos nacionales e internacionales en el área de seguridad de vuelo.
- Desarrollar, establecer y gestionar programas de prevención de accidentes.
- Coordinar la política de seguridad de vuelo con los distintos departamentos de la Compañía.
- Investigación interna de accidentes e incidentes significativos.
- Recopilar, analizar y divulgar información sobre seguridad de vuelo.
- Proponer y supervisar las normas y métodos sobre equipos y procedimientos de salvamento y emergencia.

El piloto que ocupaba el puesto en la fecha del accidente fue nombrado para el mismo en octubre de 2000.

1.17.4. *Responsable de Instrucción*

Es una persona nombrada por la compañía, y reconocida por la Dirección General de Aviación Civil como responsable de la formación de las tripulaciones y del personal relacionado con la operación de vuelo, con el objeto de desempeñar las siguientes funciones:

- Selección de los tripulantes técnicos.
- Formación y entrenamiento de las tripulaciones (técnicas y de cabina de pasajeros) y del personal relacionado con la operación de vuelo (coordinadores, personal de handling, etc.).
- Gestión de los recursos humanos y materiales con el fin de obtener el máximo aprovechamiento económico (venta de instrucción o alquiler de medios a terceros)
- Definir, junto con el Responsable de Operaciones de Vuelo, los criterios para la selección, formación y capacitación de las tripulaciones técnicas.
- Garantizar la idoneidad de los tripulantes técnicos seleccionados.
- Impartir instrucción en sus diferentes fases, tanto en lo referente a cursos teóricos y prácticos de calificación y refresco, como para la capacitación en línea requerida.
- Garantizar la eficacia y calidad de la instrucción.
- Gestionar contratos de instrucción de tripulantes o personal operativo del explotador en otras compañías o centros de instrucción, y del personal de otras compañías en los centros de instrucción del explotador.
- Representar a la compañía ante las Autoridades Aeronáuticas y organismos internacionales en aquellos asuntos de su competencia.

La persona que ocupaba el puesto en la fecha del accidente, el Piloto al Mando de la aeronave accidentada, fue nombrada para el mismo en octubre de 2000. Además de las habilitaciones que figuran en 1.5.1 era examinador reconocido por la Dirección General de Aviación Civil de España.

1.17.5. *Selección y formación de los pilotos*

La selección de los pilotos se realizaba por los responsables de operaciones e instrucción, en base a los «curriculum vitae» recibidos en la Compañía.

La formación de los pilotos se realizaba directamente por personal de EMBRAER reconocido por la DGAC Española. La parte teórica se impartía en España y la parte práctica en instalaciones de EMBRAER, en Brasil.

1.17.6. *Formación en Gestión de Recursos en Cabina (C.R.M.)*

Antes de la fecha en que ocurrió el accidente, el explotador de la aeronave accidentada no impartía a sus pilotos formación en C.R.M.; esto no fue obligatorio para los explotadores españoles hasta la entrada en vigor en España de la normativa JAR/OPS 1, de las Autoridades Conjuntas de Aviación (J.A.A.), en mayo de 2002.

1.18. Información adicional

1.18.1. *Problemas con los mandos de vuelo en relación con la utilización del Sistema de Vuelo Automático*

1.18.1.1. Antecedentes

Entre los años 1987 y 2001 el fabricante de la aeronave había recibido información sobre 42 casos en los que las tripulaciones de aeronaves EMBRAER-120 habían tenido problemas con los mandos de vuelo en relación con la utilización del Sistema de Vuelo Automático.

En todos los casos las tripulaciones mantuvieron control suficiente sobre la aeronave y sólo en uno de ellos se realizó un aterrizaje de emergencia sin mayores consecuencias.

Por otra parte, en ninguno de los accidentes sufridos por aeronaves del mismo modelo que la accidentada se ha considerado el Sistema de Piloto Automático como causa o factor contribuyente del mismo.

1.18.1.2. *Medidas adoptadas por el Fabricante de la aeronave y la Autoridad Brasileña*

1.18.1.2.1. *Revisión del Manual de Vuelo de la Aeronave*

Con el objeto de prevenir posibles problemas con los mandos de vuelo con el Piloto Automático conectado en la fase de descenso, el fabricante de la aeronave modificó el

Manual de Vuelo de la Aeronave mediante la emisión de la Revisión n.º 67 del mismo, de fecha 5 de junio de 2001, que afectaba al procedimiento anormal establecido en la «Sección III.- Procedimientos de Emergencia y Anormales» para el caso de bloqueo del compensador de profundidad («Elevator Trim Jamming») y al «Suplemento 1.- Sistema de Piloto Automático COLLINS APS-65B».

El procedimiento anormal establecido para el caso de bloqueo del compensador de profundidad quedó como sigue:

«ELEVATOR TRIM JAMMING

Control Wheel HOLD FIRMLY
Autopilot DISENGAGE
Airspeed REDUCE

NOTE: Minimum airspeed with flap 0° - 160 KIAS

Pitch Trim Command CHECK ALL SWITCHES AND
ELEVATOR TRIM WHEEL

If pitch trim is recovered:

Re-trim the airplane and proceed the flight with autopilot disengaged, not exceeding the airspeed when the trim was recovered.

If pitch trim is not recovered:

Land at the nearest suitable airport.

Approach and landing configuration:

Landing Gear DOWN
Flaps 25
Airspeed $V_{REF\ 25}$

CAUTION: DO NOT TRY TO REENGAGE THE AUTOPILOT

Report to maintenance personnel.»

En cuanto al Suplemento 1 del Manual de Vuelo se refiere, se incluyó una limitación para la utilización del Piloto Automático en la fase de descenso en el sentido de que no puede utilizarse a menos que se haya realizado de manera satisfactoria, antes del des-

censo, una comprobación del sistema de compensación de los mandos de profundidad («Pitch Trim System Check»), que se añadió a los procedimientos normales del Sistema de Piloto Automático. La comprobación se realiza mediante el siguiente procedimiento:

«PITCH TRIM SYSTEM CHECK

Control Wheel	HOLD FIRMLY
Autopilot	DISENGAGE
Power Levers	AS REQUIRED
Elevador Trim Wheels	AS REQUIRED

CAUTION: SET MANUALLY THE ELEVATOR TRIM WHEELS TO THE DESCENT ATTITUDE REQUIRED.

If any spring effect greater than 1 DOT, or abnormal trim operation is observed:

ELEVATOR TRIM JAMMING Procedure PERFORM

CAUTION: DO NOT TRY TO REENGAGE AUTOPILOT.

If no abnormal trim operation is observed:

Flight Director Vertical Mode	AS REQUIRED
Autopilot	REENGAGE»

Además, se incluyó en el Suplemento 1 del Manual de Vuelo de la Aeronave otra limitación en el sentido de que, si se detecta en vuelo un bloqueo del compensador de profundidad y este vuelve en tierra a su condición normal, sólo pueden realizarse vuelos para llevar el avión a una base de mantenimiento para sustituir los actuadores. En este caso, se prohíbe el uso del piloto automático.

De acuerdo con la información suministrada por el fabricante de la aeronave, desde la implantación del procedimiento de comprobación del sistema de compensación de los mandos de profundidad, no ha recibido notificaciones procedentes de operadores que lo aplicaban, sobre problemas con los mandos de vuelo en relación con la utilización del Sistema de Vuelo Automático.

Cabe destacar que, en la sección de este suplemento correspondiente a los procedimientos de emergencia y anormales, se contempla la transferencia del control del sistema al otro puesto de pilotaje y la desconexión del sistema, esta última sin especificar los modos en que debe o puede realizarse.

Además, cabe reseñar que el procedimiento de comprobación del sistema de compensación de los mandos de profundidad, descrito en esta revisión del Manual de Vuelo de

la Aeronave, no se incluyó en la sección correspondiente a los procedimientos normales de la aeronave. Tampoco se incluyó referencia alguna al mismo.

El procedimiento de descenso, tal y como figuraba en la «Sección IV.- Procedimientos Normales» del Manual de Vuelo de la Aeronave en la fecha en que ocurrió el accidente, era el siguiente:

«DESCENT

CAUTION: NEVER SET POWER LEVER BELOW FLT IDLE IN FLIGHT.

NOTE: Above 14000 ft, any significant asymmetry in engine parameters, with power levers set at FLT IDLE, should be reported to the maintenance personnel. This asymmetry may be due to a failure in energizing the HMU enrich solenoid. This failure may be verified by selecting MAN position on the EEC (Engine Electronic Control) of the engine with low parameters. If the equalization of the parameters of both engines occurs, the failure in the HMU solenoid of the engine with high parameters is confirmed.

FASTEN BELTS Switch ON
LANDING Lights Switches (when crossing 10000 ft) ... ON
Windshield Heating Switches AS REQUIRED
W/S DEFOG Switch AS REQUIRED
Airspeed Bugs SET
Pressurization SET

Set the BARO knob. Set the cabin altitude to a value equal to landing field elevation minus 300ft.

Flight Instruments/Nav/Radios SET AND X CHECKED

– DESCENT CHECKLIST COMPLETED –»

1.18.1.2.2. *Directiva de Aeronavegabilidad Brasileña n.º 2001-06-01, de 26 de junio de 2001*

Con fecha 26 de junio de 2001 el Departamento de Aviación Civil de Brasil emitió la Directiva de Aeronavegabilidad «AD No. 2001-06-01 – EMBRAER – Amendment 39-906» mediante la que obligaba a incluir en el Manual de Vuelo de la Aeronave las limitaciones y procedimientos descritos en la Revisión n.º 67 del Manual de Vuelo de la Aeronave, sin referencia expresa a ella, de fecha anterior (5 de junio de 2001).

1.18.1.2.3. Boletín de Servicio n.º 120-25-0262, de 15 de octubre de 2001

Con fecha 15 de octubre de 2001, el fabricante de la aeronave emitió el Boletín de Servicio S.B. n.º 120-25-262, sobre instalación de placas de aviso en el panel frontal de la cabina de mando de las aeronaves EMBRAER-120.

Mediante este Boletín de Servicio se establecía el procedimiento para instalar placas con la leyenda: «ACCOMPLISH PITCH TRIM CHECK PRIOR TO ALL DESCENT» en los dos paneles frontales superiores de la cabina de mando de las aeronaves afectadas, y se recomendaba hacerlo en las siguientes 300 horas de vuelo de cada aeronave.

En la figura 1.18.1.2.3 pueden verse las posiciones de las placas en cabina y el detalle de una de ellas.

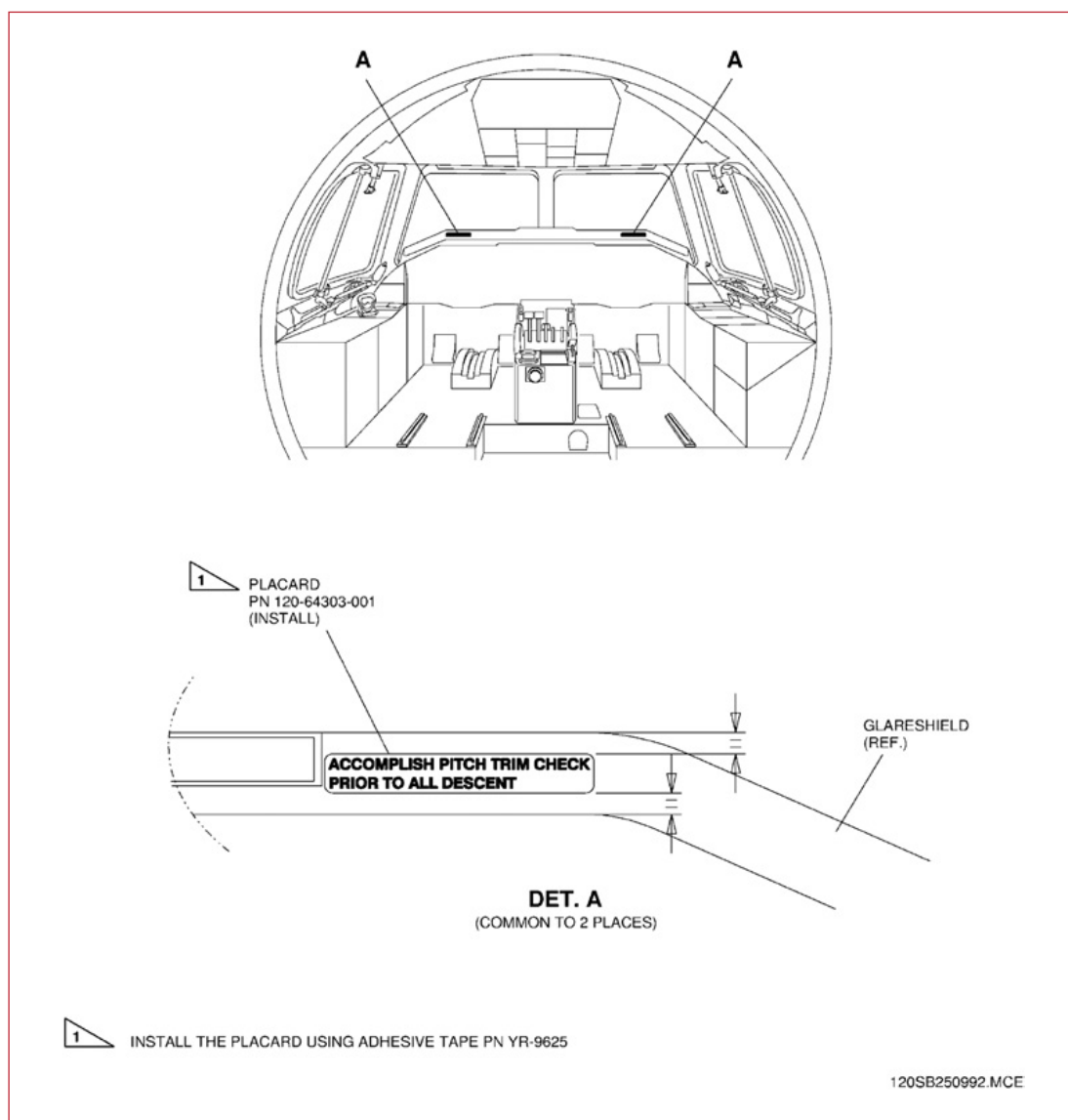


Figura 1.18.1.2.3. SB n.º 120-25-262. Ubicación y detalle de las placas

1.18.1.3. Medidas adoptadas por el Explotador de la aeronave accidentada

El Explotador de la aeronave recibió la Revisión n.º 67 del Manual de Vuelo de la Aeronave, el 19 de junio de 2001, y el Boletín de Servicio S.B. n.º 120-25-262, el 22 de octubre de 2001. No consta que recibiera la Directiva de Aeronavegabilidad Brasileña No. 2001-06-01 que, de hecho, se cumplimentaba con la inclusión de la Revisión n.º 67 en el Manual de Vuelo de la Aeronave.

En la fecha en que ocurrió el accidente mantenía actualizado el Manual de Vuelo de la Aeronave, que incluía hasta la Revisión n.º 71, de 12 de noviembre de 2001.

En cuanto al Boletín de Servicio S.B. n.º 120-25-262 se refiere, la aeronave accidentada no lo tenía incorporado y, en la fecha en que ocurrió el accidente, aún se encontraba dentro del plazo de 300 horas de vuelo desde su emisión, recomendado por el fabricante. En el resto de las aeronaves de la flota del Explotador se incorporó dentro de dicho plazo.

1.18.2. Procedimientos estándar de operación

El explotador de la aeronave, para su flota EMBRAER-120, establece de manera uniforme los procedimientos normales, anormales y de emergencia, basados en los publicados por el fabricante, mediante un documento denominado «Manual de Estandarización de Procedimientos / EMBRAER-120». En la fecha en que ocurrió el accidente estaba en vigor la revisión n.º 2 del mismo, de agosto de 2001.

A continuación se reproducen algunos aspectos de interés contemplados en la sección «III. GENERALIDADES», del mismo:

«B. COORDINACIÓN DE CABINA Y VIGILANCIA

.....

— El Comandante normalmente ajustará el “Altitud Selector”, anunciando el nivel seleccionado. El copiloto debe supervisarlos y confirmarlos con el “call out”:

“Level crosschecked”.

.....»

«C. CALLOUTS ESTANDAR

El PNF, además de las diferentes funciones antes mencionadas, deberá dar los avisos relacionados mas abajo. El idioma usado para todos los avisos será el inglés.

Por su parte, el PF al recibir uno de estos avisos deberá comprobar sus instrumentos y confirmar la llamada recibida con la palabra "CROSSCHECKED".

.....
1.000' to level 1.000' sobre o por debajo de...

.....
LEVEL CAPTURED ALT capturada en el FCP

.....

Se realizarán los siguientes avisos cuando durante la aproximación final se excedan las siguientes desviaciones:

.....
VARIOMETER Más de 1.000 fpm

.....»

En cuanto al procedimiento de descenso se refiere, en la sección «V. SUBIDA, CRUCE-RO, DESCENSO Y ESPERA» este manual refleja lo siguiente:

«C. DESCENSO

En el punto ideal de descenso, seleccionar el modo DSC en el FCP y reducir la potencia para mantener la velocidad por debajo de la VMO. Antes del descenso el PF pedirá la DESCENT CHECKLIST ("FOLLOW UP").

DESCENT

PNF reads	PF or PNF responds
WINDSHIELD HEATING	AS REQUIRED
WINDSHIELD DEFOG	ON
AIR CONDITIONING	AS REQUIRED
PRESSURIZATION	SET
LANDING DATA	CHECK
APPROACH BRIEFING	PERFORM

————— **Below FL 100** —————

FASTEN BELTS	ON
EXTERNAL LIGHTS	AS REQUIRED
CROSSFEED	OFF

Para el planeamiento del descenso, considerar la GS mantenida hasta el momento. Con GS estándar se recomienda seleccionar un variómetro inicial de 1000 fpm para irlo ajustando a lo largo del descenso acorde con las autorizaciones del ATC.

La altitud de crucero y la velocidad deben ser mantenidas tanto tiempo como sea posible (especialmente con el viento de cola), teniendo en cuenta que se necesitan 10 MN o 2 min aproximadamente para desacelerar el avión.

.....

Alcanzado el nivel autorizado confirmar el modo ALT SEL armado y asegurarse de que el avión lo captura con el aviso "LEVEL CAPTURED"

Cuando se haga el calaje del QNH en los altímetros se hará una lectura cruzada de los mismos. Entonces el PF pedirá, si ya se ha completado totalmente la DESCENT CHECKLIST, la APPROACH CHECKLIST.

.....

E. LANDING DATA

El uso de las pínulas de los anemómetros se hará del siguiente modo:

- Pínula primera: V_{app}
 - Pínula segunda: V_{ref} (corregida en caso de rachas)
 - Pínula tercera: V_{fs}
-»

Cabe reseñar que, en líneas generales, estos procedimientos incluyen los establecidos por el fabricante en el Manual de Vuelo de la Aeronave. Respecto de los incluidos en 1.18.1.2.1, se observa que están en distinto orden, que no incluyen de manera expresa la configuración y comprobación cruzada de los instrumentos de vuelo, sistemas de navegación y equipos de radio, y que no se confirma si las listas están o no completas.

Asimismo, se comprueba que el Explotador no tenía incluido en este manual el procedimiento de comprobación del sistema de compensación de los mandos de profundidad, ni referencia al mismo.

1.18.3. *Auditorías de la Seguridad de las Operaciones de Línea Aérea (LOSA)*

Tal y como se describe en la introducción a la primera edición del manual publicado por la OACI el año 2002 y titulado «Auditoría de la seguridad de las operaciones de línea aérea (LOSA)», Doc 9803, LOSA es un programa para el manejo del error humano en las operaciones aéreas que se propone como una estrategia de organización crítica destinada a elaborar contramedidas para errores operacionales.

Este programa permite identificar amenazas a la seguridad aeronáutica, minimizar los riesgos que dichas amenazas pueden engendrar y aplicar medidas para manejar el error humano en contextos operacionales. Asimismo, permite a los explotadores evaluar su nivel de resistencia a las amenazas sistémicas, a los riesgos operacionales y a los errores del personal de primera línea, proporcionando así un enfoque fundado en principios y accionado por datos a fin de establecer prioridades y aplicar medidas para acrecentar la seguridad operacional.

Así, LOSA está estrechamente ligado a la instrucción de la gestión de recursos en cabina (CRM). Dado que la CRM es esencialmente una instrucción relacionada con la gestión de los errores del personal operacional, los datos del LOSA forman la base para el replanteo o el diseño de la actual instrucción CRM conocido como la instrucción sobre la gestión de amenazas y errores (TRM). En este sentido, LOSA se considera como una buena herramienta para garantizar la eficacia de la instrucción CRM impartida en las compañías aéreas.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No se han utilizado.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del vuelo

La aeronave despegó a las 06.35 horas del Aeropuerto de Madrid-Barajas con destino al Aeropuerto de Bilbao y 18 minutos más tarde, volando con rumbo hacia el VOR de DOMINGO, alcanzó el nivel de crucero 220 que había solicitado y se le había asignado, con una velocidad indicada de 155 Kts.

El Piloto a los Mandos (PF) era el Piloto al Mando de la aeronave, ocupándose el Copiloto de las comunicaciones y la supervisión de la operación (PNF).

Autorizados, a las 06.54:35 horas, para proceder directo al punto CEGAM, la aeronave inició un viraje a la derecha hasta establecerse con rumbo a dicho punto y aumentó su velocidad hasta alcanzar 195 Kts, manteniendo el nivel de vuelo.

Una vez estaban con rumbo a CEGAM, entre las 06.58.39 y las 06.59:08 horas, la tripulación realizó el «briefing» de aproximación. Su intención era proceder con rumbo 305° (desde el punto CEGAM) al punto LEKTO y poner allí rumbo 344° hacia el punto KARMA. Confirmaron que la altura de seguridad en KARMA era la misma que en LEKTO: 6.000 ft.

Entre las 07.09:50 y las 07.10:12 horas, después de haber intentado sin éxito comunicar con LEBB/APP para pedir la información meteorológica, la tripulación completó el «briefing» de aproximación e hizo la lista de descenso. Consideraron el Aeropuerto de Pamplona como alternativo en el caso de no poder aterrizar en el de Bilbao y el Copiloto propuso hacer un descenso escalonado. A las 07.12:07 horas la tripulación informó a Control de que estaban preparados para el descenso.

La dependencia correspondiente le autorizó a descender, inicialmente al nivel de vuelo 200 (07.12:12 horas), después al nivel 160 (07.14:16 horas) y finalmente al nivel 150 (07.17.40 horas), transfiriéndole a la dependencia de Control de Aproximación de Bilbao, que le autorizó, a las 07.19:16 horas, para descender al nivel de vuelo 120.

En la práctica, a partir de las 07.12:33 horas, manteniendo el rumbo, la aeronave inició un descenso continuo, con regímenes elevados (a menudo superiores a los 5.000 ft/minuto) y aumentó su velocidad hasta alcanzar los 245 Kts alrededor de las 07.19:00 horas.

Cuando la tripulación colacionó la autorización para descender al nivel 120, pidió los datos del campo, que les fueron suministrados a las 07.19:52 horas.

Cuarenta segundos más tarde, la aeronave fue autorizada para descender al nivel 100 y se le dio la opción de recortar volando a LEKTO o a KARMA, a lo que la aeronave respondió que se dirigirían al punto LEKTO y descenderían para el nivel 120.

A partir de este momento, la aeronave inició un viraje a la izquierda en el curso del cual, a las 07.22:42 horas, se les autorizó para continuar el descenso a su discreción y realizar una aproximación ILS a la pista 30 del aeropuerto de destino.

A las 07.25:06 horas, el Copiloto comentó al Piloto al Mando que iba un poco alto. En ese momento, la aeronave se encontraba a una distancia de 27 MN del VOR de Bilbao, volando con una velocidad de 250 Kts y una altitud de 9.000 ft en descenso; esta altitud se considera aceptable en la posición en que se encontraba la aeronave.

Poco después, hacia las 07.25:53 horas, el Piloto al Mando empezó a tener problemas con los mandos de vuelo de la aeronave, que atribuyó a que el piloto automático seguía enganchado, y el Copiloto intentó ayudarlo a resolverlos; de hecho, para este último, el piloto automático estaba desenganchado y así se lo dijo al Piloto a los Mandos en varias ocasiones. A partir de este momento, la aeronave estuvo sometida a continuas variaciones en su actitud (ángulos de picado y de alabeo) que se reflejaron en el régimen de descenso (variable y llegando a alcanzar valores superiores a los 5.000 ft/minuto en algunos momentos) y el rumbo de la aeronave (tendiendo a irse a la derecha cuando se estaba mandando a la izquierda).

Esta situación se mantuvo hasta poco antes del final del vuelo y en ningún momento se produjo el aviso acústico de fallo en alguno de los modos del piloto automático.

A las 07.26:17, 07.26:29 y 07.26:55 horas, se oyeron tres avisos acústicos correspondientes al Sistema de Avisos de Altitud producidos, probablemente, por una selección de altitud de 7.000 ft (Altitud Mínima de Seguridad en el Sector Sur de Bilbao) los dos primeros, y de 4.900 ft (de interceptación de la Senda de Planeo) el tercero; es posible que el segundo aviso correspondiente a esta última altitud no se produjera por seleccionarse antes otra altitud, probablemente la de frustrada de la aproximación, establecida en 6.000 ft. No hay conversaciones en cabina al respecto.

A las 07.27:31 horas la aeronave ya recibe la señal del ILS y a las 07.27:50 horas está establecida en el Localizador.

Transcurridos 20 segundos, la dependencia de Control de Aproximación preguntó a la aeronave si estaba establecida en el localizador y en la senda del ILS, a lo que la aeronave respondió que estaban en el localizador. Preguntada por la distancia, respondió que 19 MN. Control de Aproximación colacionó la distancia y le transfirió a la Torre de Control, dependencia con la que no llegó a establecer contacto la aeronave.

A las 07.28:05 horas, el Copiloto le dijo al Piloto al Mando que controlara el avión y, cuatro segundos más tarde, que tenía fallo de Senda.

A partir de este momento, la aeronave se estabilizó, redujo su régimen de descenso y su velocidad, y a las 07.28:14 horas inició un suave ascenso que se mantuvo hasta que, seis segundos más tarde, impactó con el terreno.

2.2. Actuaciones de la aeronave

La aeronave actuó en todo momento de acuerdo con lo requerido por la tripulación hasta que, hacia las 07.25:53 horas, el Piloto al Mando empezó a tener dificultades con los mandos de vuelo, que atribuyó al piloto automático, en el curso de un viraje.

A partir de ese momento, los dos tripulantes intentan desconectar el piloto automático y, de hecho, el Copiloto considera en varias ocasiones que está desconectado. No obstante, aunque el Piloto al Mando tiene una cierta capacidad de mando, le cuesta vencer la resistencia del sistema. En la grabación del C.V.R. no se oye en ningún momento el aviso de fallo de este sistema.

Por otra parte, el Sistema de Avisos de Altitud se activa en dos ocasiones sin que se produzca captura de las altitudes correspondientes por parte del piloto automático.

2.2.1. *Análisis de la actitud de la aeronave*

En el gráfico de parámetros laterales, representado en la figura 1.11.1.1, se observa que, hasta las 07.25 horas aproximadamente, la aeronave tiene un alabeo de alrededor de 2° a la izquierda; a partir de ese momento, sin actuación sobre el mando de alabeo, este aumenta hasta llegar a valores de alrededor de 28° a la izquierda y, a las 07.26 horas aproximadamente, este cambia bruscamente a la derecha; a partir de ese momento, se actúa sobre el mando de alabeo para corregirlo y la aeronave, en general, responde a dichas actuaciones hasta el final del vuelo.

En el gráfico de parámetros verticales, representado en la figura 1.11.1.2, se observa que, hasta las 07.26 horas aproximadamente, la aeronave está compensada de manera que mantiene un ángulo de picado que oscila entre -3° y -4° en el descenso. A partir de ese momento, la aeronave se compensa de manera que pasa a tener ángulos de picado superiores, que oscilan fuertemente entre -5° y -9° sin actuaciones sobre la palanca de mando que, aparentemente, justifiquen estas oscilaciones.

Esta situación con el ángulo de picado es coherente con las actuaciones de la aeronave necesarias para compensar aerodinámicamente las variaciones de alabeo, en el curso de un descenso con regímenes elevados.

2.2.2. *Actuación del Piloto Automático*

La situación que se dio en alabeo entre las 07.25 y las 07.26 horas, teniendo en cuenta los resultados de las pruebas realizadas por el fabricante de la aeronave presentados en el apartado 1.16.4, es coherente con el hecho de que la tripulación realizara el vira-

je al nuevo rumbo (debían virar a la izquierda para orientarse con rumbo 305° hacia el punto LEKTO), con el piloto automático desconectado. Se considera probable que esta desconexión se produjera por haber presionado alguno de los miembros de la tripulación el actuador de sincronización situado en su columna de mando, para realizar manualmente el viraje sin desconectar el piloto automático.

A partir de este momento, aunque parece razonable que se hubiera dejado de presionar el actuador de sincronización y volviera a actuar el piloto automático, no se puede afirmar nada en cuanto a su operación se refiere, debido a que en la aeronave accidentada el DFDR no registraba los datos correspondientes a la operación del piloto automático, el sistema de avisos acústicos no tenía implementado el aviso oral de desconexión del piloto automático y no se oye en el CVR el aviso oral de fallo del mismo en ningún momento del vuelo.

Tampoco puede descartarse la posibilidad de que se presentaran dificultades para desconectarlo, en línea con los antecedentes expuestos en 1.18.1.1.

Cabe considerar aquí la influencia del procedimiento de comprobación del sistema de compensación de los mandos de profundidad previo al descenso, introducido unos meses antes por el fabricante de la aeronave en su Manual de Vuelo y no realizado por la tripulación. Este procedimiento incluye la desconexión del piloto automático, la comprobación en sí y, si el resultado de la comprobación es correcto, la conexión de nuevo del piloto automático con los parámetros seleccionados para el descenso. En la práctica, esto hace que el piloto automático no mantenga las selecciones previas a la realización del procedimiento y que parta con unas nuevas, coincidentes o no con las previas, después de realizado, por lo que se reduce la posibilidad de que mantenga una selección anterior ante una nueva.

2.2.3. Actuación del Sistema de Avisos de Altitud

El Sistema de Avisos de Altitud actúa como tal sistema de avisos en cualquier configuración de ascenso o descenso de la aeronave, pero también combinado con el modo de selección de altitud (ALT SEL) en el piloto automático. En consecuencia, los avisos que se produjeron durante el vuelo pueden interpretarse como correspondientes a altitudes que la tripulación seleccionó con la intención de que la aeronave se estableciera automáticamente en ellas.

De la misma forma que, tal y como se ha expresado en el último párrafo de 2.2.2, la aeronave no pudo capturar el nuevo rumbo seleccionado debido a que la actitud, la velocidad y el régimen de descenso de la misma no eran los adecuados para ello, se considera que la aeronave no capturó las altitudes seleccionadas por el mismo motivo. Esto dio lugar a que actuara exclusivamente el Sistema de Avisos de Altitud, informando a la tripulación sobre las altitudes de vuelo seleccionadas.

2.3. Actuaciones de la tripulación

La actividad desarrollada por la tripulación de la aeronave el día en que ocurrió el accidente y en las jornadas anteriores al mismo, indica que ninguno de los tripulantes debería presentar síntomas de cansancio o fatiga. En las conversaciones grabadas en el Registrador de Voces en Cabina no se han encontrado indicios de que esto pudiera ser así.

La tripulación de la aeronave realizaba un vuelo regular, realizado con frecuencia por cada uno de los pilotos de la compañía explotadora de la aeronave y, en muchos casos, por las mismas tripulaciones. En consecuencia, la tripulación se encontraba en un contexto monótono que inducía a la relajación.

Para combatir este contexto, que está presente a diario en la operación de cualquier compañía aérea, se establecen los procedimientos estándar de operación de manera que se garantice una operación segura y eficiente.

Por otra parte, los procedimientos estándar de operación garantizan que, ante problemas que puedan surgir en la operación de una aeronave, se adoptan las medidas necesarias y adecuadas para su evaluación y resolución.

En el caso que nos ocupa, en la grabación del CVR se comprueba que, hasta el momento en que el Piloto al Mando empezó a tener dificultades con los mandos de vuelo, se realizaron de forma general los procedimientos establecidos por el explotador, pero no hubo una observancia estricta de los mismos. Así, se realizó el «briefing» de aproximación, se leyeron y respondieron tres de los seis primeros puntos de la lista de descenso, y no se leyeron los puntos correspondientes de esta última al bajar del nivel de vuelo 100.

Con toda probabilidad, el descenso se realizaba con el piloto automático conectado; así lo establecían los procedimientos estándar del explotador. Por otra parte, este no había incluido entre ellos el procedimiento de comprobación del sistema de compensación de los mandos de profundidad previo al descenso, introducido unos meses antes por el fabricante de la aeronave en su Manual de Vuelo, por lo que es probable que la tripulación lo desconociera.

El hecho de que, a partir de las 07.25:53 horas, la tripulación se enfrentara a un problema con la desconexión del piloto automático, en sí no tenía por qué dar lugar a las consecuencias que tuvo. El verdadero problema surgió cuando la tripulación centró su atención en la desconexión del piloto automático y dejó de aplicar los procedimientos estándar de operación, que ya de por sí no se estaban siguiendo de manera rigurosa.

En primer lugar, por parte de la tripulación no se identificó el problema que surgió en el viraje: Se asumió directamente que era debido a que el piloto automático estaba enganchado y se intentó desconectarlo mediante los procedimientos utilizados habitualmente en la operación de este sistema; no se realizó ningún otro tipo de compro-

bación, al menos coordinada entre los dos tripulantes, que permitiera determinar si el piloto automático estaba conectado o no, ni se intentó utilizar alguno de los métodos adicionales de desconexión disponibles: Transferir el control del sistema al otro puesto de pilotaje o sacar los fusibles correspondientes a los circuitos del sistema.

En segundo lugar, se mantuvieron durante un tiempo excesivo unas condiciones de vuelo fuera de los límites establecidos para una maniobra de aproximación: Aeronave con una actitud no estabilizada, alta velocidad y elevado régimen de descenso.

En tercer lugar, se hizo caso omiso de los avisos emitidos por el sistema de avisos de altitud en respuesta a la selección por parte de la tripulación de dos altitudes: La mínima de seguridad en el sector Sur de Bilbao y la de captura de la Senda de Planeo del ILS.

Desde las 07.25:53 horas, el Piloto al Mando (Piloto a los Mandos - PF) estuvo intentando vencer la resistencia de los mandos de la aeronave durante más de dos minutos.

Mientras, el Piloto al Mando insistía en que el piloto automático no estaba desenganchado y el Copiloto (Piloto que no vuela - PNF) insistía en que sí lo estaba.

Tres son los factores que pudieron haber afectado al Piloto al Mando a la hora de tomar la decisión de continuar la aproximación sin solucionar antes el problema de desconexión del piloto automático: Limitación de recursos cognitivos, confirmación parcial y falta de tiempo.

El hecho de que no utilizaran la información que les daba el sistema de avisos de altitud indica que los tripulantes disponían de unos recursos cognitivos lo suficientemente limitados como para no atender ese aviso. La confirmación parcial la obtenía el Piloto al Mando del Copiloto cuando este le decía, repetidamente, que el piloto automático estaba desenganchado. El Piloto al Mando a su vez, para ahorrar recursos, aceptó la confirmación parcial de que el piloto automático estaba desenganchado tal y como le decía el Copiloto. No buscó evidencias contrarias. La falta de tiempo era notoria y el propio Piloto al Mando perdió parte de su conciencia de la situación para no consumir tiempo en la recopilación de datos, con la consiguiente pérdida total del control de la situación.

Es decir, la situación anómala y la sobrecarga de trabajo que esto provocó, retrasó la revisión del modelo mental que el Piloto al Mando tenía de la situación y no la reanudó después.

En los últimos veinte segundos del vuelo, la aeronave se estabilizó, redujo su régimen de descenso y su velocidad, y seis segundos antes del impacto con el terreno, inició un suave ascenso que se mantuvo hasta el final. En este intervalo de tiempo, la aeronave estaba ya muy baja para poder librar los obstáculos y la tripulación no era consciente de estar a 2.000 ft ni, en consecuencia, de la necesidad de subir a la altitud de interceptación de la Senda de Planeo del ILS.

Los tripulantes deberían haber recordado que les quedaban mil pies para capturar la altitud puesta en el sistema de avisos de altitud y haberlo avisado. El no hacerlo indica que estaban pendientes de la otra tarea, para ellos más importante en ese momento: La desconexión del piloto automático. El hecho de no atender a los avisos del sistema de avisos de altitud, que es un procedimiento estándar de operación, pudo deberse a lo involucrados que estaban con la primera tarea, la de desconexión. También pudo influir la poca notoriedad de la señal del aviso acústico, tres pitidos de 2.900 Hz, que en un avión turbohélice pueden llegar a pasar desapercibidos, así como a la importancia relativa que pudieron darle a la segunda tarea (la del sistema de avisos de altitud) respecto de la primera (la desconexión).

En cuanto a la transferencia de información se refiere, en ningún momento llegó a producirse una transferencia de información adecuada y necesaria entre el piloto a los mandos y el piloto que «monitorea», respecto al problema con el piloto automático.

Desde que hubo constancia de tener dificultades con el piloto automático (07.25:53 horas), hasta el impacto (07.28:19 horas), transcurrieron un total de 2 minutos y 26 segundos, tiempo que se considera suficiente para evaluar la situación y actuar en consecuencia. Según se desprende de la grabación del C.V.R., pese a que el Copiloto afirmaba tener indicación de que el piloto automático estaba desconectado, el Piloto al Mando consideraba que el piloto automático seguía actuando de alguna forma.

Uno de los tripulantes insistía en que el piloto automático estaba desconectado y el otro insistía en lo contrario. Esta ambigüedad es la mejor indicación de pérdida de conciencia de la situación.

Llegados a este punto, aunque los pilotos del Explotador no habían recibido esta formación por no ser obligatoria en la fecha en que ocurrió el accidente, se debe insistir en la necesidad de que todos los tripulantes de vuelo reciban una formación adecuada en Gestión de Recursos en Cabina (CRM), con el objeto de asegurarse de que disponen de una percepción correcta y uniforme sobre el estado de la aeronave y el medio en el que se mueve. Asimismo, las Auditorías de la Seguridad de las Operaciones de Línea Aérea (LOSA) han demostrado ser una buena herramienta para asegurar la efectividad de esta formación.

2.3.1. *Clasificación de errores*

Utilizando la clasificación de errores empleada por H. P. Ruffell Smith en su estudio sobre la interacción de la carga de trabajo con los errores, la vigilancia y la toma de decisiones, documento NASA Technical Memorandum 78482, de enero de 1979, se considera que en este accidente se cometieron cinco tipos diferentes de errores:

- 1.º *Procedimiento*: Fallo al no hacer el aviso requerido de 1.000 pies para cada una de las altitudes seleccionadas en el Sistema de Avisos de Altitud.

- 2.º *Manejo de recursos*: Distribución de tareas, prioridad de tareas y transferencia de control.
- 3.º *Conciencia de la situación*: Control del avión con parámetros erróneos y descender por debajo de la altitud de interceptación de la Senda de Planeo del ILS.
- 4.º *Operación de Sistemas*: Dificultades en los mandos de vuelo en relación con la utilización del sistema de vuelo automático: posible uso inadecuado de los modos de desconexión.
- 5.º *Monitoreo*: Fallo al chequear acción o inacción del otro piloto y descender por debajo de la altitud de interceptación de la Senda de Planeo del ILS.

2.4. Documentación aplicable

2.4.1. Documentación del fabricante de la aeronave

Como se ha indicado anteriormente (1.18.1.2), el fabricante de la aeronave había modificado, con fecha 5 de junio de 2001, el Manual de Vuelo de la Aeronave con el objeto de prevenir posibles problemas con los mandos de vuelo, con el Piloto Automático conectado en la fase de descenso.

Esta modificación afectaba al «Suplemento 1.- Sistema de Piloto Automático COLLINS APS-65B», incluyendo en él una limitación para la utilización del Piloto Automático en la fase de descenso, asociada a la realización de un procedimiento normal de comprobación denominado «Pitch Trim System Check». En la sección correspondiente a los procedimientos normales de la aeronave no se incluyó este procedimiento ni referencia alguna al mismo.

Sobre la importancia que se le dio a esta modificación del Manual de Vuelo de la Aeronave puede dar una idea el hecho de que el Departamento de Aviación Civil de Brasil emitió, con fecha 26 de junio de 2001, una Directiva de Aeronavegabilidad que establecía los plazos para incorporar la modificación a dicho manual, eso sí, sin hacer referencia a la correspondiente revisión del mismo ni al hecho de que ya había sido emitida por el fabricante de la aeronave.

Abundando en lo expresado en el párrafo anterior, con fecha 15 de octubre de 2001, el fabricante de la aeronave emitió un Boletín de Servicio con el objeto de que se pusieran placas con la leyenda: «ACCOMPLISH PITCH TRIM CHECK PRIOR TO ALL DESCENT» a los dos lados del panel frontal de la cabina de mando de las aeronaves afectadas, y se recomendaba hacerlo en las siguientes 300 horas de vuelo de cada aeronave.

De hecho, de acuerdo con la información recibida del fabricante de la aeronave, la implantación de este procedimiento ha sido eficaz a la hora de prevenir posibles problemas con los mandos de vuelo, estando conectado el Piloto Automático en la fase de descenso.

Debido a la importancia, no sólo que se le ha dado a este procedimiento, sino que realmente tiene, y para reducir la posibilidad de que pueda ser pasado por alto al estar contemplado solamente en un Suplemento del Manual de Vuelo de la aeronave, se considera que su inclusión en la sección correspondiente a los procedimientos normales de la aeronave sería lo más adecuado para conseguir el objetivo deseado.

Por otra parte, se ha comprobado que, en la sección correspondiente a los procedimientos de emergencia y anormales contemplados en el «Suplemento 1.- Sistema de Piloto Automático COLLINS APS-65B», del Manual de Vuelo de la Aeronave, se contempla la desconexión del Sistema de Piloto Automático, sin especificar los modos en que debe o puede realizarse.

Esto puede llevar a los pilotos a pensar que la desconexión del piloto automático sólo puede realizarse mediante cualquiera de los modos que utilizan habitualmente en la operación del sistema, ignorando la existencia de un último recurso para la desconexión del sistema, consistente en sacar cualquiera de los fusibles de los circuitos de corriente continua o de corriente alterna del Sistema de Piloto Automático.

Puede resultar que, ante un problema con los mandos de vuelo en relación con la utilización del Sistema de Vuelo Automático, y que, como pudo ocurrir en el caso que nos ocupa, persista una vez utilizados los modos habituales de desconexión, la tripulación no caiga en la cuenta o desconozca la existencia de otra forma de producir la desconexión del sistema, perdiendo la posibilidad de utilizar un último recurso disponible para hacerse con el control de la aeronave.

Se considera que la probabilidad de que pueda darse esta situación, se reduciría considerablemente si ese último recurso para la desconexión del sistema figurara de manera expresa en la sección de procedimientos de emergencia y anormales correspondientes al piloto automático.

2.4.2. Documentación del explotador de la aeronave

El explotador de la aeronave establece de manera uniforme los procedimientos normales, anormales y de emergencia, basados en los publicados por el fabricante, mediante el Manual de Estandarización de Procedimientos.

Se ha comprobado que este manual incluía, con ligeras variaciones, los procedimientos establecidos en la «Sección IV.- Procedimientos Normales» del Manual de Vuelo de la Aeronave, mientras que no incluía las limitaciones ni el procedimiento («Pitch Trim System Check») establecidos en el «Suplemento 1.- Sistema de Piloto Automático COLLINS APS-65B», del mismo.

Aparte de que esto sirve para abundar en lo expresado en 2.4.1 respecto de la inclusión de este procedimiento entre los normales de la aeronave, se considera que el explotador debería tenerlo incluido en su Manual de Estandarización de Procedimientos.

2.5. «Monitoreo»

Este accidente constituye un buen ejemplo de cómo un incumplimiento de los procedimientos estándar de operación puede llegar a tener consecuencias no deseadas. El hecho de que estas circunstancias se hayan ido produciendo de manera reiterada a lo largo del tiempo, llevó a distintas Compañías Aéreas a introducir un nuevo concepto: «Monitoreo», como medio para mejorar la seguridad en sus operaciones.

La expresión «monitoreo» se utiliza como traducción de la expresión inglesa «monitoring». En las publicaciones en lengua inglesa esta expresión incluye los conceptos de «observación», «supervisión» y «comprobación», tanto de la aeronave como de las personas, en relación con los procedimientos estándar de operación.

En líneas generales, para asegurarse el cumplimiento de los procedimientos estándar de operación, cada miembro de la tripulación deberá monitorear cuidadosamente la trayectoria de vuelo y los sistemas de la aeronave, así como también hacer comprobación cruzada de las acciones del otro miembro de la tripulación. En general, el «piloto que vuela» (PF) monitorea y controla el avión, y el «piloto que no vuela» (PNF) monitorea el avión y las acciones del PF. Como consecuencia de esto, se propone que la denominación «piloto que no vuela» (PNF) se sustituya por la de «piloto que monitorea» (PM).

Se considera que la adopción de este concepto por parte de la Compañías Aéreas, mediante la definición e inclusión del mismo en sus Manuales Básicos de Operaciones, y la definición y establecimiento de un entrenamiento específico de sus tripulaciones, puede dar lugar a un gran avance en la mejora de la seguridad de las operaciones aéreas.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La tripulación de la aeronave estaba adecuadamente calificada, experimentada y físicamente bien, y tenía sus Licencias en vigor.
- La aeronave había sido mantenida de acuerdo con el Programa de Mantenimiento establecido y disponía de un Certificado de Aeronavegabilidad y un Certificado de Matrícula válidos.
- El peso y centrado de la aeronave estaban dentro de los límites establecidos.
- En el curso de la investigación se han encontrado evidencias de que la tripulación tuvo dificultades con los mandos de vuelo de la aeronave.
- Las ayudas a la navegación funcionaban correctamente, de acuerdo con las comprobaciones realizadas.
- Las comunicaciones tierra-aire funcionaron correctamente en todo momento.
- Durante todo el vuelo el Piloto al Mando de la aeronave actuó como Piloto a los Mandos (PF) y el Copiloto se ocupó de las comunicaciones y la supervisión de la operación (PNF).
- Durante el viraje hacia el punto de referencia para la aproximación al aeropuerto de destino, surgieron dificultades con los mandos de vuelo de la aeronave que la tripulación achacó al piloto automático sin realizar más comprobaciones, al menos coordinadas entre los dos tripulantes.
- A partir del momento en que aparecieron estas dificultades, la tripulación no realizó los procedimientos estándar de operación establecidos por el explotador de la aeronave.
- La tripulación focalizó su atención en la desconexión del piloto automático, descuidando aspectos fundamentales del vuelo.
- Realizando la maniobra de aproximación, se mantuvo la aeronave con una actitud no estabilizada, alta velocidad y elevado régimen de descenso.
- La tripulación perdió la conciencia de la situación, haciendo caso omiso de los avisos de altitud correspondientes a sucesivas selecciones en el Sistema de Avisos de Altitud que equipaba la aeronave, con lo que no se aseguró de mantener una separación adecuada con el terreno.
- La aeronave impactó, en línea de vuelo y con actitud de ascenso, contra la ladera de un monte situado a 18 millas náuticas del umbral de la pista a la que se dirigía y prácticamente en la prolongación de su eje.
- Se han encontrado aspectos mejorables en el Manual de Vuelo de la Aeronave, del fabricante de la aeronave, y deficiencias en relación con la operación del piloto automático en el Manual de Estandarización de Procedimientos, del explotador de la aeronave.

3.2. Causas

El accidente se produjo por no mantener la aeronave una separación adecuada con el terreno cuando se realizaba la maniobra de aproximación al aeropuerto de destino,

como consecuencia de haber focalizado la tripulación su atención en la desconexión del piloto automático. A partir del momento en que surgieron dificultades con los mandos de vuelo, la tripulación no realizó los procedimientos estándar de operación establecidos por el explotador de la aeronave.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1. En relación con los Procedimientos Estándar de Operación y los Factores Humanos

En la investigación de este accidente y en relación con los Procedimientos Estándar de Operación y los Factores Humanos, se han puesto de manifiesto tres aspectos fundamentales en los que se produjeron errores:

1. En el manejo de tareas

El accidente se produjo porque la tripulación de la aeronave focalizó su atención en la desconexión del piloto automático y dio prioridad a esta tarea frente a cualquier otra.

2. En relación con la memoria prospectiva

Durante el vuelo, la tripulación inició tareas que no continuó después. Es el caso de la selección de, al menos, dos altitudes en el sistema de avisos de altitud; no se realizó el procedimiento estándar de operación establecido por el explotador y, en consecuencia, no se realizaron las actuaciones correspondientes.

3. En relación con la conciencia de la situación

A partir de un momento dado, los dos pilotos no sabían qué le ocurría a la aeronave, no eran conscientes de las condiciones en que estaba volando y desconocían su posición en el espacio, es decir, habían perdido la conciencia de la situación.

La cadena de errores se inició a partir del momento en que los dos pilotos estuvieron inmersos en la misma tarea y no se realizaron comprobaciones cruzadas de sus respectivas actuaciones.

Por otra parte, los pilotos del Explotador no habían recibido instrucción en Gestión de Recursos en Cabina (CRM) a la fecha del accidente. Este tipo de formación no fue obligatoria en España hasta la entrada en vigor de la normativa JAR-OPS 1, en mayo de 2002, tres meses después del accidente.

La implantación de cambios en el campo de los factores humanos, como pueden ser los que se derivan de este tipo de concepciones, precisan tiempo que hay que invertir primeramente en concienciar y estimular a los pilotos, para después trasladar a la práctica medidas eficaces a través de modificaciones en los procedimientos, de revisiones en las listas de comprobación o de variaciones en la instrucción impartida que se desprendan como consecuencia de la aplicación de esta filosofía.

Considerando que las circunstancias de este accidente revelan, en cuanto a actuaciones y comportamiento de la tripulación, en primer lugar, una aplicación incorrecta de los procedimientos estándar de operación, y, en segundo lugar, un claro distanciamiento de las buenas prácticas CRM, esencialmente relacionadas con la gestión de los errores operacionales, se emite la siguiente Recomendación de Seguridad:

REC 46/05. El Explotador de la aeronave debería revisar sus programas de formación, en materia de factores humanos y procedimientos estándar de operación, de manera que se garanticen la adherencia de sus tripulaciones a dichos procedimientos y la eficacia de la instrucción que reciben en Gestión de Recursos en Cabina (CRM).

4.2. En relación con la operación del Sistema de Piloto Automático

En la investigación de este accidente y en relación con la operación del Sistema de Piloto Automático que equipaba la aeronave accidentada, se han puesto de manifiesto dos aspectos que contribuyeron a que se produjera el accidente:

1. El Manual de Estandarización de Procedimientos del Explotador

El Manual de Estandarización de Procedimientos del Explotador de la aeronave no incluía las limitaciones ni el procedimiento («Pitch Trim System Check») establecidos en el «Suplemento 1.- Sistema de Piloto Automático COLLINS APS-65B», del Manual de Vuelo de la Aeronave.

2. El Manual de Vuelo de la aeronave

Por una parte, en el Procedimiento de Descenso, tal y como está contemplado la «Sección IV.- Procedimientos Normales» del Manual de Vuelo de la Aeronave, no se incluye el procedimiento («Pitch Trim System Check») establecido en el «Suplemento 1.- Sistema de Piloto Automático COLLINS APS-65B», del mismo.

Por otra parte, en la sección correspondiente a los procedimientos de emergencia y anormales contemplados en el «Suplemento 1.- Sistema de Piloto Automático COLLINS APS-65B», del Manual de Vuelo de la Aeronave, se contempla la desconexión del Sistema de Piloto Automático, sin especificar los modos en que debe o puede realizarse.

Considerando que, en general, los manuales aplicables deben reflejar, en los apartados adecuados, todas las posibilidades de actuación en relación con cada uno de los sistemas de una aeronave, y que en la investigación de este accidente se ha puesto de manifiesto que no ocurría así en lo que se refiere al Sistema de Piloto Automático, se emiten las siguientes Recomendaciones de Seguridad:

REC 36/05. El explotador de la aeronave debería incluir en su Manual de Estandarización de Procedimientos las limitaciones y el procedimiento «Pitch Trim System Check», establecidos en el «Suplemento 1.- Sistema de Piloto Automático COLLINS APS-65B», del Manual de Vuelo de la Aeronave EMB-120.

En los comentarios recibidos del Explotador de la aeronave, figura la siguiente respuesta a esta recomendación:

«Respecto a las recomendaciones del informe, la Compañía Ibertrans Aérea, procedió a incluir en su Manual de Estandarización de Procedimientos en el punto destinado a "Descenso", el Procedimiento "Pitch Trim System Check".

Asimismo se incluyó en las listas de procedimientos normales y en los cursos de refresco que se imparten a las tripulaciones.»

REC 37/05. El fabricante de la aeronave debería incluir en la «Sección IV.- Procedimientos Normales» del Manual de Vuelo de la Aeronave EMB-120, correspondiente a los procedimientos normales de la aeronave, el procedimiento «Pitch Trim System Check», establecido como procedimiento normal en el «Suplemento 1.- Sistema de Piloto Automático COLLINS APS-65B», del mismo.

Entre los comentarios recibidos de la Autoridad de Investigación de Accidentes de Brasil (CENIPA) al proyecto de Informe Técnico, se incluye la siguiente respuesta del fabricante de la aeronave a esta recomendación:

«Embraer propondrá a la Autoridad Local de Certificación (DAC – Departamento de Aviação Civil, de Brasil) la incorporación del procedimiento "Pitch Trim System Check", ya contemplado en el Suplemento 1, en la Sección de Procedimientos Normales de la versión básica del Manual de Vuelo de la Aeronave aprobado.»

REC 38/05. El fabricante de la aeronave debería incluir en la sección de procedimientos de emergencia y anormales, del «Suplemento 1.- Sistema de Piloto Automático COLLINS APS-65B», del Manual de Vuelo de la Aeronave EMB-120, una referencia a la posibilidad de desconectar el sistema sacando cualquiera de los fusibles de los circuitos de corriente continua o de corriente alterna, del piloto automático.

Entre los comentarios recibidos de la Autoridad de Investigación de Accidentes de Brasil (CENIPA) al proyecto de Informe Técnico, se incluye la siguiente respuesta del fabricante de la aeronave a esta recomendación:

«Embraer propondrá a la Autoridad Local de Certificación (DAC – Departamento de Aviação Civil, de Brasil) la incorporación de una nota similar a la que figura actualmente para el “Electric Trim Runaway”, en la Sección 3 (Procedimientos de Emergencia y Anormales) de la versión básica del Manual de Vuelo de la Aeronave aprobado, en lo que se refiere a los fusibles del Sistema de Piloto Automático.

Adicionalmente, Embraer revisará la Sección 6-18-10.- Operación del Sistema de Piloto Automático, del Manual de Operación de la Aeronave, para asegurarse de que contempla toda la información que debe figurar en dicha sección.»