

A-019/1998

INFORME TECNICO

**Accidente ocurrido el 21 de Mayo de 1.998 a la
Aeronave Airbus A-320-212, matrícula G-UKLL,
en el Aeropuerto de Ibiza (Islas Baleares).**



A-019/1998

INFORME TECNICO

**Accidente ocurrido el 21 de Mayo de 1.998 a la
Aeronave Airbus A-320-212, matrícula G-UKLL,
en el Aeropuerto de Ibiza (Islas Baleares).**

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 755 03 00
Fax: +34 91 463 55 35

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

c/ Fruela 6, planta 1
28011 Madrid (España)

ADVERTENCIA

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

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

- INDICE -

SINOPSIS	Pág. 1
1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS	Pág. 3
1.1. Reseña del vuelo.	Pág. 3
1.2. Lesiones a personas.	Pág. 6
1.3. Daños sufridos por la aeronave.	Pág. 6
1.4. Otros daños.	Pág. 7
1.5. Información sobre la tripulación.	Pág. 7
1.5.1. Piloto al Mando.	Pág. 7
1.5.2. Copiloto	Pág. 8
1.5.3. Tripulación de Cabina de Pasajeros.	Pág. 8
1.5.4. Entrenamiento de la Tripulación Técnica	Pág. 9
1.6. Información sobre la aeronave.	Pág. 9
1.6.1. Célula.	Pág. 9
1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad	Pág. 10
1.6.3. Registro de mantenimiento.	Pág. 10
1.6.4. Motores	Pág. 10
1.6.5. Descripción del Sistema de Frenos y Anti-Skid	Pág. 10
1.6.6. BSCU – Brake & Steering Control Unit	Pág. 11
1.6.7. Desacuerdo interno del BSCU	Pág. 13
1.6.8. Mensajes de aviso y de fallo	Pág. 14
1.7. Información meteorológica.	Pág. 15
1.8. Ayudas a la navegación.	Pág. 16
1.9. Comunicaciones.	Pág. 16

1.10 Información sobre el aeródromo	Pág. 16
1.11 Registradores de vuelo.	Pág. 17
1.11.1. Registrador Digital de Datos de Vuelo - FDR.	Pág. 17
1.11.2. Registrador de Voces en Cabina – CVR	Pág. 20
1.11.3. Informe Posterior al Vuelo – PFR	Pág. 21
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto.	Pág. 22
1.13 Información médica y patológica.	Pág. 23
1.14 Incendio.	Pág. 23
1.15 Supervivencia.	Pág. 24
1.16 Ensayos e investigaciones.	Pág. 25
1.16.1. Pruebas con la aeronave completa	Pág. 25
1.16.2 . Tests con la BDDV	Pág. 28
1.16.3. Primeras acciones tomadas por el fabricante	Pág. 31
1.16.4. Pruebas de vuelo a gran altura	Pág. 33
1.16.5 Análisis del fluido hallado en el interior de la cubeta de la BDDV	Pág. 34
1.16.6. Historial de la BDDV	Pág. 35
1.16.7. Historial y pruebas de la BSCU	Pág. 36
1.16.8. Pruebas en el Panel de Control de Frenos	Pág. 37
1.16.9. Historial de la aeronave relacionado con el evento	Pág. 38
1.17. Información orgánica y de dirección.	Pág. 39
1.18. Información adicional.	Pág. 39
1.18.1. Medidas posteriores tomadas por el fabricante de la BDDV.	Pág. 39
1.18.2. Medidas posteriores tomadas por el fabricante del BSCU.	Pág. 40
1.19. Técnicas de investigación.	Pág. 40

2. ANALISIS.	Pág. 42
2.1. Comportamiento de la aeronave.	Pág. 42
2.1.1. Pérdida del Sistema Normal de Frenos	Pág. 42
2.1.2. Pérdida del Sstema Alternativo de Fenos	Pág. 43
2.1.3. Análisis detallado de los fallos	Pág. 43
2.2. Actuaciones de la Tripulación.	Pág. 46
2.2.1. Procedimientos de la Tripulación Cabina de Vuelo	Pág. 46
2.2.2. Evacuación de la aeronave	Pág. 48
3. CONCLUSIONES.	Pág. 49
3.1. Evidencias.	Pág. 49
3.2. Causas.	Pág. 50
4. RECOMENDACIONES.	Pág. 51
5. ANEXOS	Pág. 54
ANEXO A.	Pág. 54
ANEXO B.	Pág. 56
ANEXO C.	Pág. 77
ANEXO D.	Pág. 79
ANEXO E.	Pág. 83
ANEXO F.	Pág. 88
ANEXO G.	Pág. 90
ANEXO H.	Pág. 92
ANEXO I.	Pág. 95

SINOPSIS

Durante la fase de crucero del vuelo de Manchester a Ibiza, se seleccionó la posición Low del Autobrake para el aterrizaje. Debido a una discrepancia de canal lógico informático en el momento de la selección, apareció en cabina el fallo "BSCU Channel 2 Fault". La selección fue repetida, pero el mensaje de fallo se mantuvo. Se consultó el Manual de Vuelo ó "Flight Crew Operating Manual"-FCOM, donde se indicaba que dicho mensaje era de carácter meramente informativo y que no era necesaria ninguna medida correctora.

Después de una aproximación ILS normal, la aeronave aterrizó en la pista 24 del Aeropuerto de Ibiza. En el momento del contacto con la superficie de pista, el sistema de Freno Normal falló, pero dicho fallo no se anunció a la tripulación, ya que el sistema de aviso está inhibido desde la fase de aterrizaje, hasta que los dos motores son cortados.

Se debía haber producido una transición automática inmediata, ante el fallo del sistema Normal de Freno, al sistema de Freno Alternativo para responder a las instrucciones de frenado de la tripulación. Sin embargo, en algún momento anterior al vuelo del evento se había producido la entrada de una pequeña cantidad de agua mezclada con detergente en la Válvula de Distribución Doble de los Frenos-BDDV; ésta se había congelado durante la fase de crucero, y no se había fundido en el momento del aterrizaje, por lo que la válvula estaba inoperativa, y el sistema de Freno Alternativo no funcionó.

El sistema de Freno de Aparcamiento de la aeronave podía haber sido utilizado, pero, durante su instrucción, la tripulación no había recibido una explicación y entrenamiento de su uso para este fin.

El Piloto al Mando se hizo cargo del control de la aeronave durante el recorrido de aterrizaje, tan pronto como apreció que había una anomalía en el sistema de frenado. Aplicó máxima potencia de reversas e intentó virar la

aeronave a uno y otro lado con el fin de reducir la velocidad, pero la aeronave salió por el final de la pista, entrando en la zona libre de obstáculos. El Piloto al Mando conocía la presencia en la prolongación de pista del muro de cerramiento perimetral del Aeropuerto y su proximidad al mar Mediterráneo; eligiendo girar hacia la derecha 90° donde la aeronave entró en una depresión seguida de un terraplén. La pata de morro colapsó y los motores contactaron con el suelo ocasionando la detención de la aeronave.

Se inició una evacuación de emergencia, y todas las puertas principales y rampas de salvamento funcionaron normalmente. Los pasajeros no abrieron ninguna de las cuatro salidas de emergencia situadas encima de las alas. No hubo fuego, y se produjeron únicamente heridos leves durante la evacuación.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.

1.1. Reseña del vuelo.

La aeronave era propiedad de GATX Leasing y estaba operada por Leisure International Airways. En el vuelo del evento, la aeronave efectuaba por cuenta de Sabre Airways un vuelo charter de pasajeros en vacaciones; con indicador de vuelo SBE-4064, desde Manchester a Ibiza.

La tripulación técnica tenía su base habitual en el Aeropuerto de Londres - Gatwick y se presentó allí a las 18:00 horas UTC para ser trasladada por vía aérea hasta Manchester con el fin de pilotar el vuelo a Ibiza. Todos los tripulantes de cabina de pasajeros tenían su base en Manchester.

A su llegada a la aeronave, el Piloto al Mando observó que había tres anotaciones en la lista de Diferidos del Registro Técnico, pero dichas anotaciones eran irrelevantes tanto para el vuelo como para el desarrollo del evento posterior.

El embarque se desarrolló de modo algo más lento que lo normal, con la consecuencia de que el avión despegó a las 22:30 horas, unos 15 minutos después de la hora prevista. Había a bordo dos pilotos, cinco auxiliares de vuelo y 180 pasajeros.

Después de arrancar los motores y de ser remolcada la aeronave hacia atrás, la tripulación advirtió durante un breve período el mensaje: "Digital Flight Data Recorder Fault" en la pantalla del ECAM-Electronic Centralized Aircraft Monitoring, pero este fallo fue sólo transitorio.

El despegue, ascenso y crucero se desarrollaron sin incidentes dignos de mención. El piloto a los mandos para el sector era el Copiloto, así se había decidido en el briefing prevuelo, dadas las buenas condiciones meteorológicas previstas en el destino.

Tan pronto como se obtuvo el METAR de Ibiza, estando aún en la fase de crucero, el copiloto previó una aproximación ILS a la Pista 24, configuró las ayudas de navegación y programó en consecuencia los Flight Management Guidance Computers-FMGC's. Seleccionó la opción "Low" del sistema de frenado automático-Autobrake del BSCU-Brake and Steering Control Unit, previendo abandonar pista por la segunda salida. Al efectuar dicha selección, apareció en la pantalla el mensaje de fallo "BRAKES BSCU CH 2 FAULT". No se indicaba ningún procedimiento ECAM a seguir. Se repitió la selección, pero el aviso de fallo se mantuvo. En la página de estado del ECAM aparecía "Inop Sys BSCU 2 Fault"-("Sistema Inoperativo, Fallo en BSCU canal 2"). La tripulación consultó la sección correspondiente del Manual de Vuelo- Flight Crew Operating Manual"-FCOM, Volumen 3, en el que aparecía que la indicación se ofrecía para "Conocimiento de la tripulación". No se especificaba ninguna acción posterior requerida de la tripulación.

No hubo otras indicaciones de anomalías. Se ejecutó una aproximación ILS normal. El primer contacto radio con Ibiza aproximación en 119.8 Mhz se produjo a las 00.35 horas. La aeronave estaba ya establecida en ILS a 10 NM del VOR-DME de Ibiza-IBA. A las 00.46:36 horas fueron autorizados a aterrizar por la pista 24, viento de dirección 020° y 5 Kts de intensidad.

La aeronave efectuó el flare y una toma suave a unos 800 m. después de pasado el umbral de la pista 24. Había una ligera componente de viento de cola, de 4 kt aprox. Se actuaron reversas y la desaceleración inicial parecía normal. El Piloto al Mando consideró que era necesaria una mayor frenada para reducir la velocidad y poder ejecutar el giro previsto de salida de la pista, por lo que indicó al segundo que aplicara frenos con mayor energía.

El copiloto pisó los frenos con más presión, pero sin resultado en la mejora de frenada. Informó de ello al piloto al mando y alrededor de los 80 kt, redujo la potencia de reversas. Inmediatamente el piloto al mando se hizo cargo del control de la aeronave, volvió a aplicar potencia de reversas y pisó los frenos. Comprobó, él también, que no había frenos. Por lo que, el piloto al

mando empezó a virar la aeronave alternativamente hacia ambos lados con la intención de aumentar la distancia de frenado disponible y reducir progresivamente su velocidad por deslizamiento lateral antes de llegar al final de la pista, quedando huellas de neumáticos de estos virajes en la superficie de pista.

La aeronave salió de la pista por su final, entrando en la zona pavimentada de parada-SWY y zona despejada de obstáculos-CWY de 60 metros, rebasándola. El Piloto al Mando conocía bien el Aeropuerto de Ibiza y era consciente de la presencia de la valla perimetral del aeródromo y del mar Mediterráneo detrás de ésta. Por tanto, optó por girar la aeronave a la derecha para mantenerla dentro de los límites del aeródromo. La pata de morro del tren de aterrizaje cedió al rodar la aeronave en un terreno más blando y abrupto, luego ascendió por un terraplén, en el que quedó detenida, con ambos motores tocando el suelo y parcialmente enterrados. El trayecto por fuera de pista había sido bastante agitado y toda la documentación de la cabina de mando, incluidas las cartas y listas de chequeo, se había caído de su lugar.

Cuando la aeronave quedó detenida, la cabina de mando estaba en completa oscuridad. El Piloto al Mando y copiloto actuaron conjuntamente para ejecutar de memoria todos los puntos de la lista de chequeo de emergencia y evacuación. Se informó a TWR, a las 00.51 horas, y se requirieron los servicios de emergencia. Se confirmó al jefe de cabina que procedieran a la evacuación.

El controlador de servicio notó que algo no iba bien e hizo cuatro intentos de establecer contacto radio con la aeronave durante el minuto anterior a la comunicación de la tripulación, y activó la alarma de emergencia antes de establecer el contacto radio. El Servicio contra Incendios comunicó con Torre unos 10 segundos antes de la confirmación de la tripulación, se les dio la localización de la aeronave y en unos 30 segundos más estaban de camino hacia el lugar del evento.

En la aeronave se cortaron motores, pero no se activaron los extintores de incendios. Concluida la lista de chequeo, la tripulación salió a la cabina de pasajeros, comprobando que en aquel momento ya estaba vacía, y abandonó la aeronave por una de las rampas de evacuación de la parte delantera. No se produjo fuego.

1.2. Lesiones a personas.

LESIONES	MUERTOS	GRAVES	LEVES/ILESOS
TRIPULACION	0	0	7
PASAJEROS	0	0	180
OTROS	0	0	

1.3. Daños sufridos por la aeronave.

La pata de morro cedió hacia atrás y se fracturó. Esta se encontró entre las dos compuertas del tren de aterrizaje principal, que estaban abiertas.

Las góndolas de ambos motores estaban deformadas en su carenado inferior y parcialmente enterradas en el terraplén. Los dos motores resultaron dañados por la ingestión de tierra y piedras. Las dos reversas de empuje quedaron en posición desplegadas. Los flaps y slats de los planos estaban extendidos en posición de aterrizaje.

El fuselaje estaba, de forma general, intacto, excepto la zona inferior adyacente a la pata de morro. Las dos compuertas de esta pata también habían sufrido desperfectos.

Todos los neumáticos mostraban signos de haber sufrido daños. Los del tren de aterrizaje principal seguían inflados, pero los del tren de aterrizaje delantero se habían desinflado.

1.4. Otros daños.

Varias luces de extremo de pista y luces de aproximación para la pista 06 en la zona libre de obstáculos y más al exterior de ésta resultaron dañadas y tuvieron que ser sustituidas.

Debido a que la zona en la que quedó detenida la aeronave era próxima a la caseta del ILS se hizo necesario efectuar vuelos de prueba para comprobar la calidad de la señal del localizador. Confirmándose que no afectaba a esta radioayuda.

1.5. Información sobre la tripulación.

1.5.1. Piloto al Mando.

Edad / Sexo:	49 años / Varón.
Nacionalidad:	Reino Unido
Título:	Piloto de Transporte de Línea Aérea.
Número:	AT/204524 J/A
Antigüedad:	02/04/1990
Licencia de aptitud de vuelo:	
- Fecha de renovación:	24/11/1997
- Fecha de chequeo en línea:	03/07/1997
Ultimo reconocimiento médico:	Class 1, 31/03/1998
Calificaciones:	
-De Tipo de Aeronaves:	A-320/A-321, B-737, Cessna Citation, Bae 125.
- I.F.R:	24/11/1997
Horas totales de vuelo:	10761
Horas en el Tipo:	656
Período de descanso anterior:	51 horas
Horas en últimos 90 días:	135
Horas en últimos 30 días:	56

Horas en últimas 24 h.: 2

1.5.2. Copiloto.

Edad / Sexo: 29 años / Varón.
Nacionalidad: Reino Unido
Título: Piloto Comercial de Avión.
Número: CP/270056E/A
Antigüedad: 23/06/1997
Licencia de aptitud de vuelo:
- Fecha de renovación: 11/03/1998
- Fecha de chequeo en línea: 14/04/1998
Ultimo reconocimiento médico: Class 1, 05/08/1997
Calificaciones:
-de Tipo de Aeronaves: A-320/A-321, PA-23/34/44.
- I.F.R.: 04/03/1998
Horas totales de vuelo: 461
Horas en el Tipo: 115
Período de descanso anterior: 48 horas
Horas en últimos 90 días: 115
Horas en últimos 30 días: 69
Horas últimas 24 h.: 2

1.5.3. Tripulación de Cabina de Pasajeros.

Cuatro de los cinco miembros de la Tripulación de Cabina de Pasajeros tenían más de cuatro años de experiencia de vuelo. El quinto había sido contratado recientemente y tenía tres meses de experiencia de vuelo. Todos ellos habían concluido su instrucción inicial o de refresco dentro de los seis meses anteriores al accidente. Todos los certificados de la tripulación estaban en regla.

1.5.4. Entrenamiento de la Tripulación Técnica

El piloto al mando había completado el curso de simulador de A-320 el 07 de Abril de 1997. El copiloto completó su curso de simulador de A-320 en Marzo de 1998.

Ambos pilotos disponían de una copia personal del FCOM del avión A-320 suministradas por el operador. El “syllabus”ó programa de entrenamiento del operador seguía el programa del curso de conversión aprobado por Airbus. Este curso también seguía el Manual de Entrenamiento de Tripulaciones, el cual no incluía ninguna referencia, o práctica de entrenamiento en simulador, acerca del uso del freno de aparcamiento ó parking brake como sistema de frenado de emergencia.

1.6. Información sobre la aeronave.

1.6.1. Célula.

Marca:	Airbus
Modelo:	A-320-212
Nº de Fabricación:	189
Año de Fabricación:	1991
Matrícula:	G-UKLL
M.T.O.W.	77.000 Kg
Propietario:	GATX Leasing
Explotador:	Leisure International Airways
Operador:	Sabre Airways
Peso al Despegue:	70.136 Kg
Peso máx al Aterrizaje:	64.500 Kg
Peso real al aterrizaje:	63.854 Kg
Combustible al aterrizaje:	7.400 Kg
Centro de Gravedad:	32 % MAC

1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad.

Tipo:	Transport Category (Passenger)
Fecha de expedición:	29/04/1996
Fecha de caducidad:	29/04/1999

1.6.3. Registro de Mantenimiento.

Horas totales de vuelo:	22265
Ultima revisión de 100 horas:	20/05/1998

1.6.4. Motores.

Marca:	C.F.M.	
Modelo:	CFM 56-5A3 Turbofan eng.	
Posición:	<u>Nº 1</u>	<u>Nº 2</u>
Número de serie:	731350	731684
Horas totales de vuelo:	20739	16919
Ciclos totales:	9989	7864

1.6.5. Descripción del Sistema de Frenos y Anti-skid.

La aeronave fue diseñada con dos sistemas de freno: el Normal, mediante presión suministrada por el sistema hidráulico Verde, y el Alternativo-“Alternate” o suplementario, mediante presión suministrada por el sistema hidráulico Amarillo. El sistema Normal ofrece por medio de la BSCU- Unidad de Control de Freno y Dirección, las funciones de "freno por mando eléctrico", Freno Automático-Autobrake y Anti-skid.

En el caso de que el sistema Normal quede inoperativo, el sistema de freno Alternativo debe pasar a estar disponible al permitir una válvula de conmutación-“Automatic Selector Valve”, accionada por resorte, que pase presión hidráulica del sistema Amarillo al sistema de freno Alternativo. Éste último es un sistema por medio del cual se frena utilizando los pedales a través de un circuito auxiliar de baja presión. La presión de frenado llega a las servo-válvulas del sistema Alternativo a través de una Válvula de Distribución Doble

de Frenado ó BDDV-“Brake Dual Distribution Valve” y una válvula lanzadera-“Dual Shuttle valve”, manteniéndose la función anti-skid si aún es operativa esta función a través del BSCU. En cada rueda hay dos servo-válvulas de control de presión a los frenos, una del sistema Verde (Normal), y otra del sistema Amarillo (Alternativo). Un indicador triple en el panel central de instrumentos de cabina muestra la presión del sistema Alternativo enviada a los frenos de pata izquierda y derecha, así como la presión del acumulador.

Se dispone, además, de un Freno de Estacionamiento-Parking Brake, que funciona con presión del sistema Amarillo y cuenta, como unidad de reserva, con un Acumulador de Freno. Al accionarse la palanca del Freno de Estacionamiento, se aplica a los frenos presión hidráulica no regulada, limitada a 140 bares, del sistema hidráulico Amarillo a través de la válvula de freno de estacionamiento ó Parking Brake Valve.

Se ofrece una descripción más completa del sistema, según se recoge en el Manual de Vuelo-FCOM, y un esquema más detallado del sistema de freno en el Anexo B.

1.6.6. BSCU - Brake & Steering Control Unit.

La BSCU-Unidad de Control de los Frenos y Dirección es una computadora que controla el freno Normal, la función de Frenado Automático, la Dirección de la Pata de Morro y el Anti-skid, tanto en los sistemas Normal como Alternativo. Consta de dos canales físicamente distintos pero funcionalmente idénticos, 1 y 2 ó A y B, que disponen de fuente de alimentación independiente suministrada por las barras eléctricas Núms. 1 y 2. Figura 2 del Anexo B.

El sistema es controlado bien por uno cualquiera de los canales, aquél que sea activado en primer lugar después del arranque, o por el Núm. 1, si la computadora es reiniciada por medio del conmutador de encendido/apagado del anti-skid y dirección de pata de morro-“A/SKID & N/W STRG” situado en la cabina de mando, o interruptor principal del BSCU.

Si se produce un fallo en el canal de control, es decir, el activo, la lógica del sistema decreta su sustitución por el otro canal. Esto hace que no sea redundante, por lo que el canal activo ya no puede ceder el control.

Cada uno de los dos canales tiene una función de mando ó control-“command” ó COM y una función de monitorización-“monitoring” ó MON; la función de monitorización comprueba que su salida sea acorde con la de la función de mando antes de enviar una orden. Si la salida de la función de monitorización no es acorde con la de la función de mando, se registra en la BSCU un estado de "desacuerdo", que también se envía a la CFDIU-“Centralised Fault Data Interface Unit”.

Si un desacuerdo o cualquier otro fallo ocurre y, el sistema está en modo redundante, es decir, si el otro canal sigue funcionando, el sistema transfiere el control al canal pasivo, que a partir de ese momento pasa a ser activo y opera en modo no redundante. Si se produce un desacuerdo en modo no redundante, es decir en el único canal operativo, alguna o todas las funciones pueden perderse. El canal superviviente y activo en el momento del fallo proporciona las funciones todavía operativas.

La función de Freno automático controla la potencia de frenada requerida por el piloto proporcionando un nivel dado de desaceleración, que por ejemplo para la selección de "Autobrake 'LO'" -Freno Automático Bajo, dicho nivel es de -0,17 g. La presión de freno necesaria para obtener la deceleración deseada se manda a las servo-válvulas. El piloto preselecciona el nivel del Frenado Automático con los pulsadores del panel de frenos en la cabina: "LO"-“bajo”, "MED"-“medio”, o "MAX"-“máximo”.

Normalmente, en el momento del contacto con tierra, el canal del BSCU activo abre la servo-válvula Selectora Normal-“Normal Selector Valve”., permitiendo que entre presión del sistema Verde a las cuatro servo-válvulas del sistema Normal-“Normal Servo Valve”. La presión de frenado es controlada por la corriente aplicada por la BSCU a las servo-válvulas de cada rueda. Hay

dos solenoides en cada una de las servo-válvulas, cada uno de ellos controlado por uno de los dos canales de la BSCU.

La BSCU ejecuta una prueba funcional cuando se selecciona la bajada del Tren de Aterrizaje. Esta selección causa, en primer lugar, la apertura de la válvula selectora Normal. Aunque el funcionamiento de esta válvula no es detectado por medio de sensor, la BSCU envía a continuación una corriente para abrir momentáneamente cada una de las servo-válvulas Normales, y monitoriza el subsiguiente aumento de presión. La apertura completa, es decir la situación de freno desactivado, se corresponde con un valor máximo de corriente de 38mA. A continuación, vuelven a cerrarse las válvulas, se cierra la válvula selectora Normal, y se abren por completo las servo-válvulas para liberar la presión. Este ciclo de prueba habría ocurrido en el vuelo accidentado al seleccionarse tren de aterrizaje abajo, después de haber ya ocurrido el fallo de ambos Canales de la BSCU.

1.6.7. Desacuerdo interno del BSCU.

El estado de selección del botón de Autobrake es adquirido asincrónicamente por las funciones de mando-COM y monitorización-MON cada 20 ms. Cuando se detecta la selección del piloto, el canal de mando envía una señal a la luz del conmutador de Freno automático por medio de un relé. Por tanto, es posible que el accionamiento del conmutador durante un tiempo breve sea detectado por la función de mando, pero no por la de monitorización, o viceversa, causando un desacuerdo-“disagreement” dentro de un canal de la BSCU o en los dos canales.

Después de un tiempo de confirmación de 6 segundos, ese canal registra en la BSCU un fallo de "desacuerdo", que es enviado a la CFDIU, originando la aparición de un mensaje de fallo del BSCU en la pantalla ECAM. Pasados cuatro segundos, cede el control al otro canal. Éste puede haber detectado los mismos inputs que el primero; registra también un mensaje de fallo, pero, como no está en modo redundante, la lógica de diseño decreta que no puede ceder el control. Como se apreciará, en el caso de una pulsación breve del

botón, el mismo desacuerdo entre comando y monitorización podría producirse en ambos canales.

El mensaje de fallo de desacuerdo permanece en el canal que sigue ostentando el control. En el vuelo accidentado, el conmutador de Freno Automático "LO" fue desactivado-OFF y, a continuación, accionado otra vez, ON; no obstante, esta medida no puede romper el desacuerdo, excepto repitiendo el fallo original, situación altamente improbable. Así pues, la desactivación/activación del conmutador AUTO/BRK LO no tuvo efecto alguno; el único modo de borrar y eliminar el fallo habría sido efectuar un "reset", es decir, desactivar y activar consecutivamente el interruptor principal de encendido/apagado-A/SKID&N/W STRG de la BSCU.

En el momento del contacto con la superficie de pista, cuatro segundos después del envío de la señal de apertura de spoilers, el Autobrake del BSCU solicita a la función de mando-COM aplicar una corriente para abrir la válvula selectora Normal. La función de monitorización-MON detecta que la función de mando esta efectuando una petición incongruente, y en este punto el fallo se hace efectivo debido al desacuerdo entre las funciones de mando-COM y monitorización-MON. La válvula selectora Normal no se abre, la función de Autobrake se pierde y el sistema Normal de frenos queda inoperativo.

Esta circunstancia se registra en la CFDIU como fallo ocurrido en las servo-válvulas Normales, y a continuación se envía un mensaje de aviso al ECAM "BRAKES AUTO BRK FAULT"-Frenos Fallo de Freno Automático. Durante el aterrizaje, fases 8 y 9, hasta el último motor cortado, este mensaje de fallo es inhibido y no es presentado a los pilotos. No obstante, este es grabado en el Informe Posterior al Vuelo-PFR, ver sección 1.11.3..

1.6.8. Mensajes de aviso y de fallo.

La mayor parte de los sistemas electrónicos tienen interconexión con el Sistema Centralizado de Presentación de Fallos o CFDS-"Centralised Fault

Display System”, cuyo principal componente es la CFDIU-“Centralised Fault Data Interface Unit”.

Los mensajes de fallo y los mensajes de aviso en ECAM son grabados por la CFDIU. Sólo los mensajes de aviso ECAM son presentados a la tripulación y algunos de ellos son inhibidos de presentación en pantalla durante fases críticas de vuelo.

Los datos almacenados en la CFDIU, puede accederse a ellos por medio de las Unidades Polivalentes de Visualización de Control ó MCDU-Multipurpose Control Display Units situadas en el pedestal de la cabina de mando, y se presentan en forma de Informes Posteriores al Vuelo-PFR o informes del último tramo ó pata. También se almacenan mensajes de fallo con más información interna de los componentes, a los que puede acceder el personal de mantenimiento para la detección de problemas ó trouble shooting.

1.7. Información meteorológica.

Los METAR de las 00.30 horas, y la 01.00 horas fueron los siguientes:

Hora:	00.30 h.	01.00 h.
Viento:	010°/05 Kts	020°/04 Kts
Visibilidad:	CAVOK	CAVOK
Temperatura:	+18°C	+18°C
Punto de Rocío:	+14°C	+14°C
Q.N.H.:	1.016hPa	1.016hPa

No estaba presente ningún fenómeno de tiempo significativo, y no se esperaba ningún cambio significativo.

1.8. Ayudas a la navegación.

La aeronave efectuó la aproximación ILS a la pista 24, rumbo real 244°, de la cual se había informado que era plenamente utilizable. La tripulación de vuelo no informó de ninguna anomalía del equipo de navegación, y la aproximación se ejecutó con normalidad.

Todas las ayudas visuales para la aproximación y el aterrizaje estaban operativas y funcionaban correctamente.

1.9. Comunicaciones.

Las comunicaciones de la aeronave con los distintos centros de control en ruta y con la Torre de control de Ibiza fueron normales y satisfactorias en todo momento.

1.10. Información sobre el aeródromo.

La pista 24 del Aeropuerto de Ibiza tiene una distancia de aterrizaje disponible-LDA de 2.800 metros y 45 metros de anchura. Esta pista dispone de iluminación de alta intensidad de borde y de eje de pista, iluminación de aproximación de alta intensidad de precisión cat. I de 900 metros, y un indicador de trayectoria de aproximación de precisión situado en el lado izquierdo de la pista, PAPI, que proporciona un ángulo de descenso de 3°.

La pista tiene una zona de parada, SWY, de 60 metros en su extremo occidental. La zona libre de obstáculos, CWY, de 60 metros por 150 metros de ancho, era de terreno llano despejado. La zona posterior a la SWY-CWY, donde penetró la aeronave y que es prolongación de la pista, estaba casi nivelada, con ligero descenso hacia la derecha, cubierta por hierba alta y escaso matorral bajo, hasta una vaguada de drenaje y luego ascendía con mayor pendiente, donde quedó detenida la aeronave. A unos 350 metros del extremo

de pista estaba la valla perimetral del aeropuerto, de cemento y piedra, que limita con una playa y el mar Mediterráneo.

1.11. Registradores de vuelo.

1.11.1. Registrador Digital de Datos de Vuelo - DFDR

La aeronave estaba equipada con un Registrador Universal de Datos de Vuelo-UFDR Sundstrand, modelo 980-4100-AXUS, con una capacidad de grabación de 25 horas, que utilizaba cinta magnética. Se intentó efectuar una reproducción inicial utilizando las instalaciones y la unidad de interfaz estándar conectada al UFDR. Aunque se obtuvieron algunos datos, el registro acababa cuando la aeronave aún se desplazaba a una velocidad de 65 kt, y, por lo tanto, no incluía el último período del recorrido de aterrizaje. Se hicieron posteriores intentos de reproducir los datos del registrador con el mismo equipo estándar, pero no pudo obtenerse más información.

A continuación, la unidad fue examinada en Madrid en los talleres de la línea aérea. Se abrió el recinto de la cinta y se descubrió que ésta estaba dañada, de tal modo que la unidad no funcionaba correctamente. Los carretes de suministro y recogida son propulsados por una correa periférica. Se encontró que la cinta periférica tenía un rizo por encima del carrete, y que el rebobinado del rollo de cinta era irregular. La ruta que sigue la cinta desde el carrete de suministro hasta el carrete de recepción pasa por encima de los cabezales de registro y recorre numerosas guías de cinta; sobre una de dichas guías de cinta ésta se había doblado, resultando dañada.

Se extrajo la cinta del registrador y se reprodujo en sistema de "carrete abierto" en el AAIB, Farnborough, UK. Se recuperaron datos que abarcaban desde el período del recorrido de aterrizaje hasta el momento en que los sistemas de la aeronave fueron apagados; no obstante, debido a los desperfectos causados durante el primer intento de reproducción de la cinta, no pudieron recuperarse algunas áreas de datos.

El FDR no funciona continuamente durante el registro. Almacena los datos en una de dos unidades de memoria volátil, cada una de las cuales contiene aproximadamente un segundo de datos. Cuando una memoria está llena, el flujo de datos se canaliza hacia la otra. Mientras los datos se introducen en esta segunda memoria, la cinta es rebobinada y se comprueba el segundo de datos precedente. Se deja un hueco en la cinta y se graban a continuación del mismo los datos de la primera memoria, que se vacía. La operación completa de "ciclo de comprobación" dura mucho menos de un segundo, por lo que, cuando la segunda memoria está llena, la corriente de datos se canaliza otra vez hacia la primera, y los datos de la segunda memoria se graban en la cinta, ejecutándose de nuevo el "ciclo de comprobación". A continuación, se repite el proceso. Cuando falla el suministro eléctrico del registrador, se pierden los datos contenidos en la memoria volátil que no se hayan grabado en la cinta.

Durante la reproducción, el FDR funciona continuamente y el modo de fallo notificado con mayor frecuencia en esta operación es el de conicidad de cinta, en el cual se distorsiona el aspecto de disco plano de un paquete de cinta normal. En tales casos, la cinta pierde su alineación con los cabezales y no se obtiene señal alguna de ella. En nuestro caso, la cinta probablemente se enrolló cónicamente durante la reproducción inicial llevada a cabo por medios estándar, y el hecho de seguir utilizando el registrador causó los desperfectos que se ven en el conjunto de cinta, Anexo C.

Este FDR se instaló en la aeronave el 20 de mayo de 1998, el día anterior al del accidente. Se había retirado una unidad de almacenamiento por memoria de estado sólido para efectuar un volcado de datos de rutina. No se detectaron fallos en el FDR cuando fue enviado para su análisis después del accidente, y el hecho de que se hayan recuperado todos los datos hasta la interrupción del suministro eléctrico indica que el registrador había funcionado correctamente.

El registro del FDR se detuvo 63 segundos después del contacto con pista, cuando los motores fueron apagados y se perdió el suministro eléctrico.

Los datos de la lectura inicial y de la reproducción final con "carrete abierto" se combinaron para elaborar la lista definitiva de los 70 últimos segundos de datos.

La selección inicial de Freno Automático-Autobrake "LO" - "Bajo" se realizó a las 23.55 UTC, 52 minutos y 28 segundos antes del aterrizaje, durante la fase de crucero y a una altura de 33.000 pies. Este parámetro es muestreado y grabado cada 4 segundos por el FDR; la selección continuó durante 8 muestreos, 32 segundos, posteriormente fue desactivada durante otros 24 muestreos, 1 minuto y 36 segundos, para ser seleccionada de nuevo, posición en la que se mantuvo durante el resto del vuelo.

En el Anexo D, Figura 1, se muestra el último minuto de datos del FDR, que abarca la aproximación y el aterrizaje desde 20 pies AGL hasta el final. Se incluyen los comentarios pertinentes tomados del CVR. La aeronave tomó tierra con una velocidad anemométrica de 132 kts CAS, a una distancia calculada de 2.000 m del extremo de la superficie pavimentada. En la Figura 2 se muestra la distancia calculada y en la Figura 3 se recogen los datos del FDR y los comentarios pertinentes tomados del CVR relacionados con la distancia desde el punto de contacto con tierra.

El dato discreto del fallo del Freno Automático indicó una situación de fallo tan pronto como la aeronave tocó tierra. Los *spoilers* de aterrizaje y las reversas se aplicaron menos de un segundo después del contacto. La desaceleración inicial era de -0,18g tres segundos después del contacto. Unos siete segundos después del contacto, el ángulo de la posición del pedal de freno indicaba que el piloto estaba comenzando a pisar los pedales de freno.

Unos 20 segundos después del contacto, el Piloto al Mando dijo: "un poco más de freno, diría yo". Siete segundos después, el copiloto dijo "no tengo frenos". El pedal de freno fue pisado hasta el máximo ángulo unos 20

segundos después del contacto, momento en el cual la desaceleración longitudinal se había reducido a -0,09g.

Unos 30 segundos después del contacto la potencia de reversas fue quitada y a continuación volvió a ser aumentada.

El pedal de freno continuó pisado a fondo hasta que la aeronave abandonó la pista, 42 segundos después del contacto. La aeronave abandonó la pista con una velocidad respecto al aire de 50 kts y una velocidad respecto a tierra de 55 kts. El rumbo era 246°, y la aeronave siguió girando hacia la derecha hasta alcanzar un rumbo final de 350°. El elevado ángulo del pedal de freno se mantuvo en el freno derecho, pero se redujo en el freno izquierdo durante el giro hacia la derecha.

La distancia total calculada desde el punto de contacto con la pista hasta el punto de detención de la aeronave fue de 2.250 m. Cuando la aeronave se detuvo, a 250 metros después de sobrepasar la superficie pavimentada, se alcanzó un pico de desaceleración longitudinal de -1g.

1.11.2. Registrador de Voces en Cabina – CVR.

La aeronave estaba equipada con un CVR cíclico Fairchild modelo 93-A100-80, que registra los 30 últimos minutos de información sonora en cuatro pistas. La grabación abarcaba el período comprendido entre el inicio del descenso y el aterrizaje en Ibiza, incluyendo por tanto la aproximación. La grabación se detuvo en el momento en que la aeronave quedó detenida y la tripulación ordenó la evacuación.

Debido a la corta duración de la grabación, las acciones de la tripulación en el momento de la selección inicial del Freno Automático-Autobrake LO, que se produjeron unos 52 minutos antes del contacto con tierra, no aparecían en ella.

1.11.3. Informe Posterior al Vuelo - PFR

Se intentó en las primeras horas después del evento, a bordo de la aeronave, obtener el Informe Posterior al Vuelo o PFR-“Post Flight Report”. No obstante, por causa de los desperfectos ocurridos en la pata de morro, la CFDIU había quedado efectivamente bloqueada en el modo "de vuelo". Así pues, fue necesario enviar la unidad al fabricante de la aeronave para descargar la información. Se habían registrado los siguientes mensajes de Advertencia en la ECAM-“ECAM Warning Messages”, indicando la hora de registro del mensaje, la fase del vuelo, y una referencia ATA.

<u>GMT</u>	<u>FASE</u>	<u>ATA</u>	
2355	06	32-00	BRAKES BSCU CH 2 FAULT (2)
0049	08	32-00	BRAKES AUTO BRK FAULT

NOTA: Las fases de vuelo 6 y 8 son respectivamente la fase de crucero y la parte de la fase de aterrizaje comprendida entre el contacto con la superficie de pista y los 80 kts.

El primer mensaje de aviso ECAM presentado a la tripulación se refería al fallo del Canal Núm. 2 de la BSCU ocurrido después de la selección de Freno Automático "LO"-“Bajo”. El segundo mensaje se grabó mientras la aeronave hacía contacto con tierra a las 00.49 h.y el sistema de freno Normal quedó inoperativo ó dejó de estar disponible. No obstante este aviso fue inhibido de presentación en pantalla durante la fase de aterrizaje.

Se registraron los siguientes mensajes de fallo-“Failure Messages” por los CFDIUs::

<u>GMT</u>	<u>ATA</u>		<u>ORIGEN</u>
2355	32-42-34	BSCU	BSCU B
2355	32-42-34	BSCU	BSCU A
0049	32-42-48	BRK NORM SERVOVALVE 15GG	BSCU A
0049	32-42-48	BRK NORM SERVOVALVE 17GG	BSCU A

El primer mensaje se refiere al mensaje de fallo de desacuerdo en el Canal 2 (B), el activo, y fue transmitido a la ECAM del modo que se indica en la tabla precedente. El segundo mensaje muestra que el fallo de desacuerdo también estaba presente en el Canal 1 (A), el redundante. Este último mensaje fue presentado en la pantalla ECAM superpuesto con el anterior e indicado solo por el dato (2), en los mensajes de aviso ECAM del PFR, que parece que indicaba que el fallo afectaba a los dos canales. Los dos últimos mensajes, que incluyen números de referencia de servo-válvulas, se refieren al fallo de la BSCU cuando intentaba disponerse a aplicar la presión de Freno Automático seleccionada después del contacto con tierra.

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

Una inspección del lugar del accidente, incluida la segunda mitad de la pista de aterrizaje, mostró que la aeronave había realizado dos virajes antes de rebasar el extremo de la pista. La trayectoria de la aeronave al rebasar el extremo de la pista pudo determinarse claramente por las marcas dejadas por los neumáticos de todas las ruedas de las patas del tren de aterrizaje. El viraje inicial a la derecha, ejecutado dentro de la pista, podía detectarse siguiendo en sentido contrario al recorrido del avión las marcas dejadas por los neumáticos hasta el punto donde se iniciaban. A partir de dicho punto, la exploración de la pista de aterrizaje no revelaba signo alguno de marcas de neumáticos derivadas de la acción de frenado anteriores a las marcas de este primer viraje.

La aeronave se había desviado primero hacia la derecha, ver Anexo A, llegando el tren de aterrizaje principal derecho a dos metros de distancia del borde de la pista de aterrizaje. Luego, había recorrido diagonalmente la pista después de girar hacia la izquierda, abandonando la prolongación de la pista a considerable distancia, hacia la izquierda, de su línea central, y con un rumbo ligeramente a la derecha de la dirección de la pista. A continuación, la aeronave continuó girando a la derecha mientras recorría la hierba situada en el extremo de la pista, rompiendo varias de las luces de aproximación a la

cabecera 06 en el curso de su avance. Se detuvo al topar con un terraplén, después de haber recorrido unos 300 metros desde que abandonara la pista, 120 metros a la derecha de la prolongación del eje de pista y a 250 metros sobre este eje desde el final de pista. El primer impacto lo sufrió la pata de morro, que cedió hacia atrás y posteriormente se fracturó justo por encima del eje. La aeronave quedó detenida definitivamente cuando los carenados de entrada de aire de los motores toparon con el terraplén. No había ningún signo de acción de frenado durante el trayecto de la aeronave por la zona de hierba.

En los tramos de las marcas de los neumáticos causadas durante los virajes, la trayectoria de las ruedas del morro estaba siempre más próxima a la de la rueda principal situada en el interior de la curva. Esto indicaba que la aeronave había derrapado lateralmente en esos puntos. Del examen de la superficie de huella de todos los neumáticos resultó la evidencia de marcas de abrasión severa en dirección lateral, tal y como las que habrían sido causadas por el deslizamiento lateral de un neumático que rodara libremente.

Como consecuencia de estos primeros exámenes, resultó que no había signos de que se hubiera producido ninguna acción de frenado en ningún momento del recorrido de aterrizaje y la investigación técnica se centró en determinar las causas de dicha ausencia.

1.13. Información médica y patológica.

No hubo aspectos médicos involucrados en este accidente. Muchos pasajeros sufrieron heridas leves durante la evacuación por contacto con las rampas de salvamento o con la vegetación de matorral del área donde quedó detenida la aeronave.

1.14. Incendio.

Los restos de la aeronave no se incendiaron. Aunque la aeronave transportaba unas 7,4 toneladas de combustible, no se produjo ninguna fuga significativa de este combustible y por tanto no hubo incendio.

1.15. Supervivencia.

No se produjeron roturas en los asientos de la tripulación ni de los pasajeros de la aeronave, ni hubo desperfectos en la cabina de pasajeros ni en la cabina de mando de la aeronave.

Según los informes de algunos miembros de la Tripulación de Cabina de Pasajeros y de algunos de los pasajeros, el sistema de iluminación de emergencia de la aeronave no funcionó inicialmente, aunque lo hizo poco después. Posteriormente, no se detectaron fallos durante la evacuación.

Poco después de detenerse la aeronave, al parecer podía verse humo o polvo en la cabina de pasajeros. Después de percibir los virajes hacia el final del recorrido de aterrizaje y el agitado trayecto a través de la zona fuera de pista, la tripulación de cabina de pasajeros indicó a los pasajeros que adoptaran la posición de seguridad. Cuando la aeronave se detuvo, la Tripulación de Cabina de Pasajeros dio comienzo por iniciativa propia al procedimiento de evacuación, comenzando por la parte frontal y continuando por la parte posterior de la cabina de pasajeros. Según los informes de la Tripulación de Cabina de Pasajeros, todas las puertas de pasajeros y de servicio se abrieron normalmente y todas las rampas de salvamento se inflaron automáticamente por el modo normal.

La Tripulación de Cabina de Pasajeros informó de que uno de sus miembros situado en la parte posterior de la cabina de pasajeros había intentado abrirse paso por la cabina hacia la ubicación de las salidas situadas por encima del ala, pero que en ese momento la mayor parte de los pasajeros ya estaba de pie en el pasillo y le fue imposible avanzar más. Intentó indicar a los pasajeros situados cerca de las salidas de las alas que las abrieran, pero no lo hicieron, prefiriendo sumarse a la corriente de pasajeros que se dirigían hacia las rampas de salvamento de las puertas principales. Algunos pasajeros intentaron también recoger su equipaje de mano de los compartimentos superiores antes de la evacuación.

Se observó que durante la evacuación habían sido retiradas por los pasajeros todas las placas, cuatro, que cubrían las palancas para accionar las ventanillas de salida situadas por encima de las alas, pero que ninguna de éstas había llegado a ser abierta.

Al abandonar la aeronave, la tripulación de cabina de pasajeros intentó reunir a los pasajeros en un grupo para esperar la llegada de los servicios de emergencia del aeropuerto. Algunos pasajeros olvidaron los buenos modales y fueron indisciplinados durante este proceso.

El servicio de bomberos del aeropuerto llegó al lugar de la aeronave, posiblemente, antes de los cinco minutos transcurridos desde el accidente. Una pasajera sufrió un ataque de asma y precisó de atención médica. La tripulación de cabina de pasajeros señaló que la ambulancia llegó al lugar del accidente con un considerable retraso.

1.16. Ensayos e investigaciones.

1.16.1. Pruebas con la aeronave completa.

Después de efectuadas unas reparaciones provisionales, la aeronave voló el 17 de junio, con el tren de aterrizaje extendido y a una altitud máxima de 9.000 pies, desde Ibiza hasta Toulouse. Excepto los frenos, ningún elemento del sistema de frenado fue cambiado para este vuelo.

Durante el vuelo, la tripulación intentó reproducir el fallo de Freno Automático-Autobrake que se produjo en crucero en los momentos previos al accidente. Se seleccionaron en numerosas ocasiones los botones de "LO", "MED", y "MAX", sin ningún resultado.

Se efectuó satisfactoriamente un aterrizaje con Freno Automático LO, aunque el botón no se iluminó. Durante el recorrido de aterrizaje, tampoco se

iluminó el letrero de desaceleración-“DECEL” y apareció en el ECAM, con retraso, un mensaje que indicaba que el Canal 2 de la BSCU no funcionaba. Al seleccionar el Freno Automático LO se selecciona de hecho una desaceleración longitudinal de 0.17g, y el letrero DECEL se ilumina cuando se alcanza el 80% de dicho valor. La posterior evaluación de los datos registrados de este vuelo indicó que se había alcanzado un pico de desaceleración de 0,16g: por tanto, la luz debería haberse encendido.

En tierra, la aeronave fue preparada para la ejecución de una serie de vuelos simulados, en los cuales se utilizó el sistema de frenado Alternativo en cada uno de los "aterrizajes". Para ello, fue preciso interponer una caja de desconexión entre la BSCU y la aeronave con el fin de poder introducir en la BSCU, por ejemplo, señales que simularan las entradas procedentes del sistema de referencia inercial, que indica la velocidad respecto a tierra, los taco-generadores de las ruedas del tren de aterrizaje principal, que indican la velocidad de las ruedas, así como valores discretos tales como la activación de los spoilers de aterrizaje. Además, la pulsación del botón de Freno Automático LO se simuló por medio de un impulso de duración lo bastante corta como para dar lugar a un desacuerdo de mando/monitorización en ambos canales del BSCU, que fue lo que produjo el estado de "Fallo de Freno Automático" ocurrido en el momento del contacto con tierra en el vuelo accidentado. Se utilizaron generadores eléctricos de tierra para presurizar los sistemas hidráulicos Verde, frenos Normales, y Amarillo, frenos Alternativos.

Durante cada recorrido de aterrizaje simulado, un operador situado en la cabina de mando aplicaba los pedales de freno, los cuales, dado el fallo de BSCU, accionaban los frenos del Alternativo por medio del sistema hidráulico Amarillo. Se registraron todos los parámetros, de modo que fue posible monitorizar la presión hidráulica en los frenos, junto con el ángulo del pedal, así como el test funcional del sistema Normal que ejecutaba la BSCU, cada vez que se simulaba la extensión del tren de aterrizaje. El procedimiento de prueba se modificó posteriormente para incluir la aplicación de freno de estacionamiento-Parking Brake al final de cada simulación, con lo cual se accionaba la válvula del freno de aparcamiento y la válvula accionada-

“Operated Valve”, cuya integridad es fundamental para el funcionamiento del sistema de frenos Alternativo.

De ninguna de dichas pruebas resultó que hubiera anomalía alguna en el funcionamiento del freno Alternativo, por lo que se repitieron después de rodear de hielo seco los componentes hidráulicos del sistema de freno en el pozo del tren de aterrizaje derecho. Esta vez, el estado de fallo ocurrido en el vuelo accidentado pudo reproducirse, en la medida en que no se produjo presión de frenado en respuesta al accionamiento del pedal de freno. Los transductores de presión adicionales que se habían instalado en el sistema hidráulico mostraron que el selector automático, la válvula del Freno de Estacionamiento, y la válvula accionada habían funcionado del modo esperado, y que había presión del sistema Amarillo a la entrada de la BDDV. Sin embargo, no parecía haber presión de salida de la BDDV, lo cual indicaba que había un problema con dicho componente.

Se repitieron las pruebas a fin de demostrar la congruencia de ambos estados de fallo, y se halló que, después de haber enfriado hasta -40° la BDDV y de haber retirado el hielo, la función de freno no se recuperaba hasta que la temperatura había aumentado hasta un valor indicado de $+15^{\circ}$. No obstante, ha de tenerse en cuenta que dichos valores de temperatura no pueden considerarse exactos, ya que la medición se efectuó por medio de una sonda adosada al cuerpo de la válvula, la cual, por tanto, no podía determinar la temperatura del interior de la misma.

El operador de la cabina de mando informó de que, durante el estado de fallo, los pedales de freno requerían una fuerza mayor de la normal para ser accionados.

Se concluyó que la explicación más probable del comportamiento de la BDDV era que había agua atrapada en su interior, transformada en hielo al alcanzarse temperaturas inferiores a 0° , y que había agarrotado el mecanismo interno. Se decidió entonces efectuar investigaciones adicionales en Messier-Bugatti, los fabricantes de esta válvula. En consecuencia, la BDDV se extrajo

de la aeronave y se transportó hasta las instalaciones del fabricante en Velizy, cerca de París.

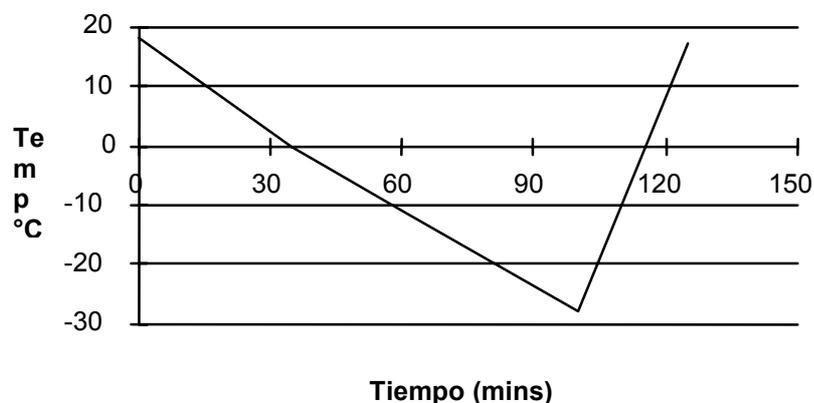
1.16.2. Tests con la BDDV.

La BDDV fue probada en la cámara de prueba medioambiental de Messier-Bugatti, en la que la temperatura puede controlarse. Se suministró fluido hidráulico a la válvula desde un depósito exterior, cuya temperatura también era controlable. Se aplicó la presión de los pedales de freno izquierdo y derecho desde dos cilindros maestros. Las presiones de entrada y salida de la BDDV fueron monitorizadas y registradas.

Antes de instalarla en el banco de pruebas, se tomaron muestras de fluido hidráulico de las aberturas de la válvula y los tubos adyacentes a la misma. En ese momento, se observó que faltaba una capa de sellante en la junta entre el cuerpo principal de la válvula y una cubierta situada en su base. No obstante, había un residuo que indicaba que dicho sellante había estado presente en algún momento. La razón de la pérdida del sello no era evidente, pero con toda probabilidad estaba relacionada con el hecho de que la lisura de la superficie de la válvula y de la cubierta había resultado inadecuada para proporcionar el agarre requerido por el sellante.

En la prueba inicial se siguió aproximadamente el perfil completo de temperatura del aire del vuelo accidentado, según se deducía del FDR. Así, pues, la válvula se enfrió a una velocidad cuasi-constante hasta un valor mínimo de -28° y posteriormente volvió a calentarse hasta $+17^{\circ}$, según se indica a continuación:

Perfil de temperatura



La función de la BDDV se probó cuando hubo transcurrido una hora, momento en el que la temperatura era de -11° , con el fluido hidráulico a una temperatura de -3°C . Se obtuvo una presión de salida satisfactoria en respuesta al accionamiento del pedal de freno. No obstante, cuando se repitió la prueba después de transcurridos 1 hora y 25 minutos, con temperaturas de la cámara de prueba y del fluido de -20°C y -12°C respectivamente, no se obtuvo presión de salida alguna, reproduciéndose, por tanto, el estado de fallo. Dicho estado se mantuvo a la temperatura mínima de -28° .

El posterior proceso de calentamiento tenía como objetivo simular el descenso y aterrizaje del vuelo accidentado. Después de alcanzar los $+17^{\circ}\text{C}$, la temperatura del depósito de fluido seguía siendo de $-16,8^{\circ}\text{C}$, aunque su temperatura al entrar en la BDDV era de $+12,9^{\circ}\text{C}$. Se probaron sucesivamente las funciones de freno izquierdo y derecho, aplicando la máxima presión de entrada, de 12 bares, y manteniéndola durante un minuto. No se obtuvo presión de frenado de salida en ninguno de ambos lados. Después de esperar un minuto adicional, se repitieron las pruebas, y se encontró que se había recuperado el funcionamiento normal del sistema.

A continuación se decidió hallar la temperatura mínima a la que la BDDV dejaba de funcionar. Después de realizar un test funcional satisfactoria en condiciones ambientales, la cámara se enfrió a -5°C y se estabilizó a dicha temperatura durante 35 minutos, momento en el que la temperatura de entrada

del fluido era todavía de +4,5° C. Las entradas izquierda y derecha se aplicaron a la mitad de la presión máxima, es decir, a 6 bares, obteniéndose presión de frenado de salida. Se observó que un pequeño recipiente con agua, que se había colocado en la cámara, no estaba congelado completamente en este momento. Al poner en funcionamiento la BDDV, se introducía en el cuerpo de la válvula fluido más frío, procedente del depósito, lo cual no era representativo de la instalación presente en la aeronave, en la que los componentes del sistema de freno Alternativo son, esencialmente, una parte estancada del sistema hidráulico, y en el que, en general, se habría introducido fluido más caliente al accionar el freno.

Después de otros 30 minutos a -5° C, con la temperatura de entrada del fluido próxima a los 0° C, la válvula seguía funcionando normalmente. A continuación, la cámara se enfrió hasta -10° C y se mantuvo a dicha temperatura durante 30 minutos, antes de volver a probar la BDDV. En esta ocasión, no se obtuvo presión de salida: la válvula estaba en la situación de fallo.

Después de calentar la cámara hasta la temperatura ambiente, la BDDV fue sometida a una nueva prueba para confirmar si funcionaba de nuevo correctamente, antes de retirarla del banco de pruebas. Se retiró la cubierta en forma de taza situada en la base del cuerpo de la válvula y se halló que contenía una cantidad de fluido. Dicho fluido constaba de 30 ml de agua sucia y 3,5 ml de lo que parecía ser una mezcla de fluido hidráulico y grasa. El fluido hallado fue analizado posteriormente por los laboratorios de Combustibles y Lubricantes del DERA en Pyestock, UK, junto con las muestras de fluido hidráulico tomadas de la BDDV antes de su instalación en el banco de pruebas medioambiental.

La cantidad de agua y grasa era suficiente para llenar la cubeta hasta 25 mm. de su borde. La parte inferior del conjunto de la BDDV, bieletas y balancines de interconexión entre ambos circuitos hidráulicos, penetraba 29 mm. hacia abajo en el interior de la taza ó cubeta. Era evidente, pues, que el conjunto de bieletas habría quedado sumergido en el fluido hasta el punto de

no poder ser movido por acción de la presión de entrada procedente del pedal de freno cuando este fluido se congeló.

Las partes móviles de la válvula habían sido montadas con grasa de silicona, y era evidente que se había producido emulsión como consecuencia del contacto con el agua. No obstante, no había signos visibles de una corrosión que hubiera impedido el funcionamiento de la válvula. Como última comprobación, volvió a instalarse la BDDV, con su cubeta, en la cámara de prueba, y se enfrió a -20° C durante unos 30 minutos. A continuación después de 35 minutos fue puesta en funcionamiento, sin que se registrara problema alguno.

Posteriormente, la válvula BDDV fue sometida a una "prueba de producción", en la que la presión de salida del freno se midió en relación con la presión de entrada del pedal. Esta prueba confirmó que los parámetros de la válvula cumplían los requisitos de producción normales.

1.16.3. Primeras acciones tomadas por el Fabricante.

Con motivo de la detección de agua en la BDDV, junto con el desacuerdo interno de la BSCU, ya descubierto con anterioridad, que originaron el evento, Airbus Industrie emitió el Télex a Todos los Operadores-AOT Núm. 32-19 con fecha 07 de Julio de 1.998, acompañado de cuatro Télex de Operación de Vuelo-FOT. El obligatorio cumplimiento del AOT fue ordenado por cuatro Directivas de Aeronavegabilidad-AD, ref. 34, 35, 36 y 37/98, emitidas por la Autoridad de Certificación, el 8 de julio de 1998.

La cumplimentación del AOT afectaba a todos los tipos de aeronaves fabricadas por Airbus, ya que se utilizan los mismos componentes en el sistema de freno Alternativo tanto en las aeronaves de fuselaje ancho como las otras, si bien en las primeras, la BDDV está situada en un lugar más próximo al eje longitudinal de la aeronave, es decir, más lejos de la superficie exterior del fuselaje.

El AOT exigía la realización de una comprobación semanal, sin rebasar los 9 días, del sistema de freno Alternativo al final de la fase de crucero. Dicha comprobación consistía en seleccionar la posición OFF del interruptor del BSCU, Anti Skid & Nose Wheel Steering, accionar los pedales de freno, y comprobar la presión indicada por el indicador de presión triple. La ausencia de presión podría ser signo de que la BDDV estuviera congelada. Los casos de fallo se notificaron a Airbus Industrie. Fueron los siguientes:

Flota A319/320/321:	40 casos en 854 aeronaves en servicio.
Flota A310:	1 caso en 161 aeronaves.
Flota A300/A300-600, A330 y A340:	ningún caso.

El único caso de fallo de BDDV en el A310 fue considerado por Airbus como "un caso aislado", confirmando, por lo demás, los resultados que la ubicación relativamente expuesta del componente en las aeronaves de fuselaje estrecho lo hacía más vulnerable a la contaminación. Una posterior revisión del AOT redujo la frecuencia de la comprobación a 500 horas de vuelo.

El AOT, que no exigía realizar ninguna labor de mantenimiento, tenía como objetivo proporcionar una solución provisional en tanto se efectuaba una corrección del diseño de la BDDV. Se hacía referencia a un próximo Boletín de Servicio, N° A320-32-1200, que trataría de esta cuestión.

El AOT también hacía referencia a cuatro FOT-Flight Operation Télex N° 999.0059, .0060, .0061 y .0062, uno para cada una de las flotas, en las que provee el procedimiento para el chequeo en vuelo del sistema de frenos Alternativo, el estado de la BDDV, y la Recomendación Operacional para el caso de fallo de frenos en aterrizaje. En esta Recomendación se añadía, con relación al Procedimiento de Emergencia establecido para este caso, la conmutación a OFF del interruptor del BSCU, A/Skid & N/W Strg, después de soltar pedales de freno, pisar los pedales de freno limitando la presión a aproximadamente 1.000 PSI, y, como último recurso, si aún no se dispone de frenos, el uso del Parking Brake con cortas y sucesivas aplicaciones.

En la FOT 999.0059, (recogida posteriormente por el Boletín de Ingeniería de Operaciones-OEB, N° 137/1, de septiembre de 1998) aplicable a las flotas A-319/A-320/A-321 se incluía además otra Recomendación Operacional para evitar el fallo de “desacuerdo” en el BSCU al seleccionar el modo apropiado de freno automático-Auto/brake, LO, MED ó MAX,. Esta Recomendación especifica que al seleccionar el modo de Autobrake, presionar el botón o pastilla firmemente al menos durante 1 segundo, para asegurar el armado correcto del sistema. Si, aún a pesar de lo anterior, aparece el mensaje de fallo “BRAKES BSCU CH 1(2) FAULT” en la pantalla del ECAM, sin que aparezca el otro mensaje de fallo “BRAKES AUTO BRK FAULT”, entonces resetear el BSCU con el interruptor A/SKID &N/W STRG con el tren de aterrizaje todavía retraído.

La AOT también hacía una declaración de intenciones de incorporar en el estándar 8 del software del BSCU, planeado para su Certificación a primeros de 1.999, las modificaciones correspondientes para evitar de forma definitiva el fallo de “desacuerdo” en el BSCU al seleccionar el modo apropiado de freno automático-Auto/brake.

1.16.4. Pruebas de vuelo a gran altura.

Airbus Industrie realizó una prueba de vuelo de la aeronave A320, adosando dos sensores de temperatura a la BDDV, uno al cuerpo de la válvula y el otro a la cubeta inferior. También se realizó una prueba de vuelo en un A300-600. De nuevo, se utilizaron dos sensores, uno adosado a la cubeta de la válvula, mientras que el otro medía la temperatura ambiente a 10 cm de la válvula. Las curvas obtenidas en estos dos vuelos de prueba se encuentran en el Anexo E, figuras 3 y 4.

Como puede apreciarse, en la prueba del A320, la temperatura antes del despegue era de 30° C. Después del despegue, la temperatura se redujo a aproximadamente 0,6° C por minuto, alcanzándose los 0° C después de 50 minutos. La temperatura mínima fue de -8° C, cuando la temperatura total del aire-TAT era de -22° C. Durante el proceso de enfriamiento, el sensor de la

cubeta de la válvula registró sistemáticamente una temperatura inferior en 2° C a la del cuerpo de la válvula, debido, tal vez, a la mayor inercia térmica de ésta última. Luego, la TAT aumentó a -10° C y la temperatura de la cubeta de la válvula se estabilizó a -6° C. En el curso del perfil de vuelo, la temperatura de la válvula subió por encima de 0° C, 10 minutos después de abandonar el nivel de vuelo 330 con -10° de TAT. Después del aterrizaje, se puso a OFF el interruptor A/SKID &N/W STRG del BSCU y se verificó la existencia de presión del sistema de freno Alternativo.

En la prueba del A300, la TAT descendió rápidamente hasta un mínimo de -30° C, disminuyendo la temperatura de la cubeta de la válvula BDDV a unos 0,9° C por minuto, hasta un valor mínimo de -14° C. Posteriormente, la aeronave voló a altitudes menores que las de la prueba del A320, por lo que la temperatura de la válvula fue superior a los cero grados durante una hora y media antes del aterrizaje.

1.16.5. Análisis del fluido hallado en el interior de la cubeta de la BDDV.

Los laboratorios de Combustibles y Lubricantes del DERA separaron el fluido contaminante, compuesto fundamentalmente de agua, hallado dentro de la BDDV en tres fases: agua, aceite, y un lodo sólido.

a) El agua contenía una concentración significativa de detergente, >0,25%, lo que indicaba que la contaminación procedía de un fluido o solución de limpieza.

b) El aceite era esencialmente un fluido hidráulico de éster fosfato con pequeñas cantidades de tri-cloro-etileno e hidrocarburos de alta masa molecular.

c) El lodo contenía numerosos elementos, el más abundante de los cuales era la silicona, lo que indicaba la presencia de una grasa compuesta fundamentalmente de silicona.

Del análisis de las muestras de fluido hidráulico tomadas de las bocas de conexión de la válvula DBBV se dedujo que su composición era la habitual

en un fluido hidráulico del tipo de éster fosfato, con trazas de pentano y trimetil pentano, procedentes seguramente de las sustancias de limpieza. Todas las muestras eran claras y brillantes, pero contenían bien partículas en suspensión o un sedimento fino.

El propietario y el operador facilitaron información detallada sobre los fluidos de limpieza utilizados en el lavado de las aeronaves. Se mezclaron muestras de los mismos con agua en las proporciones establecidas por los fabricantes y fueron probadas por DERA con el fin de determinar sus puntos de congelación. Se halló que variaban entre 0° C y -0.75° C. Se sobreentiende que la concentración habitual para limpieza era de una parte de detergente y veinte de agua.

1.16.6. Historial de la BDDV.

La BDDV fue fabricada en agosto de 1992, con el Número de Pieza P/N: A25434004-3A y Número de Serie S/N: 1255. Fue instalada como equipamiento original en un A320 de Monarch Airlines, G-OZBA, en marzo de 1994. Fue retirada el 28 de noviembre de 1996 y devuelta a Messier-Bugatti dentro de un programa cíclico de modificación del componente. Dicho programa implicaba la incorporación de tres Boletines de Servicio-SBs, los Núms. 580-32-3091, -3099, y -3103. En ellos, respectivamente, se modificaban las características de entrada/salida de la válvula, se comprobaba un chaflán en una de las paredes internas, que eliminaba un problema potencial de aplicación no solicitada de presión de frenado, y se eliminaba un dispositivo de sangrado automático. De hecho, se comprobó que el SB 580-32-3099 ya había sido incorporado. La unidad fue reexpedida a Monarch con un nuevo Número de Pieza, P/N: A25434006-2A, manteniéndose el número de serie original. La documentación de expedición que la acompañaba incluía un Formulario 1-JAA, fechado el 24 de diciembre de 1996.

Leisure International obtuvo la BDDV de Monarch y la instaló en el avión G-UKLL el 5 de febrero de 1997, devolviéndose a Messier-Bugatti la unidad a la que sustituía a fin de que se incorporan a ésta las mismas

modificaciones. La BDDV permaneció en la aeronave hasta el evento. No consta que se haya efectuado ninguna otra tarea de mantenimiento en esta unidad.

1.16.7. Historial y pruebas de la BSCU.

La BSCU, Núm. de Pieza P/N: C20216332292C, Modificación A, Núm. de Serie S/N: 329, fue instalada en la aeronave en febrero de 1997 y había alcanzado las 4.719 horas de trabajo en el momento del accidente. La unidad fue recibida de Messier-Bugatti con el software Standard 7 instalado.

La BSCU fue probada en un banco de prueba automático de Aerospaciale, en Toulouse. Se detectó un fallo, y posteriormente la unidad fue desmontada hasta separar las distintas placas de circuitos impresos.

Durante este proceso, se observó que algunos de los componentes próximos a los orificios de ventilación de la carcasa estaban cubiertos por lo que parecían ser depósitos de carbón. Se consideró que los mismos podrían haber sido originados por los gases de escape de los grupos electrógenos de tierra situados cerca de la toma de aire del compartimento de electrónica. Sin embargo, no parecían haber afectado al funcionamiento de las placas de circuitos impresos.

El único defecto confirmado fue el de un relé que controlaba las luces de Freno Automático LO Activado, y DECEL situadas en el botón ó pastilla del panel frontal de cabina. Todo ello era acorde con el informe del vuelo ferry de traslado desde Ibiza a Toulouse efectuado el 17 de junio después de la reparación provisional del avión.

No se detectaron otros fallos, y se comprobó que la unidad de memoria no volátil contenía los mensajes de fallo relacionados con el vuelo accidentado y las pruebas posteriores.

1.16.8. Pruebas del Panel de Control de Frenos.

El panel de control de frenos, situado en el panel central de instrumentos de cabina, fue probado en el correspondiente banco de pruebas de la planta de Aerospatiale en Toulouse. Se halló que una de las dos bombillas del botón de Freno Automático MED Activado se había fundido. Por lo demás, la unidad funcionaba satisfactoriamente.

Los contactos de los conmutadores del Freno Automático se mantienen a 14 voltios; al oprimir el botón, el contacto se conecta a tierra, con lo que su voltaje pasa a ser cero. Este cambio es detectado por las dos funciones de "mando"-COM y "monitorización"-MON de la BSCU, que efectúan la correspondiente selección de Freno Automático, MAX, MED, ó LO.

A continuación se probó el panel de conmutadores en el banco de pruebas de ingeniería de Airbus Industrie, el "iron bird" ó "pájaro de hierro", visualizándose la conmutación con un osciloscopio. Éste mostró que, cuando se oprimía el conmutador, la caída de voltaje era casi instantánea después de producirse un "ruido" que duraba aproximadamente 2 milisegundos. Por lo tanto, el período de voltaje cero tenía la misma duración efectiva que el de la opresión del botón, menos los 2 milisegundos de "ruido".

El uso del osciloscopio ofreció, además, la oportunidad de provocar y visualizar el desacuerdo de las funciones COM/MON en la BSCU del banco de pruebas, ya que el estado de Freno Automático Activado/Desactivado en cada función se representaba por medio de un cable diferente. Normalmente y con el funcionamiento esperado, ambas funciones cambiarían simultáneamente al oprimir el conmutador de Freno Automático LO; sin embargo, si la opresión duraba menos de unos 50 milisegundos y más de 20 milisegundos, lo cual, en la práctica, es bastante difícil de conseguir, sólo una de las funciones COM/MON cambiaba de estado y la otra no. Se presentan los gráficos de osciloscopio con el voltaje de estas funciones COM/MON en relación a la pulsación del botón Autobr LO en el Anexo F.

1.16.9. Historial de la aeronave relacionado con el evento.

El explotador facilitó un registro de las anomalías del sistema de frenado correspondiente al período comprendido entre el 1 de enero y el 20 de mayo de 1998. Eran escasos en número y tenían que ver fundamentalmente con el desgaste de las zapatas de freno hasta el límite establecido, o la detección de temperaturas elevadas en el freno después del aterrizaje. No constaban problemas con el funcionamiento y manejo de los frenos.

Se había llevado a cabo una revisión C-“major check” de la aeronave 14,5 horas de vuelo antes del accidente. Según el Operador, el único punto que podía relacionarse, si bien remotamente, con el accidente, era la sustitución del conjunto de freno Núm. 2.

Dado que se había hallado detergente dentro de la BDDV, se solicitó la historia reciente de los lavados de la aeronave, que eran ejecutados por un contratista. Era la siguiente:

19 mayo 1997	Lavado de la panza a mano
26 mayo 1997	Lavado de la panza a mano
9 junio 1997	Lavado completo
16 junio 1997	Lavado de la panza
14 julio 1997	Lavado de la panza
28 julio 1997	Lavado completo de la panza
6 agosto 1997	Lavado puntual
13 noviembre 1997	Lavado completo

El contratista cesó de prestar sus servicios de lavado después de noviembre de 1997, y desde dicha fecha el historial de lavado era incompleto. No obstante, los procedimientos del contratista para el lavado a mano del tren de aterrizaje indicaban que los lavados se efectuarían con las puertas del pozo de tren principal cerradas, protegiéndose así los componentes del sistema hidráulico, incluida la BDDV, del impacto directo del agua a presión de las mangueras.

1.17. Información orgánica y de dirección.

No afecta.

1.18. Información adicional.

1.18.1. Medidas posteriores tomadas por el fabricante de la BDDV.

El 5 de septiembre de 1998, Airbus Industrie publicó el Boletín de Servicio Núm. A320-32-1200, en el que se informaba a todos los explotadores de aeronaves A319, A320, y A321 de la publicación del Boletín de Servicio Núm. A25434-32-3172 de Messier-Bugatti. En éste se proponía la modificación de la BDDV mediante la perforación de un orificio de drenaje de 6 mm de diámetro en la parte inferior de la cubeta y la lubricación de todas las piezas del mecanismo de bieletas y balancines situado en la parte inferior y dentro de la cubeta. La finalidad de estas medidas era impedir la acumulación de grandes cantidades de agua dentro de la cubeta e impedir el bloqueo de este mecanismo inferior de la BDDV en condiciones de congelación de esta agua introducida. La página informativa del Boletín concluye del siguiente modo:

Se recomienda ejecutar este Boletín de Servicio en caso de omisión de la comprobación semanal en vuelo del funcionamiento del sistema de Freno Alternativo requerida por la Directiva de Navegabilidad- Consigne de Navigabilite, ref 34/98, Núm. 98-262-120(B).

Una vez ejecutadas las instrucciones de este Boletín, ya no era necesario efectuar la comprobación semanal del sistema de Freno Alternativo.

En el Boletín se admitía que la perforación de un orificio en la cubierta de la BDDV podría permitir la entrada de agua, polvo, y otros contaminantes en los componentes de la válvula, por lo que se trataba también y sólo de una medida provisional. La solución definitiva la aportaba el Boletín de Servicio Núm. A320-32-1203, que introducía un nuevo diseño del sellado entre la cubeta

y el cuerpo de la válvula y un tubo de drenaje de plástico transparente con tapón para drenar la cubeta inferior de la BDDV. La fecha de publicación de dicho boletín por Airbus fue el 4 de junio de 1999, y posteriormente fue hecha mandatoria por la Directiva de Aeronavegabilidad AD-2000-258-146(B), asimismo se comenzó a instalar en las aeronaves de nueva construcción.

1.18.2. Medidas posteriores tomadas por el fabricante del BSCU.

El BSCU ha experimentado numerosas actualizaciones de software, siendo el Standard 7 el programa instalado en la unidad que estaba montada en la aeronave en el momento del accidente. El software Standard 8 fue introducido incluyendo una revisión para solucionar el problema causado por las pulsaciones cortas del botón de Autobrake. No obstante, como resultado de la evaluación en servicio, el Standard 8 fue sustituido por el Standard 9, el cual está disponible desde principios de junio de 2001, remitido en el Télex de Información a los Operadores-OIT, 999.0078/01/BB, como opción de mejora recomendada a los clientes.

1.19. Técnicas de investigación.

La primera fase de la investigación se realizó en el lugar del accidente, no fue necesario mover la aeronave al no causar ésta interferencias con las operaciones en el Aeropuerto, contando con las facilidades de estar en un recinto cerrado, de fácil acceso para los investigadores y disponer de las instalaciones aeroportuarias próximas. No obstante ni en el Aeropuerto ni en la isla se disponía de hangares ni otras instalaciones aeronáuticas para poder llevar a cabo pruebas posteriores en los sistemas de la aeronave.

Unos días más tarde la aeronave se trasladó a una plataforma de hormigón al lado de los edificios de la terminal, donde se continuó con las elementales reparaciones de fugas de hidráulico para poder realizar pruebas en el Sistema de Frenos Normal y Alternativo. Durante éstas se presentaron innumerables limitaciones de equipos e instalaciones para llevarlas a cabo con éxito.

Cuando se tuvieron acotados y delimitados los posibles factores causantes del evento, en el sistema hidráulico de frenos y su control eléctrico-electrónico, pero sin ser explícitos aún los elementos ó unidades concretos desencadenantes de la malfunción, surgió la necesidad de realizar pruebas exhaustivas en este sistema completo y montado en la aeronave; ya que en la familia de aviones del A-320 hay una íntima interrelación entre varios equipos electrónicos-computadores y los mecanismos electro-hidráulicos y por ello se consideraba que tests a unidades o mecanismos individualmente tenía menor probabilidad de revelar posibles discrepancias o comportamientos anómalos.

Como la aeronave había sufrido relativamente pocos daños, permitiendo su recuperación para el vuelo en poco tiempo, y por los motivos anteriores, se sugirió y aceptó trasladar ésta, con las mínimas reparaciones para efectuar un vuelo Ferry, a las instalaciones del Fabricante en Toulouse, donde se disponía de la mejor infraestructura posible para llevar a cabo las pruebas necesarias.

A pesar de las dificultades que supuso el traslado, éste se realizó con éxito dentro de los 30 días posteriores al accidente. Durante el vuelo de traslado y causando las mínimas injerencias en los sistemas de la aeronave que pudiesen enmascarar o eliminar los fallos causantes del accidente, se hizo una grabación de los parámetros generales y algunas pruebas funcionales desde cabina del sistema de frenos, con el fin de la detección de las posibles causas del accidente.

Esta elección del traslado de la aeronave completa a las instalaciones del fabricante, donde además se disponía de expertos, resultó muy acertada y eficaz permitiendo avanzar rápidamente en el esclarecimiento de las causas al disponerse del sistema de frenos completo y montado sobre la propia aeronave y los medios necesarios tanto para efectuar las pruebas como para la obtención de la máxima información de éstas.

2. ANALISIS.

2.1. Comportamiento de la aeronave.

En este accidente se produjeron dos fallos independientes, uno en el Sistema Normal de Frenos y otro en el Sistema Alternativo de Frenos. El fallo inicial se produjo en la selección del Autobrake, el otro fallo era una condición latente en el interior de la BDDV.

2.1.1. Pérdida del Sistema Normal de Frenos.

El fallo inicial tuvo lugar durante la fase de crucero “fase 06”, a las 23.55 horas, cuando el piloto a los mandos seleccionó AUTO/BRK LO. Esta pulsación rápida del botón y el consiguiente input al BSCU produjo un desacuerdo interno lógico -“disagreement” entre la función de monitorización y la de mando, en ambos canales a la vez, el activo -channel2, y el pasivo -channel 1, de modo que una de las funciones, bien la de monitorización o bien la de mando, leyó ó registró la pulsación y la otra no.

Este desacuerdo provocó un aviso en la pantalla del ECAM, BRAKES BSCU CH 2 FAULT (2)-Fallo en el canal 2 del BSCU, que no exigía actuación alguna por parte de la tripulación, de acuerdo con el Manual de Vuelo del Avión- sección 3.02.32 del FCOM. No obstante transcurridos 35 segundos desde la selección de AUTO/BRK LO, el piloto la quitó para intentar corregir la malfunción y lo pulsó de nuevo después de 1 m 35 seg.

La Unidad de Control de Frenos y Dirección-BSCU quedó con una malfunción en los dos canales, el 2 que era el activo hizo el trasvase de control al 1, que aunque estaba con fallo, permaneció como activo. Esta malfunción daba como resultado el fallo del Freno Automático ó Autobrake y el fallo en el Sistema Normal de Frenos.

Durante el aterrizaje la malfunción se hizo patente, como era de esperar de acuerdo con el fallo, en la función de frenado automático y sistema normal; no así en la función de dirección de la pata de morro ya que ésta fue operativa como demostraron los virajes hechos al final del recorrido dentro de la pista.

2.1.2. Pérdida del Sistema Alternativo de Frenos.

El segundo fallo fue detectado durante el recorrido de aterrizaje, en el momento que el piloto a los mandos pisó los pedales de freno, algunos segundos después de las 00.49 horas. En ese momento, ante la aplicación de los pedales de freno, el sistema Alternativo de frenado tendría que haber estado disponible. Pero la BDDV falló debido a la presencia de una solución acuosa congelada en el interior de la cubeta inferior, que causó el bloqueo de los balancines y bielas de su parte inferior.

Este segundo fallo impidió ó desconectó totalmente la acción sobre los pedales del envío de presión a las ruedas del tren principal a través de las servoválvulas del circuito hidráulico Alternativo ó Amarillo. Durante el recorrido de aterrizaje, los frenos no recibieron presión hidráulica del circuito hidráulico Verde (sistema Normal de frenado), ni del circuito hidráulico Amarillo (sistema Alternativo de frenado), a pesar de que había presión hidráulica disponible en ambos circuitos..

El único sistema disponible de frenado después de estos dos fallos era el freno de aparcamiento que usa presión hidráulica no regulada del circuito hidráulico Amarillo. En este caso el parking brake no fue usado por la tripulación.

2.1.3. Análisis detallado de los fallos.

Las pruebas posteriores al accidente indicaron que no se habían producido fallos significativos en la BSCU, y, por tanto, la atención de los investigadores se centró en las consecuencias de la "pulsación breve" del botón de selección del Freno Automático. Los procesadores independientes situados

dentro de las áreas de mando y monitorización de cada canal de la BSCU tardan tiempos del orden de 20 milisegundos en "buscar" un cambio de estado de los cables de señal del botón de Freno Automático, es decir, una caída de voltaje de 14 V a 0 V.

La acción de pulsar brevemente el botón, durante sólo tiempos de entre 20 y 50 milisegundos, puede dar lugar a que la función de mando o la de monitorización no registren la señal de 0 V, produciéndose, así, el desacuerdo entre mando y monitorización. Es probable que dicha circunstancia se haya producido en numerosas ocasiones en las aeronaves Airbus; ya que Airbus Industrie era consciente de su posibilidad, y que se tienen antecedentes de fallos similares al menos en la pulsación del botón AUTO/BRK MAX, aunque ésta haya sido, probablemente, la primera ocasión conocida en que el desacuerdo se ha producido al mismo tiempo en el canal activo y en el pasivo.

La lógica del diseño decretaba que, después del fallo de un canal de la BSCU, el otro no podía ceder el control. Sin embargo, el estado de desacuerdo entre las funciones de mando y monitorización persistía en el canal que había pasado a ser activo, y, por tanto, tan pronto como las servoválvulas del freno empezaron a abrirse (según lo había ordenado la función de mando), la función de monitorización consideró inutilizable el canal e impidió el acceso al mismo.

Dado que esta secuencia de hechos era previsible, podría argüirse que la situación era detectable y, por tanto, susceptible de ser comunicada a la tripulación, por medio de un mensaje ECAM, mucho antes del aterrizaje. Dicha advertencia habría permitido, al menos, la posibilidad de reinicializar ó resetear la BSCU, con lo que, en este caso, se habría corregido el problema. Así pues, el fallo lógico no sólo impidió utilizar la función de Freno Automático, sino que, además, tampoco permitió utilizar la función de freno manual "por mando eléctrico" con el sistema Normal, el cual, por lo demás, era perfectamente utilizable. Aunque este problema se resolverá en las revisiones del software de la BSCU, ha de tenerse muy presente que es posible otro cúmulo de circunstancias pueda conjuntarse para que el software vuelva a poner en peligro a la aeronave al impedir el acceso a un sistema utilizable.

En este caso, el control informático de los frenos concluía cuando la BSCU cerraba la válvula selectora Normal, haciendo, así, que el resorte de la válvula selectora automática diera paso al sistema de freno supletorio. El bloqueo del mecanismo de la BDDV, causado por el hielo, constituía un estado de fallo latente de un componente cuyo mantenimiento es "On Condition", es decir, un componente que no es objeto de inspecciones periódicas.

La presencia de detergente en el agua hallada dentro de la cubierta de la BDDV indicaba que el agua procedía de los lavados de la aeronave, en los que probablemente se habían utilizado mangueras a presión. El agua de las otras BDDVs que fallaron en el curso de las comprobaciones semanales no fue analizada; por tanto, la vinculación con los lavados de las aeronaves no pudo confirmarse en estos casos. De hecho parece improbable que este haya sido el factor común en todos los casos. No obstante, una manguera de alta presión parece ser el medio más probable de introducir agua a través de la junta entre el cuerpo y la cubierta de la válvula.

También existe la posibilidad de la entrada de agua de lluvia en la BDDV, durante el breve período en que las compuertas de tren en la panza se abren cada vez que se extiende o repliega el tren de aterrizaje, e incluso rodando por la pista y con las compuertas cerradas ya que el agua puede entrar por las ranuras del cierre de éstas. En este sentido, los residuos de detergente en el exterior del fuselaje o partes del tren expuestas, podrían mezclarse con las gotas de agua pulverizadas y acabar penetrando en la cubeta inferior de la BDDV a través de las zonas con el sellamiento perdido.

La capa de sellado entre el cuerpo y la cubierta de la válvula fue, probablemente, poco eficaz en garantizar la estanqueidad de la válvula, debido a la falta de adhesión entre el sello y las superficies externas, cuyo acabado era liso. Los componentes internos de la válvula están fabricados con tolerancias muy pequeñas, y la utilización del sellado refleja el deseo del fabricante de excluir el riesgo de contaminación a través de los huecos entre el cuerpo y la cubierta de la válvula. Resulta, pues, contraproducente que el Boletín de

Servicio provisional implicara un aumento del riesgo de contaminación al taladrarse un orificio de 6 mm de diámetro. Es de esperar que la solución definitiva haya eliminado ese riesgo.

2.2. Actuaciones de la Tripulación.

2.2.1. Procedimientos de la Tripulación de Cabina de Vuelo.

Para la selección de Freno Automático-Autobrake LOW, no se hacía referencia en el FCOM a un método específico de oprimir el botón de selección del Freno Automático, el miembro de la tripulación que efectuaba esta selección podía efectuar una pulsación rápida o pausada, e incluso la duración de ésta podría en algún caso quedar afectada por alguna vibración ó movimiento de la aeronave. Por medio de un aviso de cambio provisional del FCOM (hecho definitivo por el OEB N° 137/1, de septiembre de 1998), se ha introducido un tiempo mínimo de 1 segundo para la pulsación de los botones del Freno Automático.

La única referencia que había en la sección ATA 32, Tren de Aterrizaje, avisos y precauciones de la Sección 2, Vol. 3 del FCOM en relación con el fallo BSCU CH 1(2) FAULT indicaba que dicho mensaje de fallo era para conocimiento de la tripulación-“crew awareness” . No se recomendaba ninguna acción específica, si bien desactivando-OFF y volviendo a activar-ON el interruptor del BSCU-A/SKID&N/W STRG se hubiera reinicializado o reseteado la lógica del sistema y eliminado el estado de fallo.

Para el reset del BSCU (switching OFF y luego ON el selector-interruptor A/SKID & N/W STRG) la información que aparece en el FCOM, Técnicas Suplementarias, Sección 4, Vol. 3, indica que en los casos de dificultades con los frenos y/ó la dirección se puede efectuar un reset del BSCU, en particular en los casos en que aparece alguno de los siguientes ECAM warnings:

WHEEL N.W.STEER FAULT

BRAKES AUTO BRAKE FAULT

BRAKES BSCU CH 1 (2) FAULT

En tierra, efectuar el reset con el avión parado; en vuelo efectuar el reset con tren retraído, y no debe ser realizado en el caso de AUTO BRAKE FAULT para evitar el limpiar un fallo real de tacómetro. Además aparece una Nota aclarativa recordando que el reset del BSCU en tierra con el avión en movimiento no está recomendado, aunque en el caso de la pérdida de los dos canales 1 y 2, y de que la tripulación no pueda mantener el avión en la pista, se puede intentar el reset del BSCU teniendo la precaución de que durante el mismo: la pata de morro esté en posición neutral, los pedales del timón estén en neutral, y los pedales de freno sean soltados.

La tripulación no era consciente de la presencia en Técnicas Suplementarias, Sección 4, Volumen 3, del FCOM, tren de aterrizaje, PÉRDIDA DE FRENOS: En caso de extrema emergencia y sólo si los pedales son ineficaces, con el interruptor del BSCU puesto en off, el avión puede ser detenido con el freno de aparcamiento-Parking Brake (se producirá la aplicación de presión total del sistema hidráulico), es decir, la posibilidad de usar el freno de aparcamiento en el caso de extrema emergencia.

No hay referencia alguna, en la sección de Procedimientos para Anomalías y Emergencias de la Sección 2, Vol. 3, del FCOM, a las medidas que deben ser tomadas por la tripulación en el caso de una pérdida de la función de freno, como la experimentada en esta ocasión. Esta acción es ahora un ítem memorizado y ha sido incluido en la Sección de Procedimientos Anormales y de Emergencia.

No se había explicado a la tripulación del G-UKLL, y no había recibido entrenamiento durante sus cursos de instrucción sobre el uso del Freno de Estacionamiento-Parking Brake como otro método alternativo para detener la aeronave en situación de emergencia, y como último recurso después del fallo de los sistemas Normal y Alternativo. Por la información recogida, parece ser que en los cursos estándar de formación, que se impartían con fechas anteriores a la del evento para la formación de pilotos en la familia del Airbus A-320, no

se mencionaba ni se entrenaba el uso del Parking Brake como último recurso y freno de Emergencia. Aunque también se supo que algunos pilotos de A320 sí conocían su uso como tal.

En cuanto al uso del freno de estacionamiento se refiere, no es intuitivo su utilización con la aeronave en movimiento y las tripulaciones saben que provoca un frenado muy intenso, con la única posibilidad de regulación a través de movimientos de corta duración de la palanca a la posición de ON y luego de nuevo a OFF. Aplicaciones cortas y sucesivas del Parking Brake es ahora el procedimiento recomendado y ha sido publicado en la sección de los procedimientos de Emergencia del FCOM volumen 3.

2.2.2. Evacuación de la aeronave.

Los pasajeros parecían reacios a abrir las salidas de emergencia situadas encima de las alas, prefiriendo utilizar las puertas y rampas de salvamento principales de la cabina de pasajeros. La congestión del pasillo impidió al miembro del TCP situada en la parte posterior de la cabina de pasajeros llegar hasta dichas ventanillas para dirigir su apertura. Ello podría haber supuesto la pérdida de un tiempo valioso en el caso de que se hubiera producido un incendio después de detenerse la aeronave.

La evacuación sufrió un cierto retraso por los pasajeros intentando recoger su equipaje de mano y por no ser usadas las salidas de emergencia sobre los planos, aunque al parecer se llevó a término dentro del plazo máximo especificado de 90 segundos. Hubo algunos problemas en el control de los pasajeros después de la evacuación, y la asistencia médica para el pasajero que sufrió un ataque de asma llegó con un retraso considerable.

3. CONCLUSIONES.

3.1. Evidencias.

1. La tripulación estaba calificada para el vuelo y contaba con licencias válidas.
2. La aeronave había sido mantenida de acuerdo con el Plan de Mantenimiento establecido y tenía un Certificado de Aeronavegabilidad en vigor.
3. Al seleccionar el piloto a los mandos Autofrenado LO se originó un fallo interno de los dos canales del BSCU que dejaba a este sistema inoperativo para la función de frenado por el sistema Normal de Frenos.
4. La tripulación fue consciente del fallo interno del BSCU. La información contenida en el FCOM-Procedimientos Anormales y de Emergencia no requería acciones posteriores de la tripulación, ni daba información adicional. No obstante, en el FCOM-Técnicas Suplementarias había un procedimiento para resetear la computadora BSCU.
5. Aún con la presencia del fallo interno en ambos canales del BSCU la aeronave debía haber tenido capacidad de frenado a través del sistema Alternativo de Frenos.
6. Cuando la tripulación actuó sobre los pedales de frenos se produjo el fallo del sistema Alternativo de frenado. Este fallo fue debido a una condición latente dentro de la BDDV, condición de fallo latente que se encontraba desde tiempo indeterminado.
7. El fallo de funcionamiento de la BDDV se produjo por la presencia de una mezcla de agua y detergente, congelada debido a las bajas

temperaturas externas durante el crucero, que no se había descongelado en el relativamente corto período del descenso, que impidió el movimiento de las bieletas situadas en la parte inferior de esta válvula.

8. El Piloto al Mando eligió con buen criterio, ante la imposibilidad de detener la aeronave dentro de la zona de parada de pista, efectuar zigzags para reducir la velocidad y sobre todo desviarse hacia la derecha de la dirección de pista para evitar que la aeronave fuera hacia el mar mediterráneo.
9. La tripulación no había recibido instrucción práctica para el uso del Parking Brake como último recurso y en caso de emergencia ante la ausencia de frenada en el sistema Normal y Alternativo, situación que era generalizada en los cursos estándar de instrucción para pilotos de estas aeronaves.

3.2. Causas.

El accidente se produjo por la falta de disponibilidad de ambos sistemas de Frenado, Normal y Alternativo, durante la fase de aterrizaje.

La pérdida del sistema Normal de Frenos se produjo como resultado del desacuerdo lógico en ambos canales del BSCU causado en la adquisición del input de AUTO/BRK LO.

La transferencia automática al sistema Alternativo no se produjo como consecuencia del fallo de funcionamiento de la BDDV debido a la presencia de hielo en su cubeta inferior.

Las carencias en el FCOM en relación a los procedimientos de emergencia a seguir para estos dos casos de fallo y las carencias en el adiestramiento de la tripulación, contribuyeron a la salida de pista de la aeronave.

RECOMENDACIONES.

- I. El evento inicial fue la condición de desacuerdo experimentada en ambos canales de la BSCU al seleccionar el Autobrake. Sin embargo, solamente fue mostrado a la tripulación, vía ECAM, el primer desacuerdo que se produjo (BRAKES BSCU CH2 FAULT). La existencia del segundo desacuerdo, BSCU CH1, fue grabada en el CFDIU de mensajes de fallo, pero no fue transmitida a la ECAM. Por consiguiente, la tripulación no dispuso de una indicación completa del estado real de los sistemas del avión a través de la ECAM. En consecuencia, se recomienda que Airbus Industrie mejore la lógica de las indicaciones de forma que esté a disposición de la tripulación una completa y exacta indicación del estado real del sistema BSCU, y su efecto sobre la disponibilidad del Sistema Normal de Freno en el aterrizaje.

- II. La referencia contenida en el FCOM para el aviso de fallo de un único canal indicaba que era solamente para “conocimiento de la tripulación”. De esta forma, el FCOM no ayudó a la tripulación a solucionar el evento inicial además de que tampoco contenía referencias sobre Técnicas Suplementarias que podrían haber sido aplicadas. En este sentido, se recomienda a Airbus Industrie que cuando el FCOM haga referencia a un mensaje para “Conocimiento de la Tripulación”, incluya referencias adicionales de otra información relevante en el FCOM.

- III. Existía la posibilidad de que la tripulación hubiera reseteado la BSCU después de efectuada la primer selección del Autobrake. Sin embargo, en ciertas condiciones, no resulta prudente efectuar un reseteo del BSCU. En consecuencia, se recomienda que Airbus Industrie defina claramente en el FCOM las condiciones en las que se permite efectuar un reseteo del BSCU.

- IV. El interruptor principal del BSCU se denomina actualmente A/SKID & N/W STGR. Este nombre no refleja la totalidad de sus actuaciones, tal

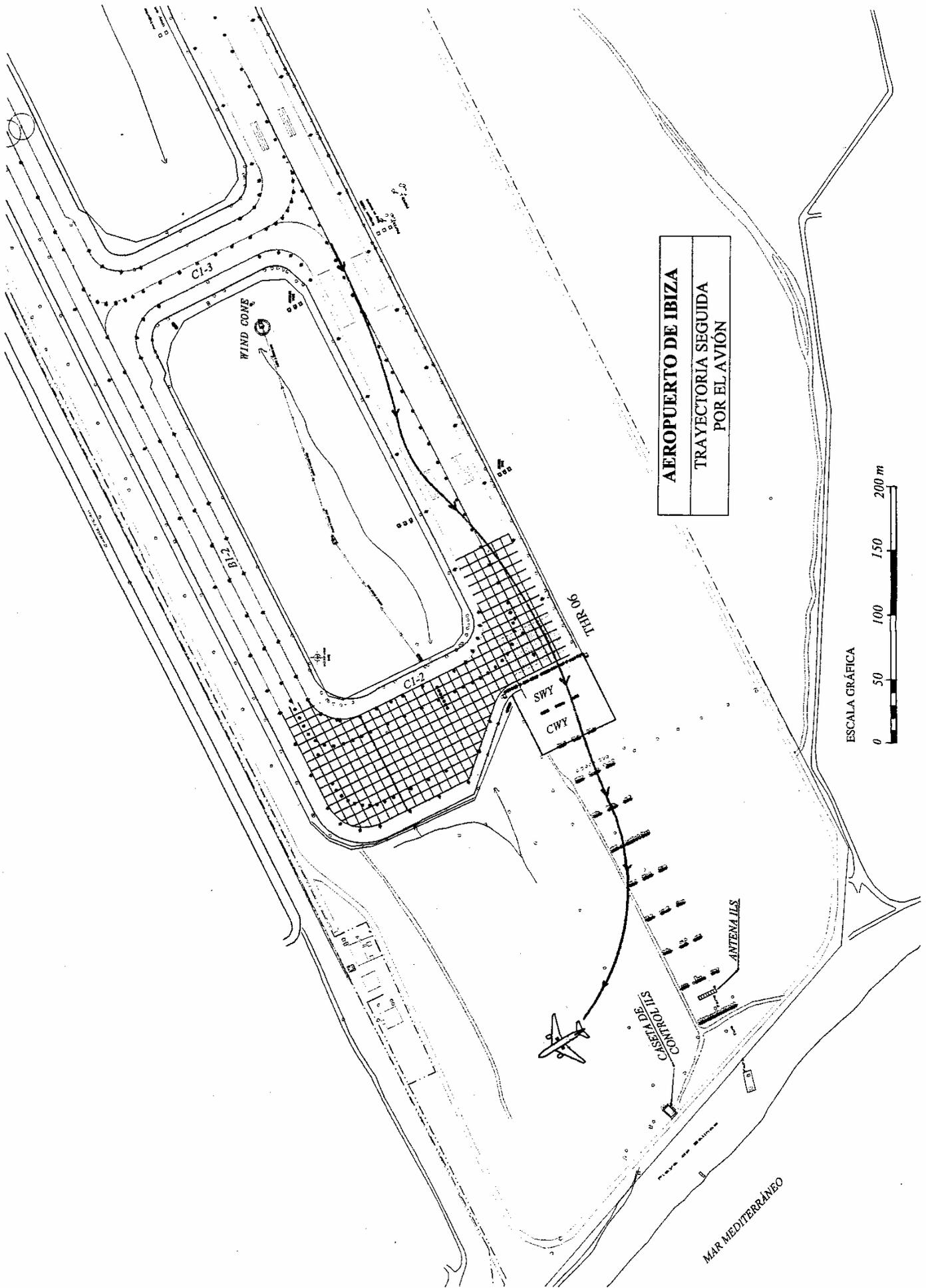
como un reseteo del computador del BSCU. En consecuencia, se recomienda a Airbus Industrie que cambie el nombre del interruptor A/SKID & N/W STGR por otro que describa todas sus funciones, como son A/SKIND, N/W STGR e interruptor del BSCU.

- V. El estándar 9 del software del computador del BSCU, que reemplazó al estándar 8, introdujo mejoras para evitar que se produzcan fallos por desacuerdos lógicos cuando se seleccione el Autobrake en los modos LO o MED. En consecuencia, se recomienda que la Autoridad de Certificación evalúe la posibilidad de hacer obligatoria su implementación.
- VI. En el contacto con la superficie de pista el Sistema Normal de Frenado se encontraba inoperativo. Durante la fase de aterrizaje estaba inhibida la presentación a la tripulación del correspondiente mensaje de fallo. Por ello, se recomienda a Airbus Industrie que los mensajes de aviso relativos a cambios en el estado del sistema de frenado que se produzcan durante la fase de aterrizaje, sean inmediatamente comunicados a la tripulación a través del sistema de avisos del ECAM.
- VII. El mensaje de aviso que hubiese sido transmitido, BRAKES AUTO BRAKE FAULT sólo indica la presencia de un fallo en el Autobrake, pero no la pérdida del Sistema Normal de Frenado. En consecuencia, se recomienda a Airbus Industrie que la pérdida del Sistema Normal de Frenado sea claramente indicada a la tripulación a través de un mensaje de aviso en el ECAM.
- VIII. Cuando en la aeronave se había perdido la operatividad de los Sistemas Normal y Alternativo de Frenado, era todavía posible detener el avión usando el Parking Brake. Sin embargo, la tripulación no había sido entrenada en esta técnica. Por ello, se recomienda a Airbus Industrie que incluya en el programa de entrenamiento de los pilotos la demostración en simulador de vuelo de la técnica de uso del Parking Brake como Freno de Emergencia.

IX. Como el Parking Brake está disponible para ser utilizado como dispositivo de frenado de emergencia, se recomienda que Airbus Industrie cambie el nombre de éste como Freno de Parking y de Emergencia, al objeto de subrayar su uso en este modo.

ANEXO A

Trayectoria seguida por la aeronave.



AEROPUERTO DE IBIZA
TRAYECTORIA SEGUNDA
POR EL AVION



ANEXO B

Descripción del Sistema de Frenos, esquemas, mensajes de aviso,
técnicas suplementarias y procedimiento de emergencia.

A319/A320/A321 <i>leisure</i> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	LANDING GEAR BRAKES AND ANTI-SKID	1.32.30	P 1
		SEQ 001	REV 24

DESCRIPTION

GENERAL

The main wheels have multidisc brakes that can be actuated by either of two independent brake systems.

The normal system uses green hydraulic pressure : the alternate system uses the yellow hydraulic system backed up by a hydraulic accumulator.

An anti-skid system and autobraking work through the brake system.

Braking commands come from either the brake pedals (pilot action) or the autobrake system (deceleration rate selected by the crew).

Two units on each main gear monitor the temperature of the brakes.

All braking functions (normal and alternate braking control, anti-skid control, autobraking, brake temperature indication) are controlled by a two-channel Brake and Steering Control Unit (BSCU).

The main wheels have fusible plugs that prevent the tires from bursting if they overheat.

The main wheels may also have brake cooling fans. <<

ANTI-SKID SYSTEM

The anti-skid system produces maximum braking efficiency by maintaining the wheels just short of an impending skid.

When a wheel is on the verge of locking, the system sends brake release orders to the normal and alternate servovalves — and to the ECAM, which displays the released brakes.

The anti-skid deactivates when ground speed is less than 20 knots.

An ON/OFF switch turns the anti-skid system and nose wheel steering on and off.

PRINCIPLE

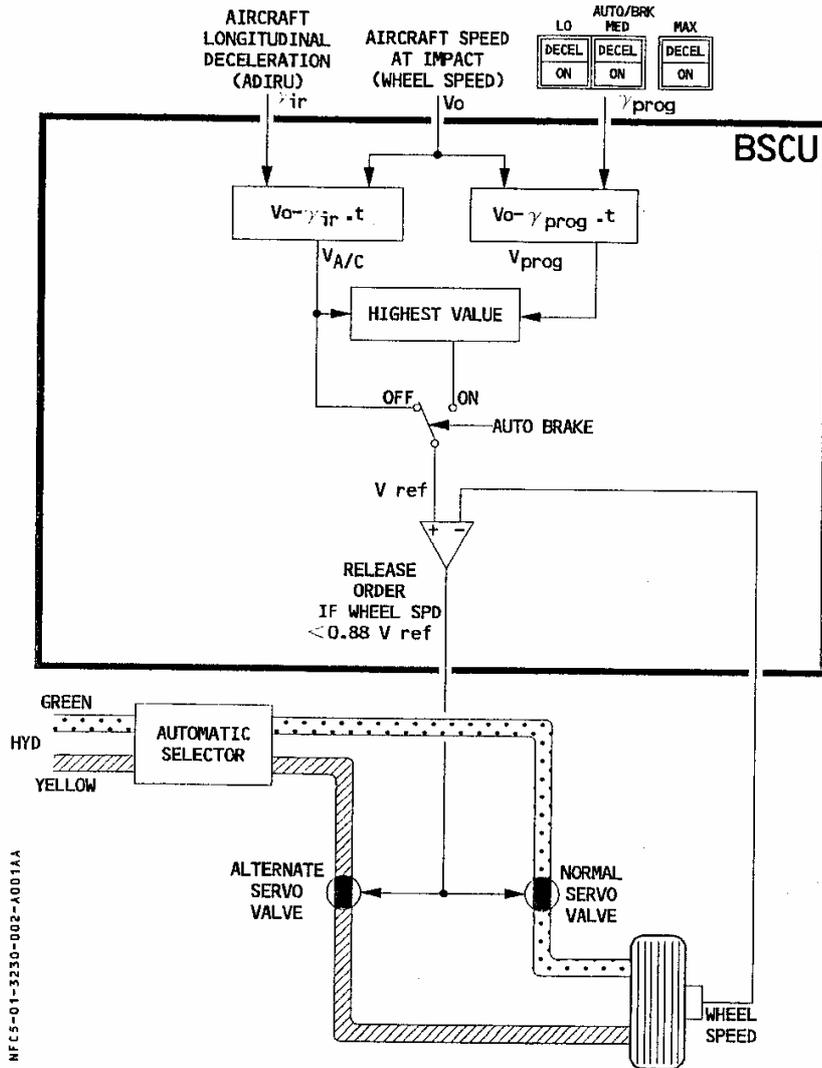
The system compares the speed of each main gear wheel (given by a tachometer) with the speed of the aircraft (reference speed). When the speed of a wheel drops below 0.87 times the reference speed, the system orders brake releasing in order to maintain the brake slip at that value (best braking efficiency).

In normal operation, the BSCU determines the reference speed from the horizontal acceleration furnished by ADIRU1 or ADIRU3.

R If ADIRU 1 and ADIRU 3 fail, reference speed equals the greater of either main landing gear wheel speed. Deceleration is limited to 1.7 meters/second² (5.6 feet/second²)

ANTI-SKID PRINCIPLE

FOR INFO



A319/A320/A321 <i>leisure</i> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	LANDING GEAR BRAKES AND ANTI-SKID	1.32.30	P 3
		SEQ 100	REV 23

AUTO BRAKE

The purposes of this system are :

- to reduce the braking distance in case of an aborted takeoff
- to establish and maintain a selected deceleration rate during landing, thereby improving passenger comfort and reducing crew workload.

ARMING

The system arms when the crew presses the LO, MED, or MAX pushbutton switch if :

- Green pressure is available.
- The anti-skid system has electric power.
- There is no failure in the braking system.
- At least one ADIRS is functioning.

Note : Auto brake may be armed with the parking brake on.

ACTIVATION

Automatic braking commences when the ground spoilers extend (Refer to 1.27.10 SPEED BRAKES AND GROUND SPOILERS). Therefore, if the aircraft makes an acceleration stop and begins to decelerate when its speed is under 72 knots, the automatic braking will not function because the ground spoilers will not extend.

For autobrake to activate, at least two SEC's must be operative.

DISARMING

The system disarms when :

- Flight crew presses the pushbutton switch or,
- One or more arming conditions is lost or,
- R - Flight crew applies enough deflection to one brake pedal when autobrake is operating in MAX, MED or LO mode.
- The ground spoilers retract (Refer to 1.27.10).
- The aircraft has been in flight for 10 seconds.

ALL

A319/A320/A321 <i>leisure</i> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	LANDING GEAR BRAKES AND ANTI-SKID	1.32.30	P 4
		SEQ 001	REV 23

OPERATION

There are four modes of operation :

- Normal braking,
- Alternate braking with anti-skid,
- Alternate braking without anti-skid,
- Parking brake.

NORMAL BRAKING

Braking is normal when :

- Green hydraulic pressure is available.
- The A/SKID & N/W STRG switch is ON.
- The parking brake is not ON.

During normal braking, anti-skid operates and autobrake is available.

Braking is controlled electrically through the BSCU :

- from the pilot's pedals or,
- automatically
 - on the ground by the autobrake system,
 - in flight when the landing gear lever is up.

The anti-skid system is controlled by the BSCU via the normal servo valves.

There is no indication of brake pressure in the cockpit.

ALTERNATE BRAKING WITH ANTI-SKID

Braking uses this mode when green hydraulic pressure is insufficient and :

- Yellow hydraulic pressure is available.
- The A/SKID & N/W STRG switch is ON.
- The parking brake is not ON.

An automatic hydraulic selector changes from the green to the yellow system.

The pedals brake through the auxiliary low-pressure hydraulic distribution line acting on the dual valves. The BSCU controls the anti-skid system via the alternate servo valves.

A triple indicator on the center instrument panel shows the pressure delivered to the left and right brakes, as well as the accumulator pressure.

Autobrake is inoperative.

A319/320/321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	LANDING GEAR	1.32.30	P 5
	BRAKES AND ANTI-SKID	SEQ 001	REV 23

ALTERNATE BRAKING WITHOUT ANTI-SKID

The anti-skid system can be deactivated :

- electrically (A/SKID & N/W STRG switch OFF, or power failure or BSCU failure),
- hydraulically (low pressure in both green and yellow systems, brakes being supplied by the brake accumulators only).

The pilot controls the braking with the pedals (acting on the dual valves).

Alternate servo valves are fully open.

The pilot must refer to the triple indicator to limit brake pressure in order to avoid locking a wheel.

The accumulator can supply at least 7 full brake applications.

Autobrake is inoperative.

PARKING BRAKE

Putting on the PARKING BRK deactivates the other braking modes and the anti-skid system.

The yellow hydraulic system or accumulators supply brake pressure via the dual shuttle valves. Alternate servo valves open to allow the application of full pressure.

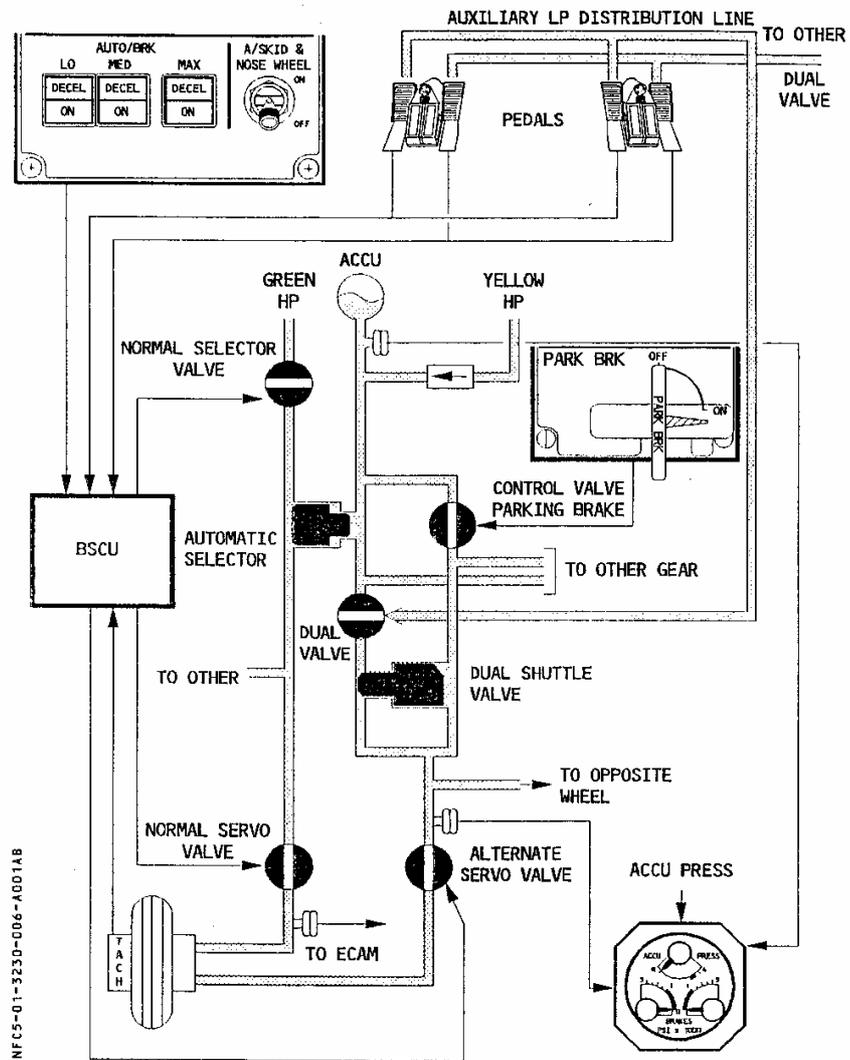
Accumulators maintain the parking pressure for at least 12 hours.

Crew members can pressurize the yellow accumulators by pressing the yellow electric pump switch.

The triple indicator shows brake pressure.

ALL

BRAKING SCHEMATIC

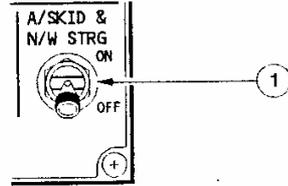


ALL

CONTROLS AND INDICATORS

CENTER INSTRUMENT PANEL

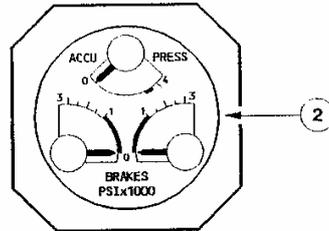
NFCS-01-3330-007-4001A



① A/SKID & N/W STRG sw

- ON** : If green hydraulic pressure is available :
- Anti-skid is available.
 - Nose wheel steering is available.
- If green hydraulic pressure is lost :
- Yellow hydraulic pressure takes over automatically to supply the brakes.
 - Anti-skid remains available.
 - Nose wheel steering is lost.
 - The triple indicator shows yellow system brake pressure.
- OFF** : Yellow hydraulic system supplies pressure to the brakes.
- Anti-skid is deactivated. The pilot must refer to the triple indicator to limit brake pressure and avoid locking a wheel.
 - Nose wheel steering is lost.
 - Differential braking remains available through the pedals.
 - The triple indicator displays yellow system brake pressure.

NFCS-01-3230-007-8001A



② BRAKES and ACCU PRESS indicator

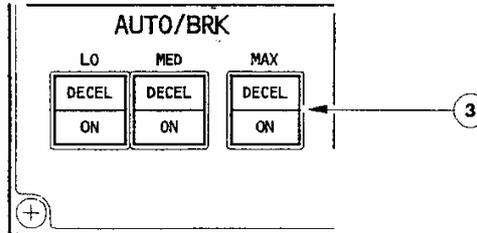
- ACCU PRESS** : Indicates the pressure in the yellow brake accumulators.
- BRAKES** : Indicates the yellow pressure delivered to the left and right brakes, as measured upstream of the alternate servo valves.

ALL

A319/320/321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	LANDING GEAR BRAKES AND ANTI-SKID	1.32.30	P 8
		SEQ 100	REV 23

AUTO BRK panel

NFC5-01-3230-008-A100AA



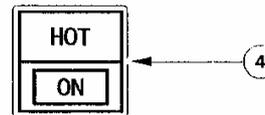
③ AUTO/BRK panel

The springloaded MAX, MED, and LO pushbutton switches arm the appropriate deceleration rate.

- MAX mode is normally selected for takeoff.
 - If the pilot aborts the takeoff, maximum pressure goes to the brakes as soon as the system generates the ground spoiler deployment order.
- MED or LO mode is normally selected for landing.
 - LO mode sends progressive pressure to the brakes 4 seconds after the ground spoilers deploy in order to decelerate the aircraft at 1.7 meters/second² (5.6 feet/second²).
 - MED mode sends progressive pressure to the brakes 2 seconds after the ground spoilers deploy in order to decelerate the aircraft at 3 meters/second² (9.8 feet/second²).
- Lights :
 - The blue ON light comes on to indicate positive arming.
 - The green DECEL light comes on when the actual deceleration is 80% of the selected rate.
 - Off : The indicated brake mode is not active.

NFC5-01-3230-008-B1001A

BRK FAN



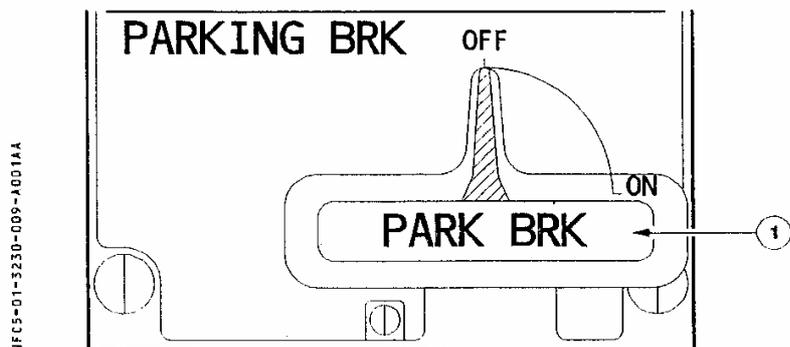
④ BRK FAN pb sw

- ON : The brake fans run if the lefthand main landing gear is down and locked.
- OFF : The brake fans stop.
- HOT It : This amber light comes on when the brakes get too hot. (A caution appears on ECAM, also).

ALL

A319/320/321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	LANDING GEAR	1.32.30	P 9
	BRAKES AND ANTI-SKID	SEQ 001	REV 23

PEDESTAL

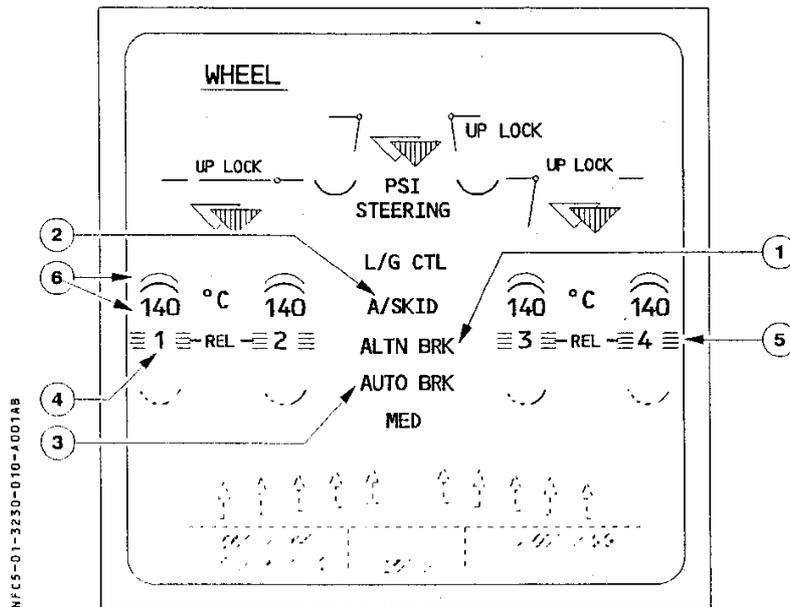


① PARKING BRK handle

Flight crew pulls this handle, then turns it clockwise, to apply the parking brake. Applying the parking brake deactivates all the other braking modes. The ECAM memo page displays "PARK BRK".

CAUTION
 If the pointer is not at ON, the parking brake is not on.

ECAM WHEEL PAGE



① ALTN BRK

This legend appears in green if the braking system is in alternate mode.

② A/SKID

This legend appears in amber, along with an ECAM caution, in case of total BSCU failure, or when the A/SKID & N/W STRG switch is OFF, or if the BSCU detects an ANTI-SKID failure.

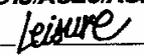
③ AUTO BRK

This legend appears :

- in green when auto brake is armed,
- flashing green for 10 seconds after autobrake disengagement,
- in amber, along with an ECAM caution, to indicate a system failure.

MED, LO, or MAX appears underneath in green to show which rate has been selected.

ALL

A319/A320/A321  FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	LANDING GEAR BRAKES AND ANTI-SKID	1.32.30	P 11
		SEQ 001	REV 23

④ Wheel number

This white number identifies individual wheels of the main landing gear.

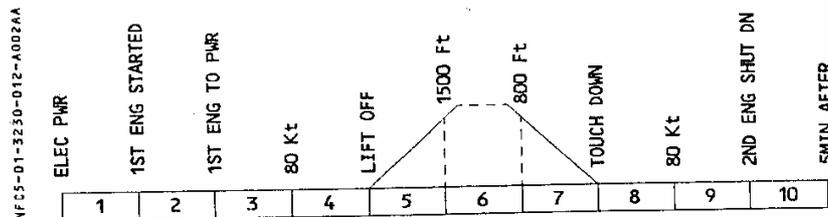
⑤ Release indicators

≡ These green lines appear temporarily after the landing gear has been lowered to indicate that the anti-skid function is ready.
 They reappear after touchdown, along with REL (blue), when the anti-skid is active.

⑥ Brake temperature

- The temperature normally appears in green.
- The green arc appears on the hottest wheel when one brake temperature exceeds 100°C.
- The green arc becomes amber, and an ECAM caution appears, when the corresponding brake temperature exceeds 300°C.

WARNINGS AND CAUTIONS



E/WD : FAILURE TITLE condition	AURAL WARNING	MASTER LIGHT	SD PAGE CALLED	LOCAL WARNING	FLT PHASE INHIB
CONFIG PARK BRK ON parking brake is on when thrust levers are set at TO or FLX TO power position	CRC	MASTER WARN	NIL	NIL	1, 2 5 to 10
BRAKES HOT one brake temperature higher than 300°C	SINGLE CHIME	MASTER CAUT	WHEEL	HOT It on BRK FAN pb sw	4, 8
AUTO BRK FAULT failure of autobrake when armed				NIL	3 to 5, 8, 9
A/SKID NWS FAULT loss of normal brake system associated with Y HYD sys to press or failure of both BSCU channels					4, 5
ANTI SKID/NWS OFF switch at OFF position				4, 5, 9	
TYD SEL FAULT failure of brake normal selector valve or NWS selector valve in open position	NIL	NIL	NIL	NIL	3 to 5, 7, 8
BSCU CH 1 (2) FAULT failure of one BSCU channel	NIL	NIL			

MEMO DISPLAY

- If the parking brake is on, this display shows "PARK BRK" :
 - in green in flight phases 1, 2, 9, and 10.
 - in amber in flight phases 4 to 8.
 It does not display this message in flight phase 3.
- If the autobrake is ON, "AUTO BRK LO", "AUTO BRK MED", or "AUTO BRK MAX" appears.
- If the autobrake is faulty, "AUTO BRK OFF" appears.
- "BRK FAN" appears in green if the BRK FAN pushbutton switch is ON. ◀

A319/320/321 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	LANDING GEAR	1.32.50	P 1
	ELECTRICAL SUPPLY	SEQ 001	REV 23

BUS EQUIPMENT LIST

		NORM		EMER ELEC		
		AC	DC	AC ESS	DC ESS	HOT
LANDING GEAR	LGCIU 1		GRND/ FLT		X	
	LGCIU 2		GRND/ FLT			
	SAFETY VALVE				X	
	L/G INDICATOR PANEL			SHED (1)		
BRAKES	BSCU CH 1	AC1	DC1			
	BSCU CH 2	AC2	DC2			
	PARK BRK CTL		GRND/ FLT			HOT1
	PRESS INDICATOR				X	
	BRK FAN CTL <1		DC2			
	COOLING FANS <1 (Wheels 1, 2, 3, 4)	AC2				
	COOLING FANS <1 (bogie : Wheels 5, 6, 7, 8)	AC1				
TYRE PRESS	TIRE PRESS IND UNIF <1		DC1			

(1) The AC STAT INV supplies the landing gear indicator panel when the main generators are lost and the emergency generator is not running.

ALL

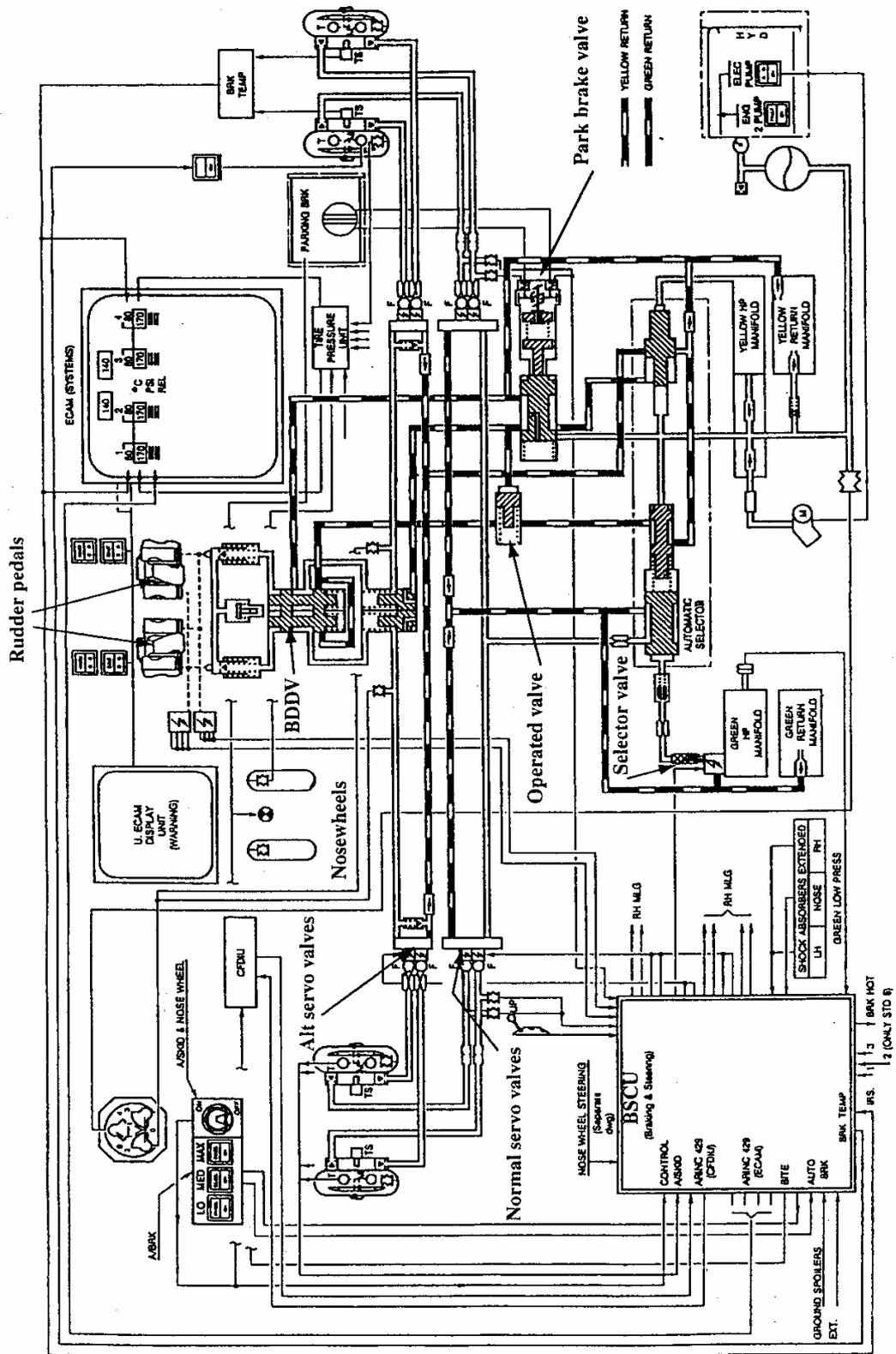


FIGURE 1 A320 BRAKING SYSTEM SCHEMATIC
(Adapted from an Aerospatiale Technical Note)

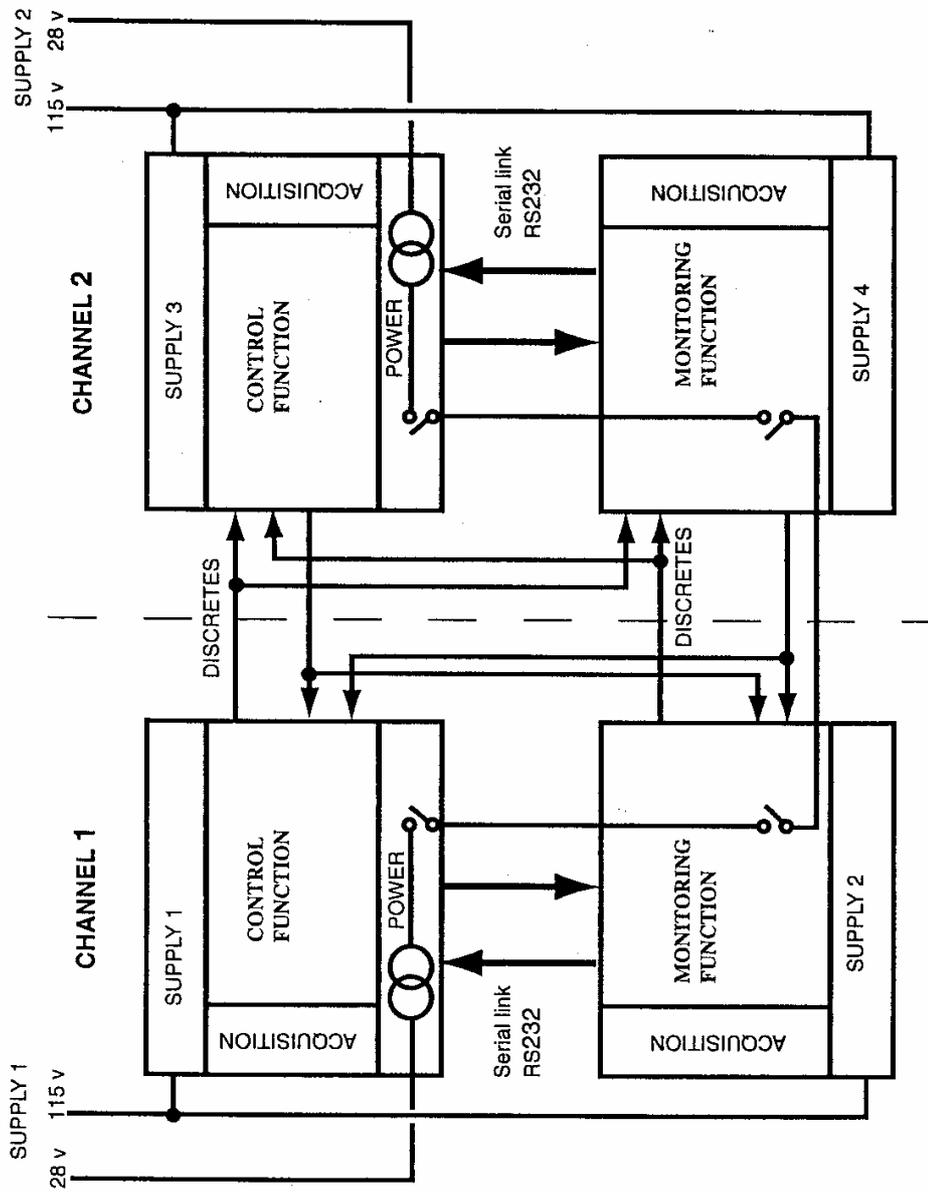


FIGURE 2. BSCU FUNCTION SCHEMATIC

A319/A320/A321 <i>Leisure</i> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	SUPPLEMENTARY TECHNIQUES	3.04.24	P 1
	ELECTRICAL	SEQ 001	REV 24

COMPUTER RESET

The normal functions of a Circuit Breaker (C/B) are to protect wiring against short circuits and to isolate equipment for maintenance.

Another function has developed for circuit breakers in digital computers : the reset function. When a digital computer behaves abnormally, as a result of an electrical transient, for example, the operator can stop the abnormal behaviour by interrupting the power supply to its processor for a short time (approximately 10 seconds).

The flight crew can reset most of the computers in this aircraft with a normal cockpit control (selector or pushbutton). However, for some systems the only way to cut off electrical power is to pull the associated circuit breaker.

PROCEDURE

The flight crew pulls the relevant circuit breaker (C/B), waits at least 5 seconds, then pushes it in again (in most cases before 10 seconds have elapsed).

Generally, the flight crew should reset one computer at a time.

On the ground

The flight crew can if necessary reset any computer except :

- ECU (Engine Control Unit on CFM engines) or EEC (Electronic Engine Control on IAE engines) and EIU (Engine Interface Unit) while the engine is running.
- BSCU (Brake Steering Control Unit) if the aircraft is not stopped. (Refer to 3.04.32).

ALL

A319/A320/A321  FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	SUPPLEMENTARY TECHNIQUES ELECTRICAL	3.04.24	P 2
		SEQ 110	REV 25

In flight

As a general rule, the crew must restrict its resetting of circuit breakers to those listed in the table or in applicable Temporary Revisions (TRs) or in applicable Operations Engineering Bulletins (OEBs).

Before taking any action on other C/Bs, the flight crew must consider and fully understand the consequences.

CAUTION

- Do not pull the following circuit breakers :
- SFCC (could lead to SLATS/FLAPS locked)
 - ECU or EEC, EIU.

R

MCDU FMGC	Refer to 4.06.10
CIDS	Pull in parallel the following C/B's and reset after not less than 10 seconds : - DIR 1 and 2/ESS G2 or G1 + G2 (◀) on 49 VU - DIR 1 and 2/NORM M5 or M6 + M7 (◀) on 121 VU - DIR 1 and 2/BAT N11 (◀) on 121 VU
FWC	Pull then push C/B of affected FWC - FWC 1 E2 or F01 (◀) ON 49 VU - FWC 2 Q7 ON 121 VU
BSCU	Refer to 3.04.32
ELAC or SEC	Reset of flight control computers is possible in flight, even if not requested by the ECAM, provided only one reset is performed at a time. For the ELAC only, the reset is not recommended in case of uncommanded maneuvers in flight.

ALL

A319/A320/A321 <i>Leisure</i> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	SUPPLEMENTARY TECHNIQUES LANDING GEAR	3.04.32	P 1
		SEQ 001	REV 24

BRAKING

If the brakes fail during ground operations switch the A/SKID & N/W STRG switch to OFF immediately. Brake pedals should be released when the antiskid is switched off. Otherwise, the pedal braking orders will be taken into account and the aircraft will react strongly. Modulate brake pressure as required at or below 1000 psi. Steer the aircraft with differential braking as nose wheel steering is lost.

In an extreme emergency, and only if brake pedals are ineffective with the antiskid off, the pilot may select the parking brake on (full pressure is applied).

BRAKING IN ALTERNATE MODE

Apply brakes with care since initial pedal force or displacement produces more braking action in alternate mode than in normal mode.

ALL

A319/A320/A321 <i>Leisure</i> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	SUPPLEMENTARY TECHNIQUES LANDING GEAR	3.04.32	P 2
		SEQ 001	REV 25

BSCU RESET

- R In case of braking/steering difficulty, the crew may perform a reset of the BSCU to recover
 R a correct functioning of the system. This applies in particular in case of either following
 R ECAM warning :
- WHEEL N.W. STEER FAULT
 - BRAKES AUTO BRAKE FAULT (except in flight)
 - BRAKES BSCU CH1 (2) FAULT
- On ground, aircraft stopped, by switching OFF then ON the A/SKID & N/W STRG selector.

Note : BSCU reset on ground while the aircraft is moving is not recommended. However, in case of loss of both BSCU channels during landing roll and if the crew cannot maintain the aircraft on the runway by using the flight controls and the alternate braking system, a reset of BSCU through the A/SKID & N/W STRG selector may be attempted.

During the reset :

- *Nose wheel steering should be at neutral*
- *Rudder pedals should be at neutral*
- *Brake pedals should be released.*

Otherwise the associated steering and braking orders will be taken into account by the BSCU and the aircraft may react strongly and suddenly to these orders.

- In flight, with landing gear retracted, by switching OFF then ON the A/SKID & N/W STRG selector.

Reset should not be performed in flight in case of AUTO BRAKE FAULT to avoid to clear a real tachometer failure (no tachometer test in flight).

If required, the autobrake has to be rearmed.

LOSS OF BRAKING

In case of loss of braking efficiency on normal system without ECAM warning immediately select the A/SKID & N/W STRG selector to OFF, and modulate the brakes pressure with the pedals as required at or below 1000 psi. Nose wheel steering is lost and the aircraft is steered with differential braking. In an extreme emergency, and only if pedals are ineffective with the antiskid off, the aircraft may be stopped with the parking brake (full pressure application will occur).

A319/A320/A321 <i>Signature</i> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	ABNORMAL AND EMERGENCY	3.02.32 P 9
	LANDING GEAR	SEQ 001 REV 24

CONFIG PARK BRAKE ON

Check that the parking brake handle is in the OFF position. If warning stays on, check that the brake pressure is at zero on the BRAKES PRESSURE indicator.

WHEEL N.W. STEER FAULT

CAT 3 SINGLE ONLY	STATUS INOP SYS CAT 3 DUAL N.W. STEER
-------------------	---

BRAKES A/SKID NWS FAULT or ANTI SKID/NWS OFF

Either both BSCU channels are failed or A/SKID & NOSE WHEEL switch is at OFF.

MAX BRK PR 1000 PSI
Monitor brake pressure on BRAKES PRESS indicator. Limit brake pressure to approximately 1000 psi and at low ground speed adjust brake pressure as required. Avoid landing on an icy runway.

MAX BRK PR 1000 PSI LDG DIST × 1.5 CAT 3 SINGLE ONLY <i>Note: Autobrake is lost.</i>	STATUS INOP SYS CAT 3 DUAL ANTI SKID N.W. STEER BRAKES CH 1 BRAKES CH 2
---	--

BRAKES BSCU CH 1(2) FAULT

Crew awareness

	STATUS INOP SYS BRAKES CH 1(2)
--	---

ANEXO C

Fotografías del fallo interno del DFDR.



Figure 1

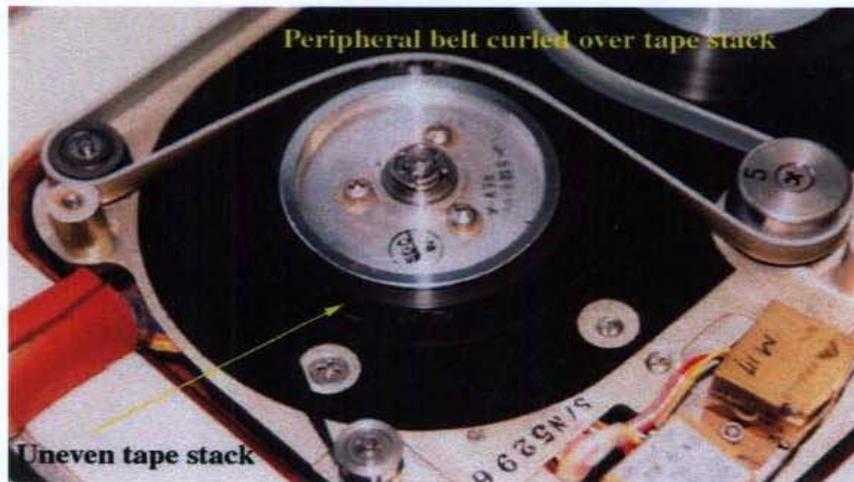


Figure 2

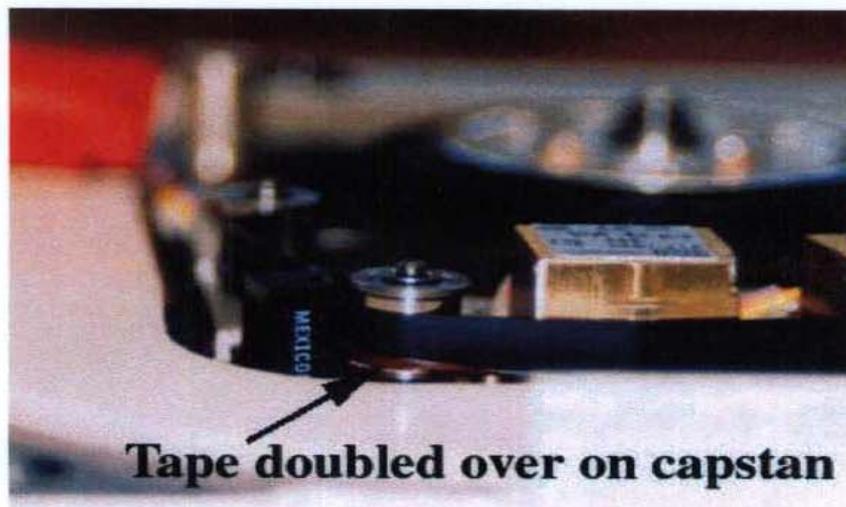


Figure 3

ANEXO D

Gráficos obtenidos de los datos del DFDR.

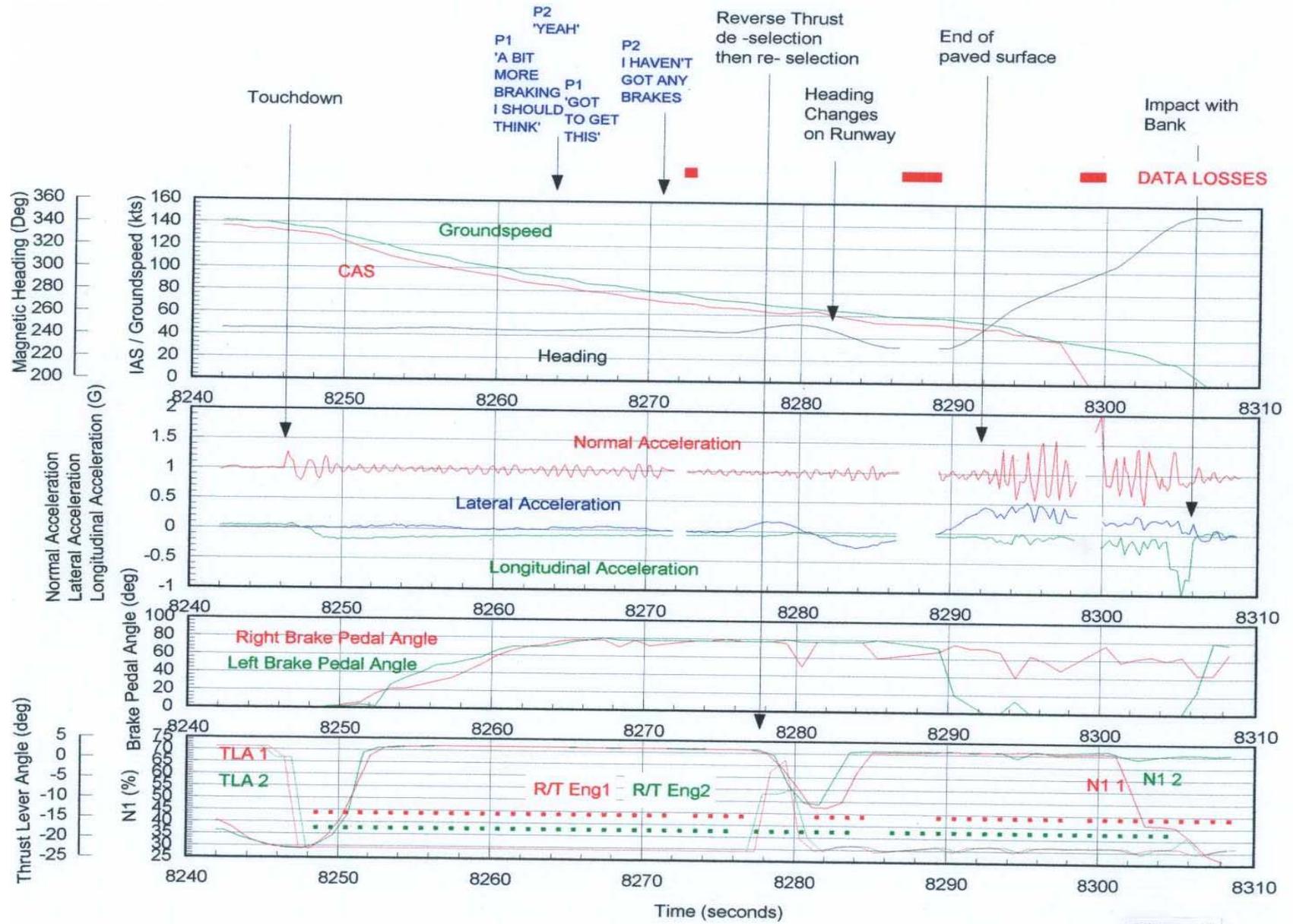


Figure 1

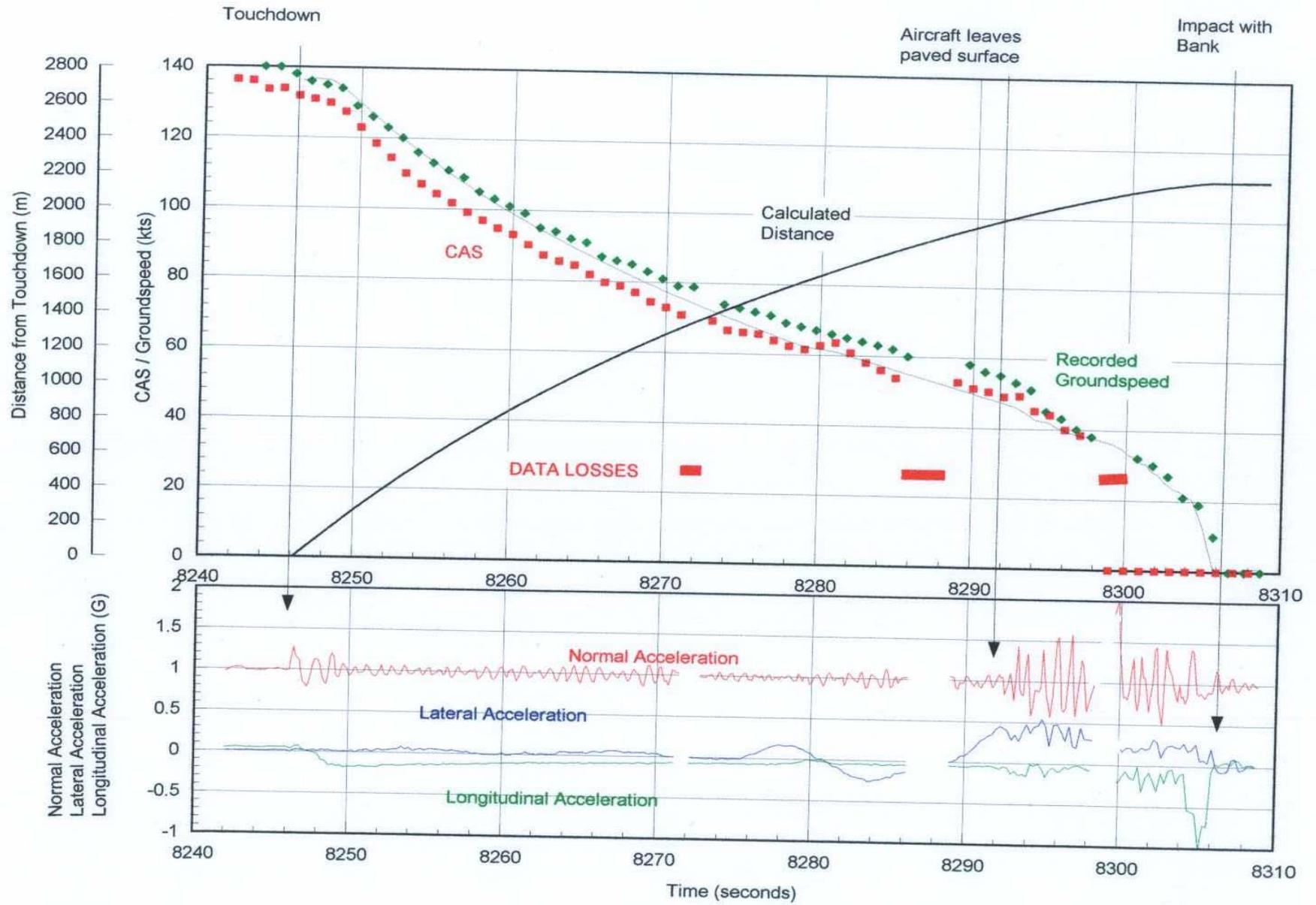


Figure 2

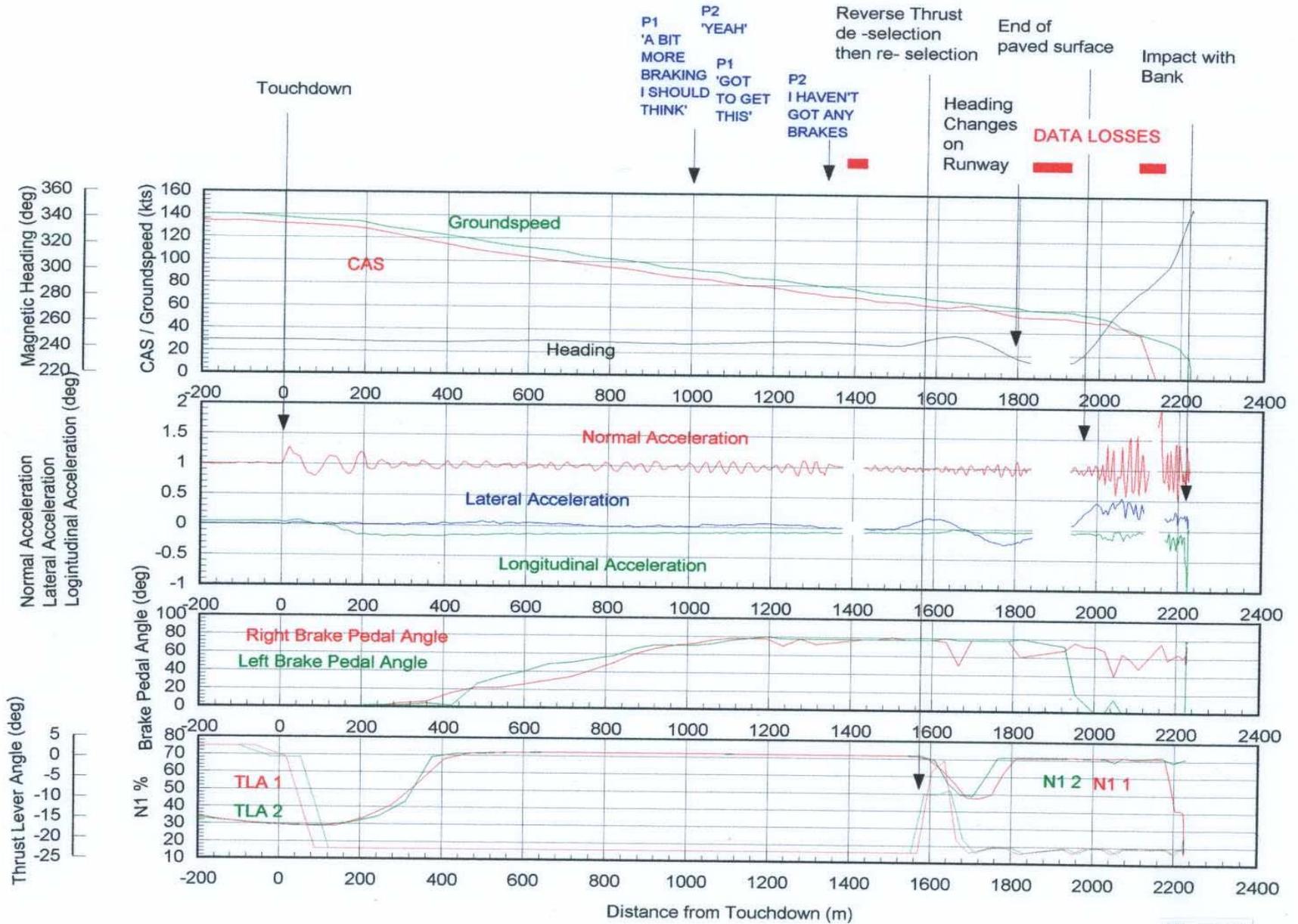


Figure 3

ANEXO E

Sección de la BDDV y gráficos de temperaturas de las pruebas en vuelo.

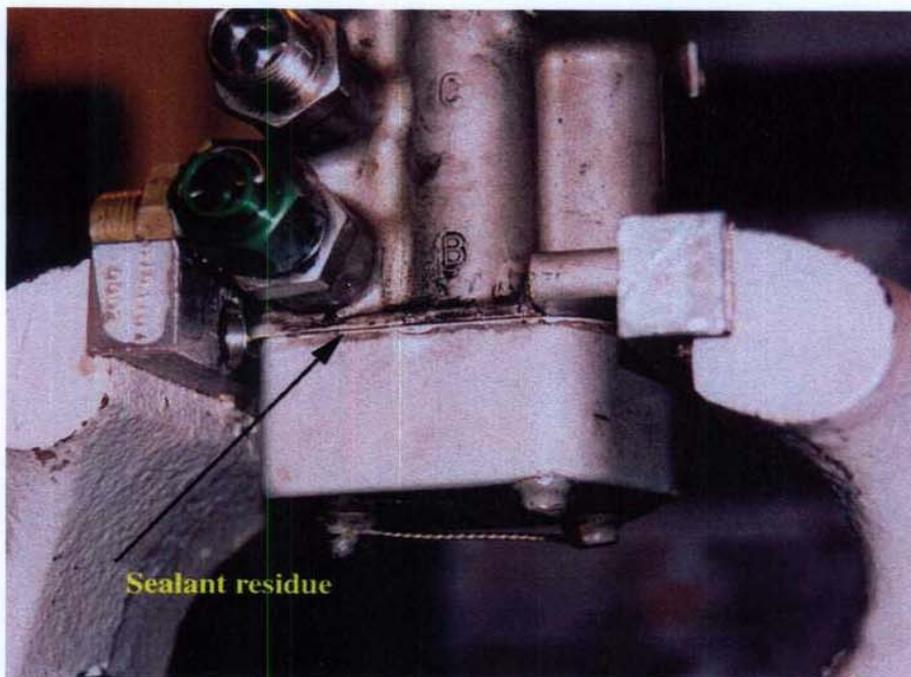
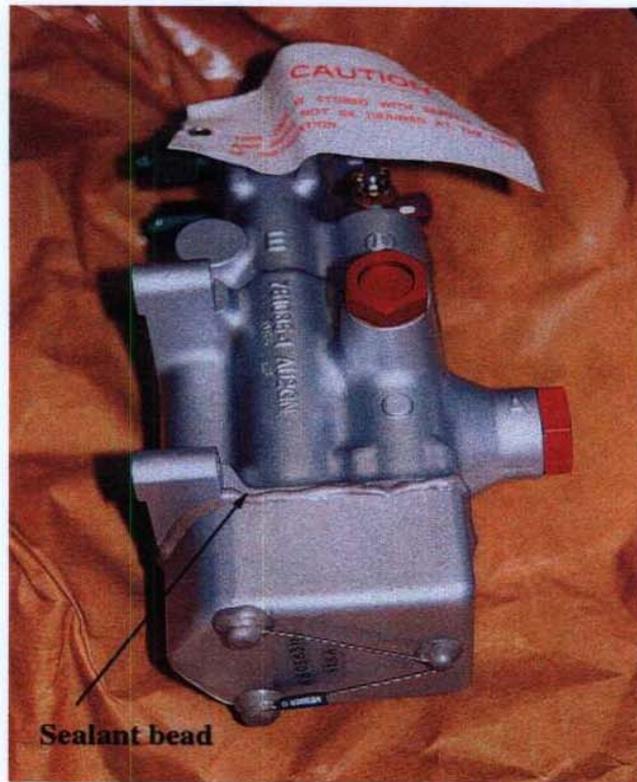


FIGURE 1. VIEW OF NEW BDDV TOGETHER WITH UNIT FROM G-UKLL

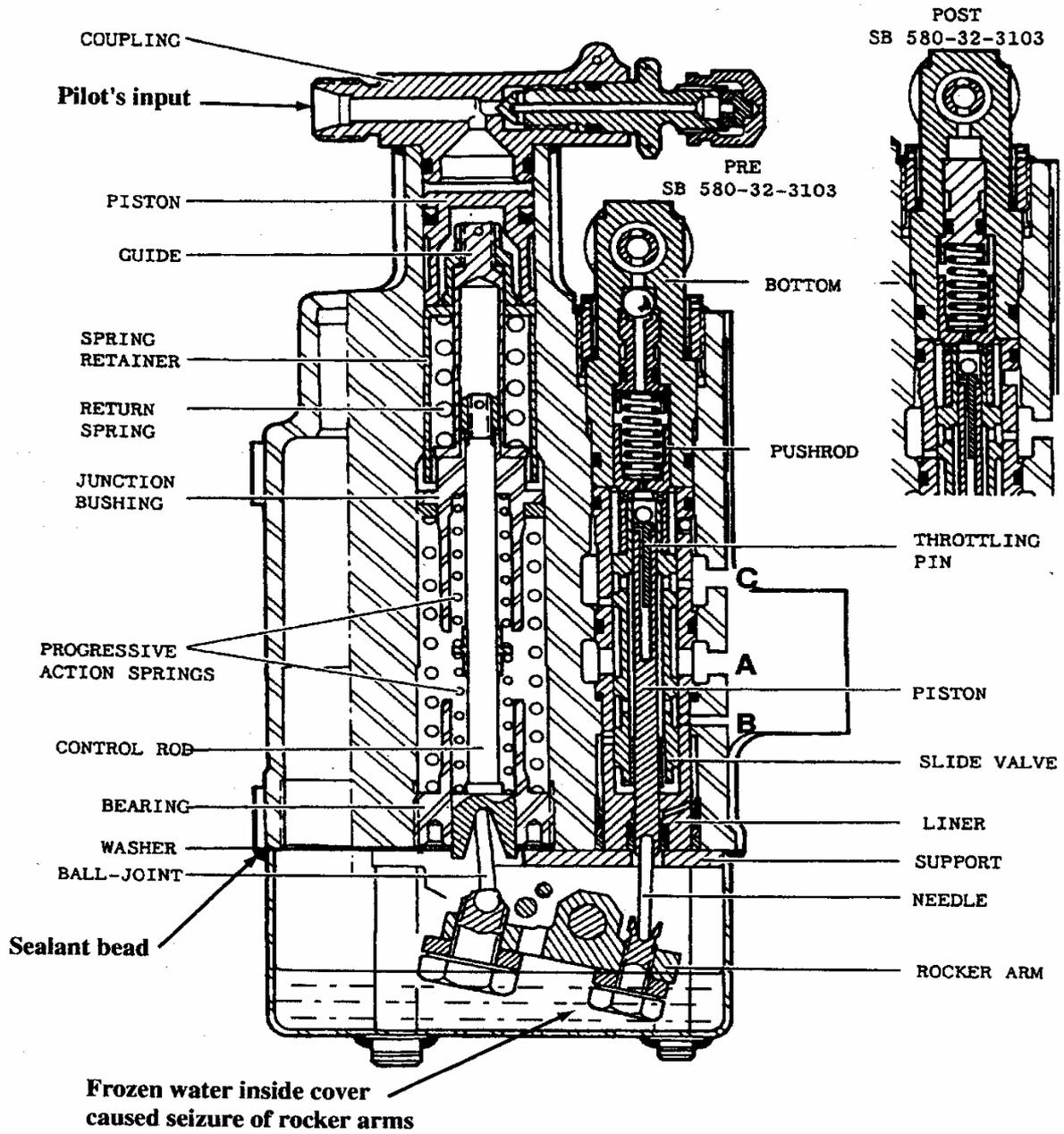


FIGURE 2

SECTION THROUGH BDDV

(Adapted from Messier-Bugatti diagram)

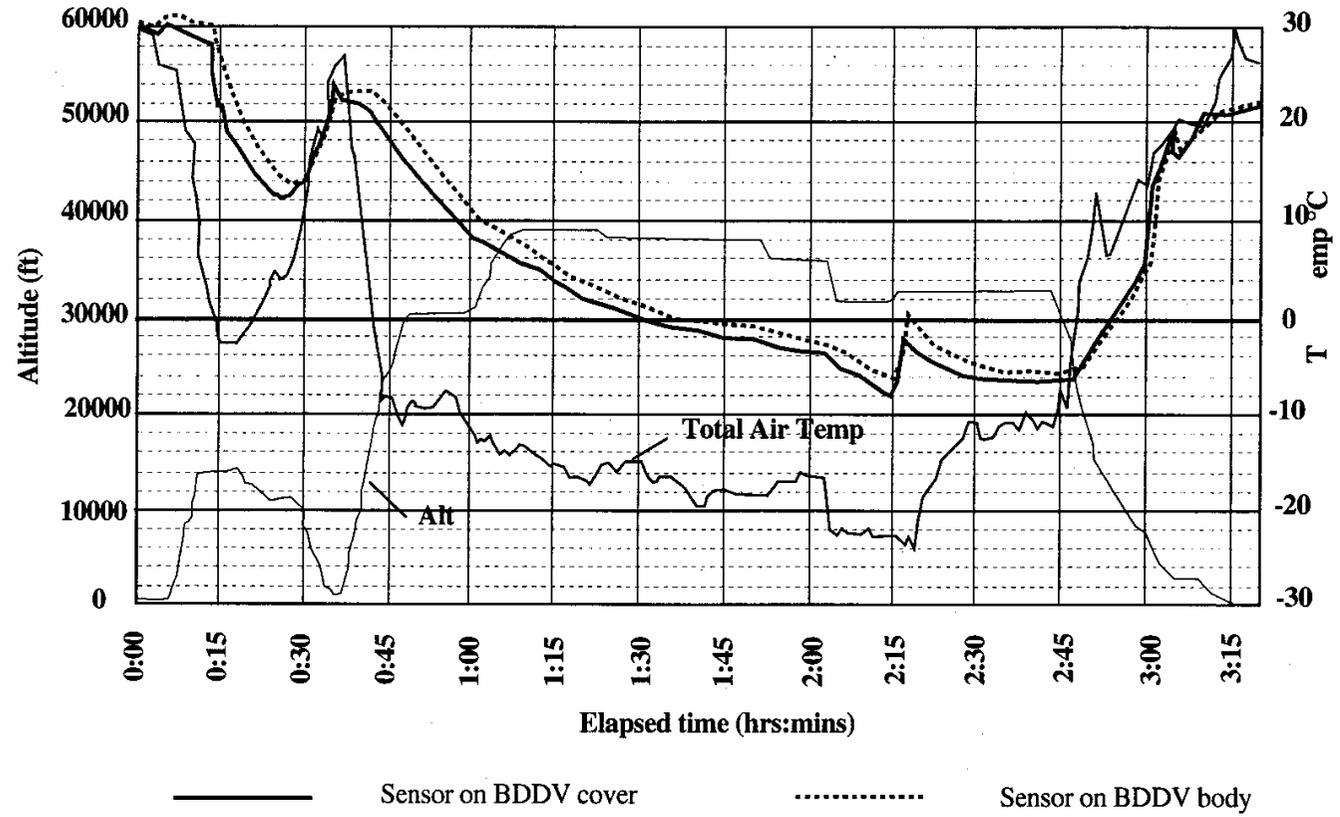


FIGURE 3. A320 BDDV TEMPERATURE MEASUREMENT TESTS

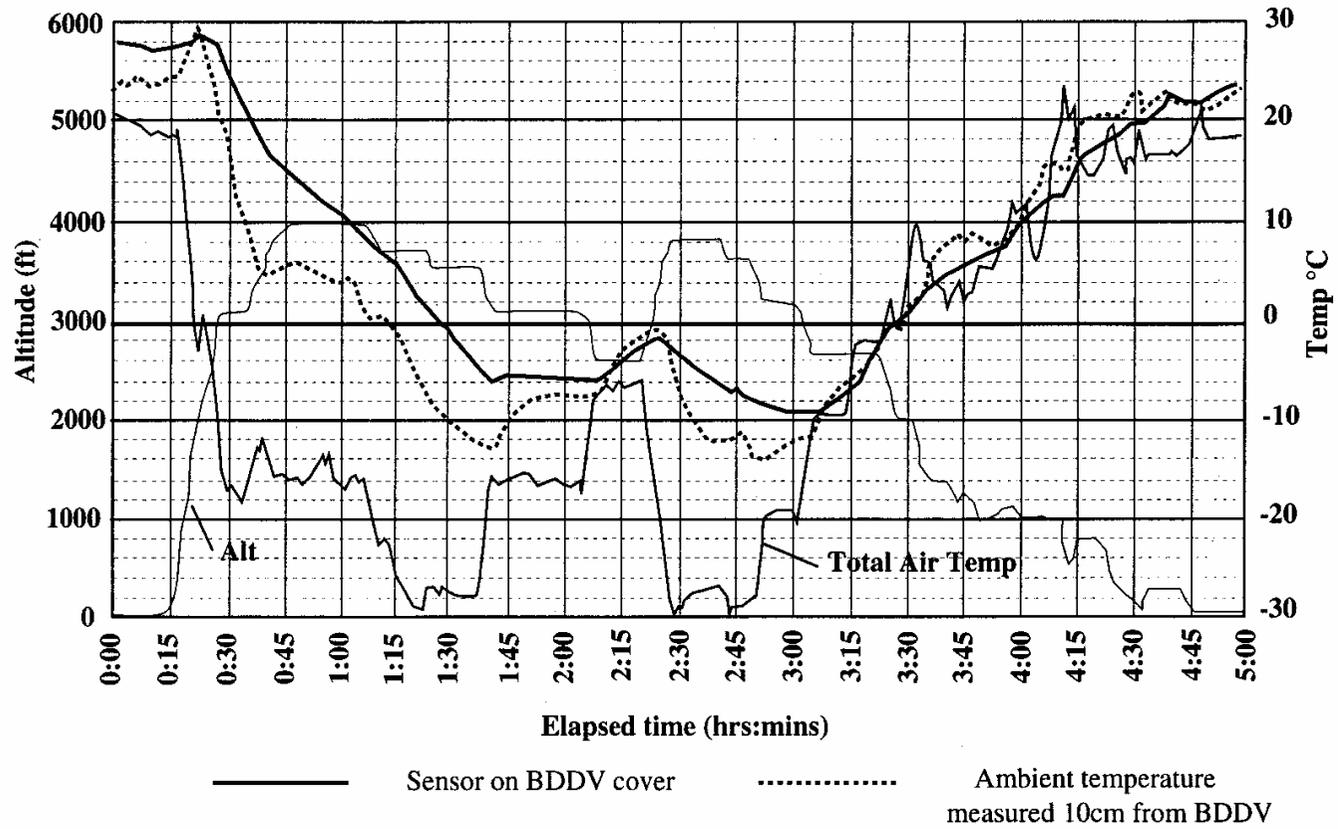
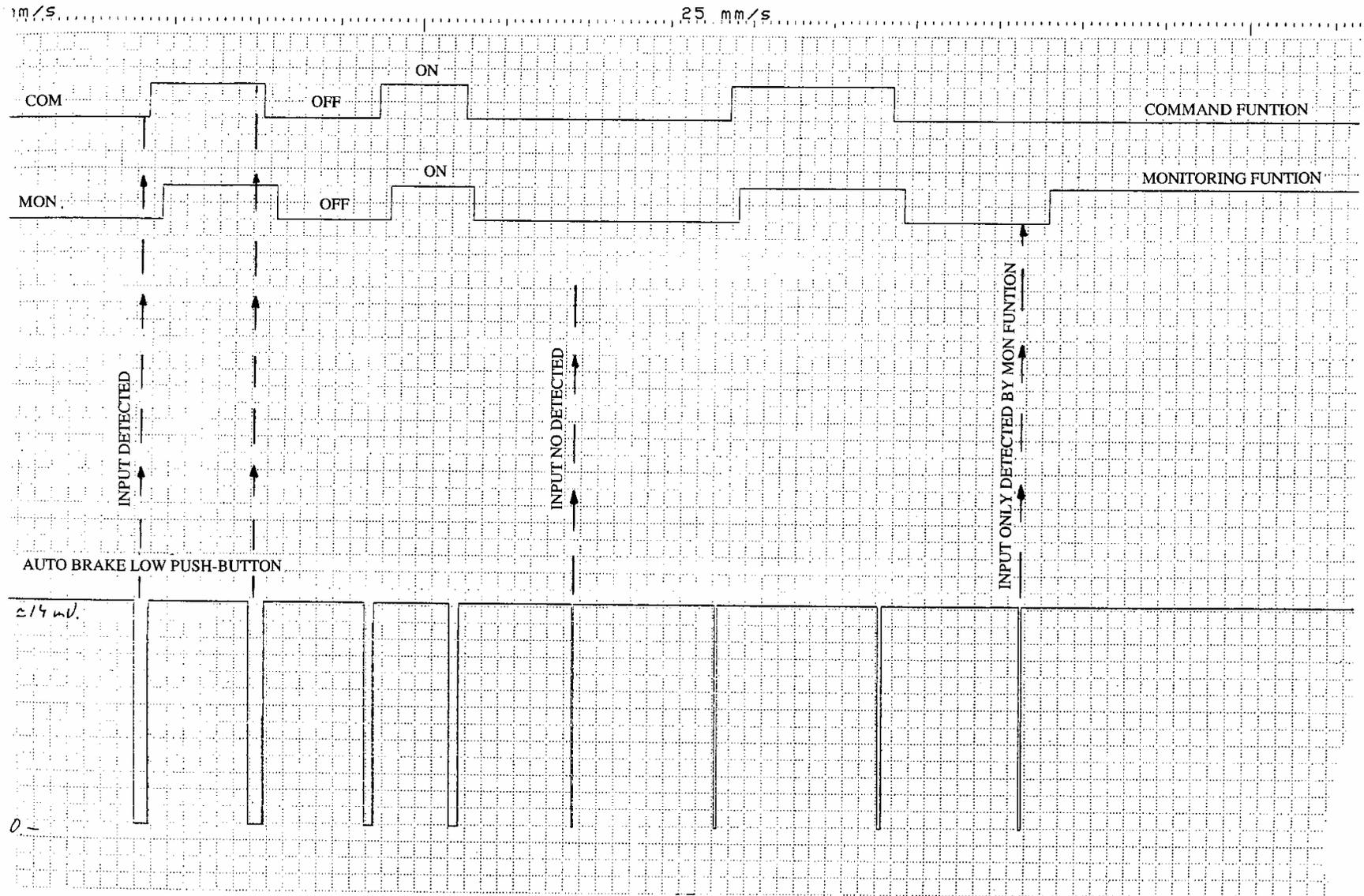


FIGURE 4. A300-600 BDDV TEMPERATURE MEASUREMENT TESTS

ANEXO F

Gráficos de osciloscopio de los tiempos de pulsación del botón de AUTO/BRK
LO y de adquisición por las funciones de mando y monitorización.



ANEXO G

Copia del Post Flight Report.

A/C ID DATE GMT FLTN CITY PAIR
 .N445UA 25MAY 0910

 | MAINTENANCE |
POST FLIGHT REPORT

A/C ID DATE GMT FLTN CITY PAIR
 G-UKLL 20MAY 2234/1147 4064 EGCC LEIB

ECAM WARNING MESSAGES

GMT PH ATA
 2236 02 31-00 RECORDER DFDR FAULT
 2346 06 28-00 FUEL CTR TK PUMP 1 LO PR
 2355 06 32-00 BRAKES BSCU CH 2 FAULT (2)
 0049 08 32-00 BRAKES AUTO BRK FAULT
 0049 09 52-00 DOOR L FWD EMER EXIT
 0049 09 24-00 ELEC IDG 2 OIL LO PR
 0049 09 34-00 NAV ILS 1 FAULT
 0050 09 32-00 WHEEL N.W. STEER FAULT
 0050 09 32-00 L/G LGCIU 2 FAULT
 0050 09 26-11 AIR ENG1 BLEED ABNORM PR

FAILURE MESSAGES

GMT	ATA		SOURCE	IDENTIFIERS
2236	31-33-55	DFDR	FDIU	
2240	34-12-34	ADR1	EFCS 2	ECAM 1 ECAM 2 EFCS 1/AFS ECAM 2
2240	27-95-34	FWC1 :NO DATA FROM FCDC1	ECAM 1	ECAM 2
2240	28-42-34	FWC1 :NO DATA FROM FOI1A/1B	ECAM 1	ECAM 2
2251	36-11-00	PRESS REG-V 4001HA1 OR SOLENOID 10HA1	BMC 1	
2355	32-42-34	BSCU	BSCU B	
2355	32-42-34	BSCU	BSCU A	
0049	32-42-40	BRK NORM SERVOVALVE 15GG	BSCU A	
0049	32-42-40	BRK NORM SERVOVALVE 17GG	BSCU A	
1133	31-53-34	NO FWC 1 DATA	CFDS	ECAM 2
1133	34-12-34	NO ADR 1 DATA	CFDS	
1133	31-33-34	NO FDIU DATA	CFDS	
1134	23-73-34	NO CIDS 2 DATA (INTM)	CFDS	
1134	27-51-34	NO SFCC 2 DATA (INTM)	CFDS	
1134	34-36-31	FWC2 :NO DATA FROM ILS1	ECAM 2	
1134	34-12-34	ATC-1:NO DATA FROM ADIRU	ATC 1	TCAS
1134	34-52-33	ATC1 (1SH1) / TCAS (15)	TCAS	
1134	34-12-34	ATC-2:NO DATA FROM ADIRU	ATC 2	EIS 1/EIS 3
1134	34-36-31	DMC1: NO ILS1 DATA	EIS 1	
1134	34-36-31	FWC1 :NO DATA FROM ILS1	ECAM 2	
1144	31-53-34	NO FWC 1 DATA	CFDS	
1144	34-12-34	NO ADR 1 DATA	CFDS	
1145	31-33-34	NO FDIU DATA	CFDS	
1145	23-73-34	NO CIDS 2 DATA (INTM)	CFDS	
1145	34-12-34	DMC2: NO ADC2 DATA	EIS 2	EIS 3
1145	34-43-00	DMC1: NO TCAS DATA	EIS 1	EIS 3
1145	22-83-34	DMC1: NO FMC2 DATA	EIS 1	
1146	32-31-71	AFS:LGCIU1-FAC1 CKT	AFS	
1146	22-66-34	AFS:CHK FIDS-FAC1 CKT	AFS	
1146	AS- -	EIS 2		
1146	32-62-00	CHECK LGCIU-PHC3 INTERFACE	PHC 3	
1147	73-21-60	DMC3: NO ECU1A DATA	EIS 3	EIS 1

ANEXO H

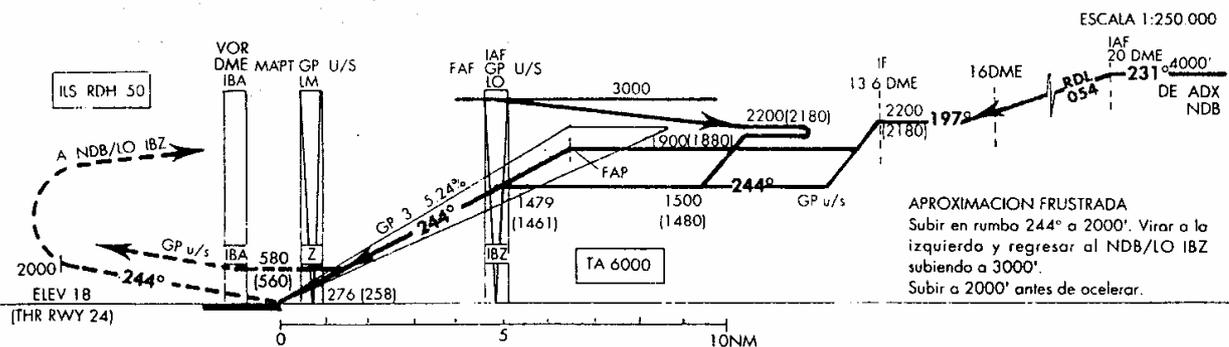
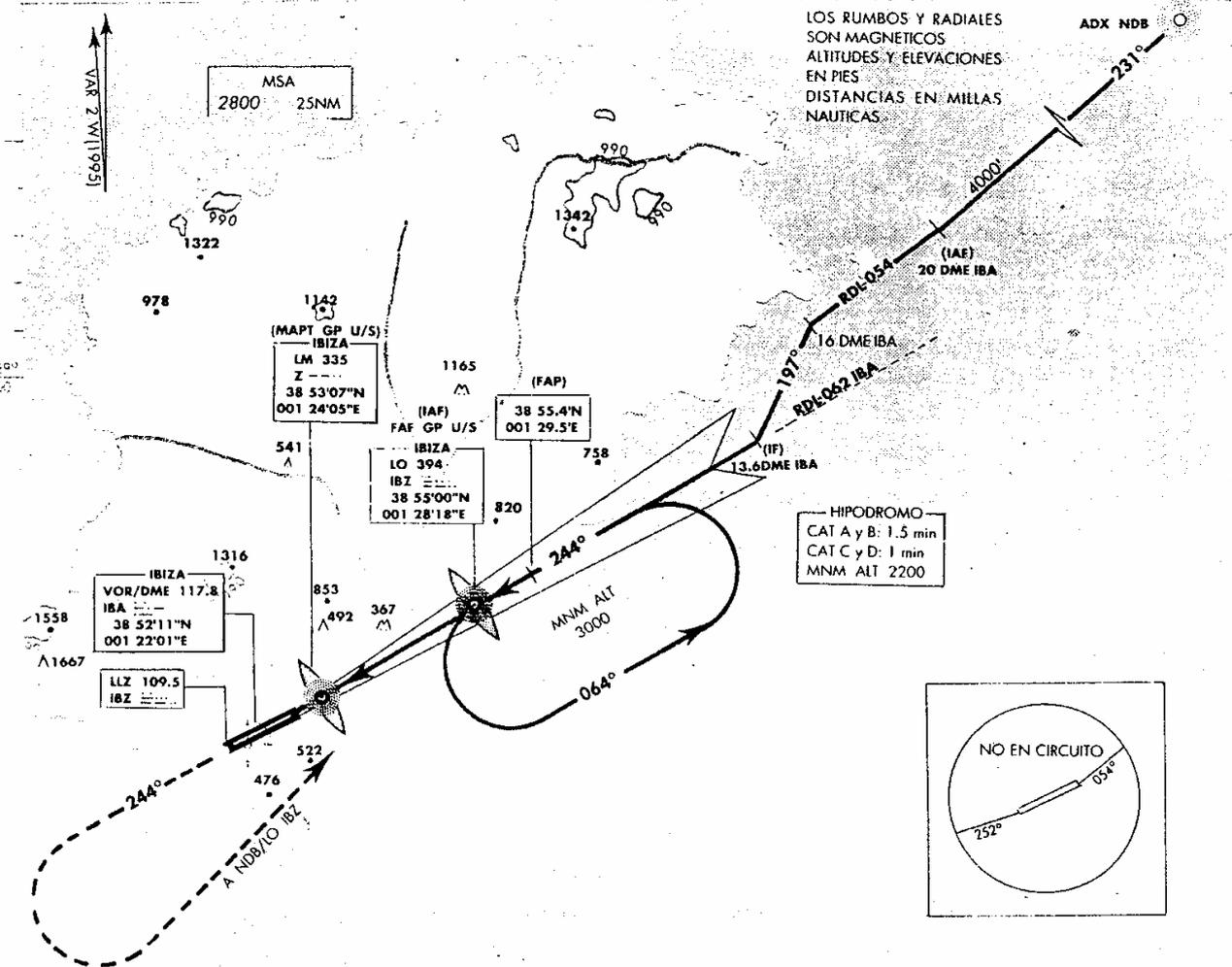
Carta de Aproximación por instrumentos ILS a la pista 24 de Ibiza A/P.

CARTA DE APROXIMACION
POR INSTRUMENTOS OACI

ELEV AD
23

TWR 118.5
APP 119.8
GMC 121.8

IBIZA
ILS
RWY 24



APROXIMACION FRUSTRADA
Subir en rumbo 244° a 2000'. Virar a lo izquierdo y regresar al NDB/LO IBZ subiendola a 3000'. Subir a 2000' antes de acelerar.

HGT REF ELEV THR RWY 24

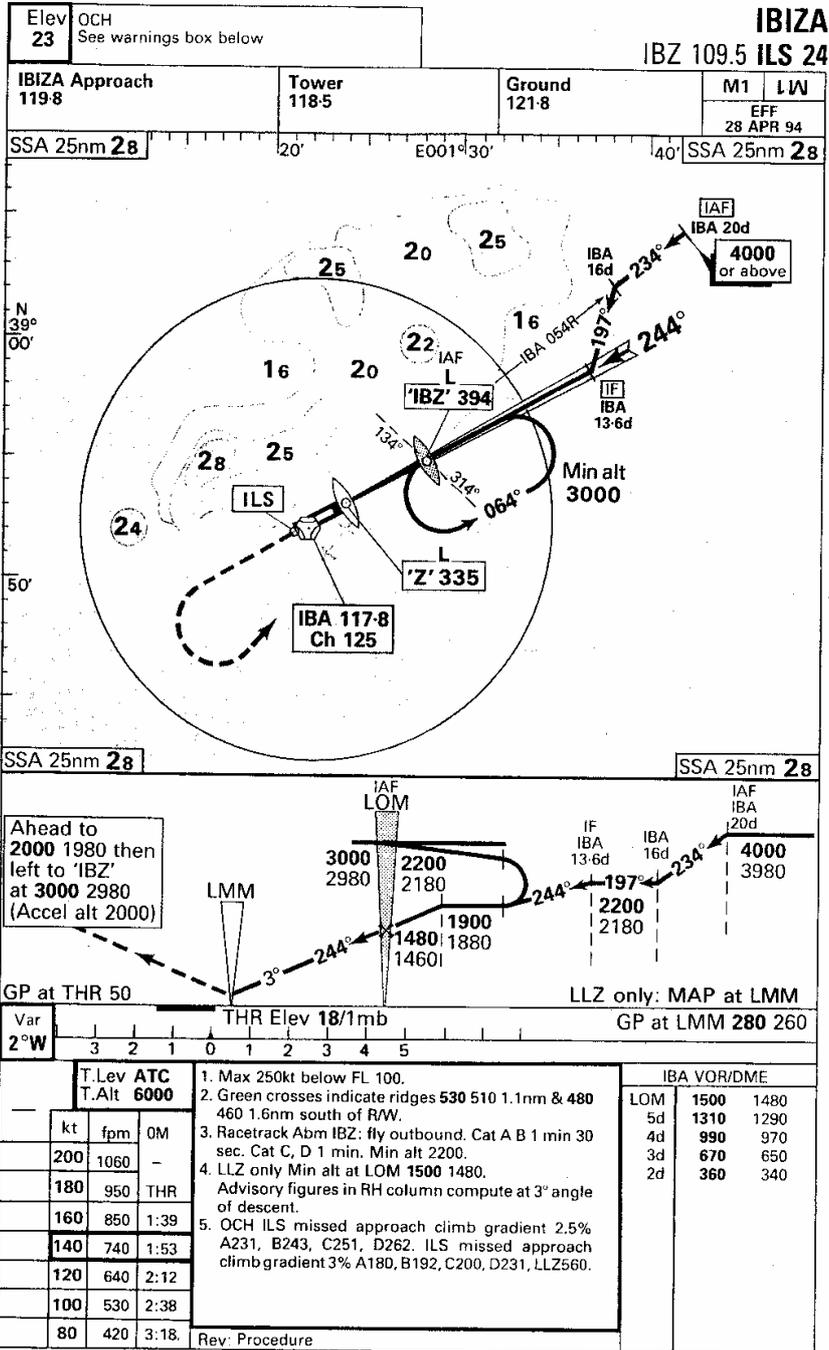
OCA/H		A	B	C	D
STA	2.5%	249 (231)	261 (243)	269 (251)	280 (262)
	3%	198 (180)	210 (192)	218 (200)	249 (231)
	GP U/S	580 (560)			
En circuito (H) sobre 23		1090 (1070)	1090 (1070)	1190 (1170)	1450 (1430)

GS	kt	80	100	120	140	160	180
FAP-THR: 5.75NM	min:s	4:19	3:27	2:53	2:28	2:09	1:55
FAP-MAPT: 3.8NM	min:s	2:51	2:17	1:54	1:38	1:26	1:16
ROD: 5.65%	ft/min	425	531	637	743	849	955
ALT/HGT DME () FNA							
13 DME	12 DME	11 DME	10 DME	9 DME	8 DME	7 DME	6 DME
5 DME	4 DME	3 DME	2 DME	1 DME			

20-JUN-96 (2ª EDICION)

AIP-ESPAÑA

AD2-LEIB IAC/2



ANEXO I

Fotografías

INDICE DE FOTOGRAFIAS

- Nº 1.- VISTA GENERAL – Lado derecho
- Nº 2.- VISTA FRONTAL – Morro encima de un pequeño terraplén.
- Nº 3.- TRAYECTORIA FUERA DE PISTA.
- Nº 4.- VISTA POSTERIOR.
- Nº 5.- TRAYECTORIA DEL AVIÓN Y LUCES DEL AEROPUERTO ROTAS.
- Nº 6.- MARCAS DE CAUCHO EN LA PISTA 24.
- Nº 7.- MOTOR IZQUIERDO – Incrustado en el terreno.
- Nº 8.- PATA DE MORRO – Colapsada y rota.
- Nº 9.- PANEL DE CONTROL DE FRENOS.
- Nº 10.- PANEL CENTRAL DE INSTRUMENTOS EN CABINA.
- Nº 11.- POZO DE TREN LADO DERECHO. Ubicación de la BDDV.
- Nº 12.- BSCU.
- Nº 13.- Agua y detergente encontrada en el interior de la tapa inferior de la BDDV.
- Nº 14.- Parte inferior de la BDDV que se atascó debido a la presencia de agua congelada en su tapa inferior.



N°. 1



N°.2



Nº. 3



Nº. 4



Nº. 5



Nº. 6



Nº. 7



Nº. 8



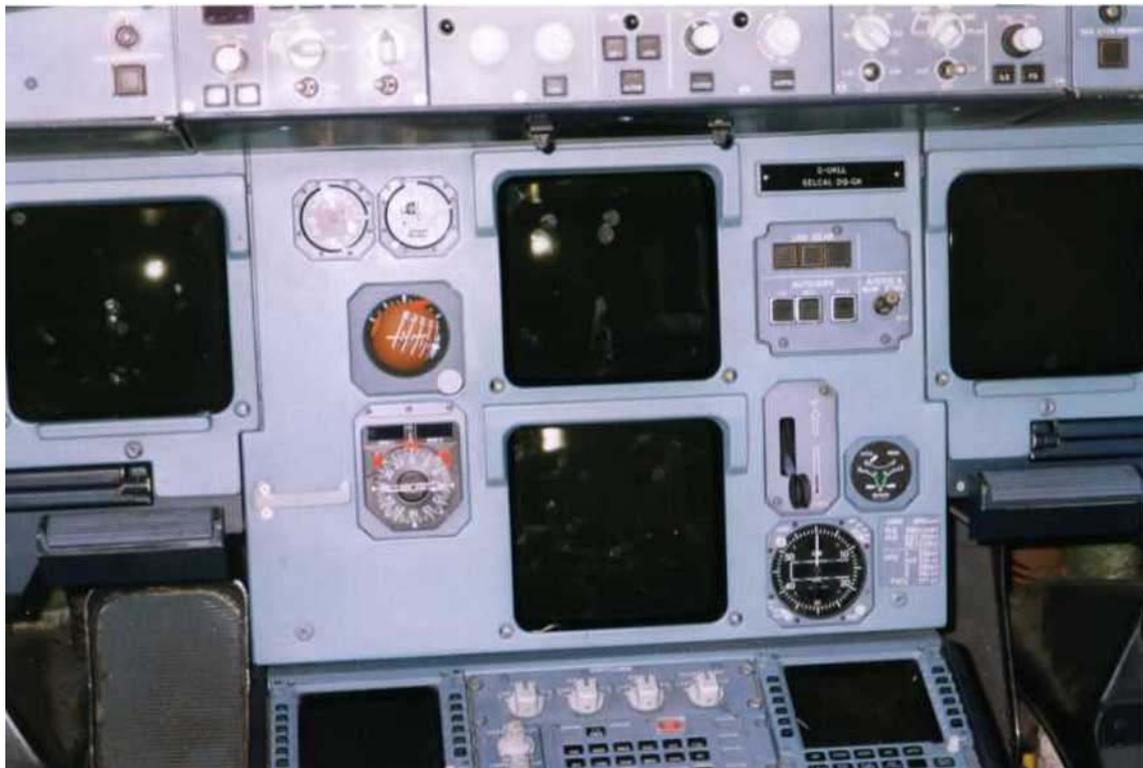
Nº. 9



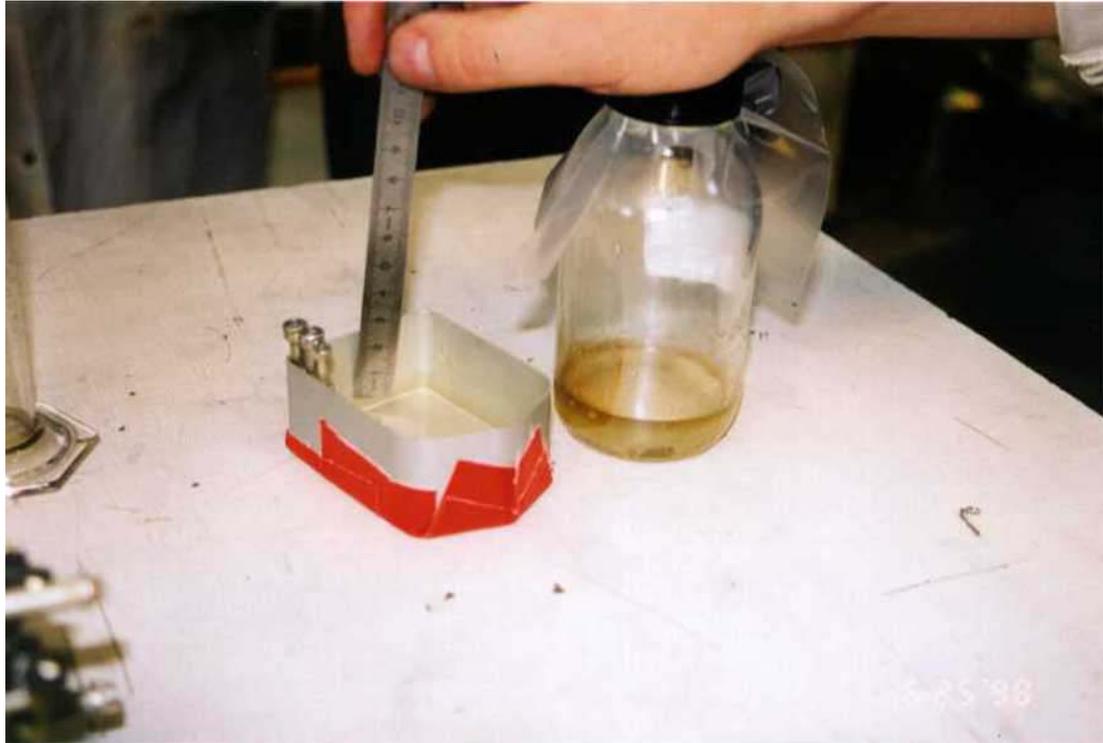
Nº. 10



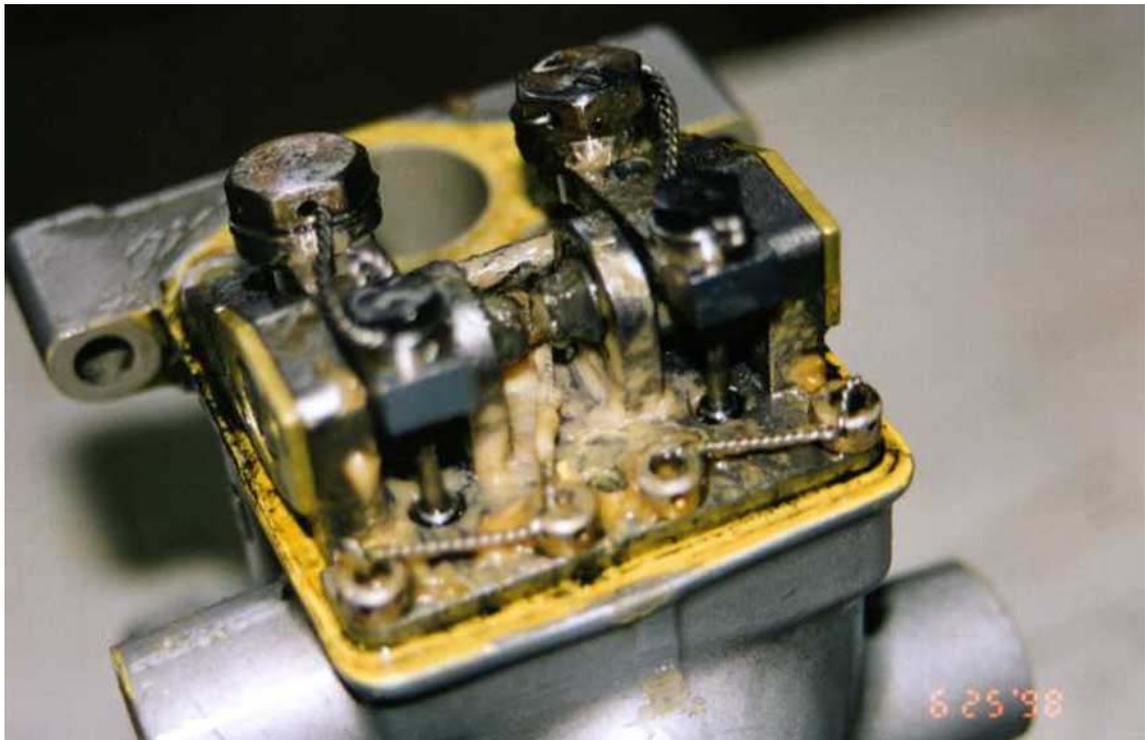
N° 11



N° 12



Nº. 13



Nº. 14