

CIAIAC

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

Boletín Informativo

4/2007



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

4/2007

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

NIPO: 161-07-013-X
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente Boletín 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 produjeron los eventos objeto de la investigación, con sus causas y con sus consecuencias.

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

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

Índice

ABREVIATURAS	vi
--------------------	----

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

	Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
(*)	IN-026/2004	21-05-2004	EC-ITP	Fairchild SA227-BC, Swearingen METRO III	Aeropuerto de Palma de Mallorca	1
(*)	IN-001/2005	23-01-2005	TF-ATI	Boeing B747-300	Aeropuerto de Madrid-Barajas	33
	IN-019/2006	13-04-2006	EC-DND	Cessna FR-182	Aeropuerto de Sabadell	51
	IN-036/2006	03-07-2006	EC-ERH	Cessna 402 B	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid) .	59
(*)	A-016/2007	14-04-2007	EC-JOE	Pilatus PC-6 B1-H2 Turbo Porter	Aeródromo de Casas de los Pinos	67
					(Cuenca)	

ADENDA	77
--------------	----

(*) Versión disponible en inglés en la Adenda de este Boletín
(English version available in the Addenda to this Bulletin)

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
AD	Directiva de aeronavegabilidad
AFM	Manual de vuelo de la aeronave preparado por el fabricante
AFT	Posterior
AGB	Caja de accesorios
AIP	Publicación de información aeronáutica
ARM	Conmutador de armado
ATPL	Licencia de piloto de transporte de línea aérea
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CPL/IR	Piloto comercial con habilitación instrumental
CVR	Registrador de voz en cabina
DFDR	Grabador de datos de vuelo digital
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
EGTj	Temperatura de los gases de escape del motor en posición (j)
FDR	Registrador de datos de vuelo
FFj	Flujo de combustible del motor en posición (j)
ft	Pie(s)
FWD	Delantero
g	Aceleración de la gravedad
h	Hora(s)
Hcg	Estación del tren de gravedad
hh:mm:ss	Horas, minutos y segundos
HL	Hora local
Hmlg	Estación del tren principal
Hng	Estación del tren de morro
HP	Caballo(s) de potencia
HV	Horas de vuelo
IAS	Velocidad indicada
in	Pulgada(s)
INM	Instituto Nacional de Meteorología
IR	Instructor
ITT	Temperatura entre turbinas
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
KSI	Miles de libras por pulgada cuadrada
kt	Nudo(s)
LATj	Aceleración lateral en el instante de cuarto de segundo (j) siendo j = A, B, C, G, respectivamente 1°, 2°, 3° y 4°
lb	Libra(s)
lb/inch	Libras por pulgada
LH	Izquierda
LONj	Aceleración longitudinal en el instante de cuarto de segundo (j) siendo j = A, B, C, G, respectivamente 1°, 2°, 3° y 4°
m	Metro(s)
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MLG	Tren principal de aterrizaje
MM	Manual de mantenimiento
MTOW	Máximo peso al despegue
Nij	Velocidad del rotor (i = 1, de baja; i = 2, de alta) del motor en posición (j)
NLG	Tren de aterrizaje de morro
NOAA	National Oceanic and Atmospheric Administration
NWS	Sistema de dirección de rueda de morro
OTV	Oficial técnico de vuelo

Abreviaturas

P/N	Número de parte o número de pieza
PITCH	Ángulo de cabeceo del avión
psi	Libras por pulgada cuadrada
RH	Derecha
rpm	Revoluciones por minuto
s	Segundo(s)
S/N	Número de serie
SB	Boletín de servicio
SDQ	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Santo Domingo
SE	Sureste
SEI	Servicio de extinción de incendios
SHP	Caballo(s) de potencia en el eje
SID	«Supplemental Inspection Document»
T.O.	Despegue
TWR	Torre de control de aeródromo
UTC	Tiempo universal coordinado
V1	Velocidad de decisión
VMC	Condiciones meteorológicas visuales

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 21 de mayo de 2004; 04:52 h UTC¹
Lugar	Aeropuerto de Palma de Mallorca

AERONAVE

Matrícula	EC-ITP
Tipo y modelo	FAIRCHILD SA227-BC, SWEARINGEN METRO III
Explotador	Top Fly

Motores

Tipo y modelo	GARRETT TPE331-11U-612G, 1.000 SHP
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	32 años	29 años
Licencia	CPL/IR	CPL/IR
Total horas de vuelo	2.700 h	2.500 h
Horas de vuelo en el tipo	900 h	180 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Daños en la pata derecha del tren principal y en la hélice derecha
Otros daños	Daños menores en una baliza y una arqueta del aeropuerto

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – No regular nacional – Mercancías
Fase del vuelo	Carrera de despegue antes de V1

INFORME

Fecha de aprobación	25 de julio de 2007
---------------------	----------------------------

¹ Las referencias horarias en este informe son las horas UTC. Para obtener la hora local es necesario sumar 2 horas a la correspondiente UTC.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El vuelo de Top Fly número ALR-502, un Fairchild SA227-BC de matrícula EC-ITP, se disponía a iniciar su carrera de despegue en el Aeropuerto de Palma de Mallorca con destino Ibiza, en la madrugada del día 21 de mayo de 2004, a las 04:52 UTC. Se trataba de un vuelo de carga de paquetería. A bordo de la aeronave iba una tripulación de dos pilotos y un tercer ocupante, también piloto de la compañía. El copiloto, sentado en el asiento de la derecha, era el piloto a los mandos.

Autorizados por TWR (control de vuelo) a despegar por la pista 06R, la aeronave inició su carrera acelerando normalmente con la potencia de despegue y haciendo uso del sistema NWS («Nose Wheel Steering»), para lo cual el copiloto pulsaba el botón de activación del sistema situado en la cara izquierda de la palanca de gases del motor n.º 1. Con el avión acelerando en el suelo, el comandante anunció («call out») el paso por los 60 kt de velocidad, indicando que empezaban a tener velocidad IAS para el control de la dirección. El copiloto soltó el botón de activación de sistema de guiado en tierra («steering») y poco después el avión comenzó a desviarse a la derecha del eje de la pista sin que la tripulación apreciara ningún fallo de potencia ni de los sistemas. El copiloto pisó a fondo el pedal izquierdo, pero la aeronave no corregía su curso; avisó de que estaba perdiendo el control; el comandante tomó los mandos e inició el aborto del despegue. Metió reversa sin poder impedir que el avión se saliera de la superficie pavimentada, cuando su velocidad era de unos 90 kt y su trayectoria formaba un ángulo de unos 12° a la derecha del eje de la pista. Sobre la franja de seguridad, la aeronave realizó un viraje derrapando hasta quedar orientada casi en rumbo contrario a la dirección de despegue, 220°, y parada en un punto situado a 135 m del eje de la pista 06R y a unos 950 m del punto de suelta de frenos.

La tripulación paró los motores y abanderó las hélices. Evacuaron la aeronave y comprobaron que no había incendio y que solamente se habían producido daños menores en el tren de aterrizaje y en una pala de las hélices. Los daños en las infraestructuras del aeropuerto se limitaron a una baliza golpeada y a una tapa de arqueta levantada.

1.2. Información sobre la aeronave

El avión Fairchild SA227 Metro III es un biturbohélice presurizado de transporte público de pasajeros y mercancías con capacidad para 19 pasajeros.

El titular del certificado de tipo es la empresa M7 Aerospace (Texas, EE.UU.).

1.2.1. *Célula*

Marca:	Fairchild Swearingen Metro III
Modelo:	SA227-BC
Núm. de fabricación:	BC-789B
Año de fabricación:	1992
Matrícula:	EC-ITP
MTOW:	16.000 lb

1.2.2. *Dimensiones, peso y centrado*

La estación de la pata de morro es: $H_{ng} = 64,10$.

La estación de las patas principales es: $H_{mlg} = 293,69$.

Nota: Las estaciones de fuselaje expresan una distancia en pulgadas de esa estación a una referencia en la proa del avión.

La distancia entre la pata de morro y las principales es: $U = 19,1 \text{ ft} = 5,8 \text{ m}$.

La distancia entre las dos patas de tren principal es: $T = 15 \text{ ft} = 4,56 \text{ m}$.

La hoja de carga y centrado utilizada para el despacho del vuelo ALR-502 declaraba un peso al despegue de 14.876 lb y una estación de centro de gravedad $H_{cg} = 266,5$.

La distancia entre la rueda de morro y el centro de gravedad es $H_{cg} - H_{ng} = 5,14 \text{ m}$.

El cálculo del peso al despegue y de la posición del centro de gravedad se hizo siguiendo los procedimientos de carga y centrado en vigor en la compañía, declarándose un peso de la tripulación de 375 lb y una carga de pago de 4.400 lb.

Una pesada, posterior al incidente, de los carros en los que se desembarcó la carga de pago estimaba el peso de ésta en 2.024 kg (4.462 lb), después de descontar el propio peso aproximado de los carros.

Un cálculo simple permite conocer que la pata de morro soportaba el 12% del peso de la aeronave y cada pata principal el 44% del peso aproximadamente.

1.2.3. *Tren de aterrizaje*

El tren de aterrizaje es convencional triciclo, con pata de morro dotada de un sistema de dirección, NWS («Nose Wheel Steering»).

1.2.4. Sistema de dirección de rueda de morro (NWS)

La aeronave dispone de un sistema de dirección de rueda de morro de autoridad variable. Este sistema no se incluye en la lista de equipo mínimo por lo que está previsto que, cuando el sistema NWS esté inoperativo el control direccional en los movimientos de rodaje y en despegue y aterrizaje se consigue mediante el uso asimétrico de frenos de ruedas principales y de potencia.

Desde su diseño inicial diversos boletines de servicio han modificado el sistema de NWS. Se presenta a continuación una breve enumeración de los documentos involucrados:

- | | |
|----------------|---|
| SB 227-32-006 | Con el fin de incrementar la fiabilidad del NWS y para dotar a la aeronave de un sistema de aviso para alertar al piloto del fallo en modo «caster». Introduce un interruptor de presión. |
| SB 227-32-030 | Para aumentar la fiabilidad del NWS. Se cambia el amplificador del NWS con otro amplificador de diseño mejorado, reemplaza el interruptor de presión por una válvula hidráulica normalmente abierta conectada al retorno (válvula de alivio), y cambia todos los conjuntos de potenciómetros. |
| AD 93-08-09 | Prohíbe el uso del NWS en despegue y aterrizaje a los aviones en estado de modificación Post-SB 227-32-30. |
| SB 227-32-034R | Emitido para mejorar el sistema de NWS. Este boletín elimina las limitaciones impuestas por la AD: 93-08-09. Reemplaza la servoválvula del conjunto de actuador. |
| SB 227-32-040 | Añade un nuevo pulsador en la palanca de gases derecha («RH power lever»), para proporcionar control independiente del NWS al piloto y al copiloto. |

De acuerdo con la información suministrada por el operador, el estado de configuración de la aeronave era el correspondiente a la incorporación del boletín de servicio del fabricante n.º SB 227-32-006 y no tenía el boletín n.º SB 227-32-030 instalado. Posteriormente se ha comprobado que la aeronave tenía implementado el SB 227-32-030 desde su fabricación.

En los registros de mantenimiento no se encontraron referencias a la implementación de la directiva AD 93-08-09 y en el manual de vuelo de la aeronave (AFM), sección de limitaciones, no se ha incluido una copia de esta directiva, como sería necesario de acuerdo con las instrucciones que la propia directiva contiene para su aplicación.

A continuación se describe someramente el sistema NWS con el que se equipaba a la aeronave, en el estado de modificación posterior a los boletines SB 227-32-006 y SB 227-32-030, y anterior a los boletines SB 227-32-034R y SB 227-32-040.

Descripción del sistema NWS

El sistema consta de dos actuadores hidráulicos que hacen girar a torsión el cilindro interior del amortiguador de la pata de morro por medio de un piñón y cremalleras. El sistema se controla electrónicamente y se acciona mediante potencia hidráulica a través de servoválvulas. Los mandos y controles en cabina de vuelo incluyen un panel de control en la consola izquierda, con conmutadores de armado (ARM) y de «Test» y un botón de «Park».

Este sistema proporciona normalmente una capacidad de orientación de la rueda de morro de $\pm 10^\circ$, y está autorizado su uso en las operaciones de despegue y aterrizaje si el SB 227-32-34R está cumplimentado.

Cuando se acciona el botón de «Park» la amplitud del giro es de $\pm 63^\circ$ y se usa en esa condición para carreteo y movimiento de la aeronave en tierra.

En la cara izquierda de la palanca de gases, al alcance de la tripulación, existe un pulsador, «Power lever button», que resulta de más fácil acceso para el puesto de pilotaje izquierdo al estar pensado para ser pulsado por el dedo pulgar de la mano derecha. Con este pulsador se activa el sistema NWS cuando el selector del panel de control está en posición de armado. En el interior del pedestal, fuera del alcance de los pilotos, hay un microinterruptor que cierra el circuito, en paralelo con el botón de palanca de gases, cuando la palanca de «speed lever» está en posición LOW o inferior.

Cuando el sistema está armado y se pulsa el botón de palanca de gases o se retarda a LOW la palanca de «speed lever», el sistema NWS está activo y la dirección de la rueda de morro se controla con los pedales. Un conjunto de potenciómetros montados en las articulaciones de los pedales y en la cabeza del amortiguador de la rueda de morro envían señales eléctricas a un amplificador o caja de control. Para proveer de capacidad de detección de fallos se montan dos conjuntos de potenciómetros en dos canales separados, de mando y de monitorización. Este amplificador compara la señal de control (pedal) con la señal esclava (pata de morro) y envía señales de respuesta a la servoválvula hidráulica para el accionamiento de los actuadores, de tal manera que las ruedas de morro sigan la posición comandada. Sin embargo, si el sistema detecta algún fallo o desacuerdo en las señales eléctricas equivalentes a 3 grados o más de deflexión, entre los canales de mando y de monitorización, entonces el sistema se desactiva.

Los actuadores y servos hidráulicos forman un solo conjunto hidráulico de NWS, instalado en la cabeza de la pata de morro, que incluyen los solenoides de actuación. El amplificador, o caja de control eléctrico, se ubica en la consola a la izquierda del puesto de pilotaje izquierdo (primer piloto). Un relé, «Power control Relay», situado al lado del panel de «circuit breakers» conmuta las señales eléctricas de actuación de los solenoides de los servos cuando:

- 1.º El sistema está armado,
- 2.º El botón de palanca de gases o el microinterruptor de la palanca de «speed lever» activados, y
- 3.º El tren de aterrizaje está extendido.

(Véase esquema eléctrico del NWS en Anexo B-4.)

El sistema NWS se complementa con un sistema de avisos luminosos: una luz verde, situada en el «annunciator panel» con la etiqueta «NWS», indica, cuando se ilumina, que el sistema está armado y se dispone de dirección de las ruedas. Una segunda luz de color ámbar, etiquetada «NWS FAIL», parpadea cuando la sección de detección de fallos del amplificador detecta una anomalía.

Componentes del conjunto hidráulico del sistema NWS (véase esquema Anexo B-1)

El conjunto hidráulico del NWS, incluye, además de filtros del líquido hidráulico, restrictores y actuadores, tres válvulas principales y dos restrictores variables, estos últimos accionados electromagnéticamente:

- Válvula de armado, para permitir dar presión hidráulica al sistema o conectar el sistema al retorno de hidráulico. Está accionada eléctricamente.
- Válvula selectora de modo, con dos posiciones: modo «steering», en el que la presión del sistema hidráulico se dirige a los actuadores para el gobierno de la rueda de morro, y modo «caster», en el que el líquido hidráulico se aísla del sistema hidráulico pero, permitiendo el paso de líquido de un actuador a otro, proporcionando además una función de amortiguación de «shimmy» o zigzaguo. En el modo «caster» el sistema de NWS está desactivado, la rueda es auto-orientable y no se gobierna, por tanto, su posición desde la cabina de pilotaje (véase detalle en figura Anexo B-2).
- Servoválvula variable, de tres posiciones: 1.ª, cortando el flujo de hidráulico a los actuadores, para bloquear la posición de las ruedas; 2.ª, abriendo paso a la presión de líquido en el actuador izquierdo y dando paso al retorno del actuador derecho, para girar las ruedas a izquierdas; o 3.ª, viceversa, para girar a derechas (véanse posiciones en figura Anexo B-3). Su posición se consigue hidráulicamente cuando se cierran o se abren los restrictores variables.
- Restrictores variables LH y RH, accionados eléctricamente desde la caja del amplificador a través del relé «Power control Relay».
- Válvula de alivio, normalmente abierta y actuada eléctricamente. Descarga la presión de hidráulico del sistema en caso de desactivación del NWS.

1.2.5. Hélices

La aeronave tiene dos hélices tipo McCauley de 2,69 m de diámetro, con cuatro palas de paso variable y abanderable, de velocidad constante.

Para facilitar el arranque de los motores el sistema de cambio de paso de las palas está provisto de topes o cerrojos centrífugos capaces de bloquear el paso en un ángulo nulo con el fin de minimizar la resistencia aerodinámica al giro de la hélice.

1.2.6. *Procedimientos según el manual de vuelo del avión*

En la sección de limitaciones del AFM («Airplane Flight Manual»), págs. 1-15, se establece que el uso del NWS está prohibido cuando la válvula de armado no pasa su «test» adecuadamente o cuando ha habido un fallo del sistema hidráulico.

En la sección dedicada a los procedimientos normales del AFM, está contemplado que se actúe sobre el sistema NWS en la ejecución de los siguientes procedimientos:

- Lista de chequeo de antes de rodar («Before Taxi»).
- En el paso 8.º se arma el sistema NWS actuando el conmutador ARM.
- Lista de chequeo de rodaje («Taxi».)
- En el paso 4.º se realiza la prueba funcional del sistema NWS. Para ello el manual se remite a la lista de comprobación del sistema que se realiza a través una serie de pasos que incluyen acciones sobre el interruptor de «test», en sus diferentes posiciones (L, R y OFF), actuaciones sobre los pedales a ambos lados (izquierda y derecha), movimientos de la palanca «Right Speed lever», pulsaciones del botón de activación del NWS y comprobación en cada caso del funcionamiento de las luces de aviso.
- Lista chequeo de despegue («Takeoff»)
- En el paso 7.º, después de soltar frenos, se indica:

NWS Power lever Button AS DESIRED

En la sección de procedimientos de emergencia del AFM, se distinguen dos casos de malfuncionamiento del sistema NWS, por fallo eléctrico o hidráulico:

- En el caso de fallo eléctrico, evidenciado por la aparición de destellos de la luz verde del NWS, por una indeseada deflexión de la dirección y/o por el encendido de la luz de estacionamiento cuando no se ha pulsado el botón de «park», se indica que se siga la siguiente secuencia:
 - 1.º Soltar el «NWS Power lever Button»,
 - 2.º Adelantar la palanca «speed lever» derecha 1/2 pulgada aproximadamente por encima de la posición LOW,
 - 3.º Mantener el control direccional con el timón, los frenos y/o potencia,
 - 4.º Desarmar el sistema poniendo el interruptor en «off», y
 - 5.º Saltar el «circuit breaker».

- En caso de fallo hidráulico, evidenciado por la iluminación de la luz ámbar («NWS FAIL»), se debe presionar y mantener (PRESS AND HOLD) el botón de palanca de gases «NWS Power lever Button».

1.3. Información meteorológica

En la autorización de despegue el controlador comunicó a la aeronave que el viento estaba en calma.

Otras informaciones indican que la temperatura era de 19 °C, había pocas nubes y los vientos eran flojos y menores de 4 kt, de componente SE. En las horas y jornadas precedentes no había llovido.

La hora del orto en Palma de Mallorca en esa fecha era 4:32 UTC. La posición del sol a la hora del despegue era: 3° de altura sobre el horizonte, en un rumbo geográfico de 66°.

1.4. Comunicaciones

Se mantuvo contacto radio entre la aeronave y TWR. De las comunicaciones mantenidas se ha recibido su transcripción, de la que se destacan las siguientes informaciones:

- La aeronave fue dirigida al punto de espera de la pista 06R y a las 4:51:48 era autorizada a despegar control TWR: «ALR-502, viento calma, autorizado a despegar pista 06R».
- La aeronave transmitía un minuto más tarde que se habían salido de la pista y control TWR coordinaba con el SEI (Servicio de Extinción de Incendios) el auxilio de los bomberos.
- Se localizaba la posición de la aeronave, que el controlador tenía a la vista, en el margen derecho de la pista, justo enfrente de la salida de rodadura S-2.

1.5. Información sobre el aeródromo

El Aeropuerto de Palma de Mallorca tiene tres pistas paralelas de orientación 06-24:

Las pistas 06L-24R y 06C-24C están situadas al Norte de los edificios de terminales de pasajeros y torre de control.

La pista 06R-24L, utilizada en esta operación, se encuentra al Sur de las edificaciones aeroportuarias. Su orientación en rumbo geográfico es de 59°. Sus dimensiones son 3.000 × 45 m, está asfaltada y se ubica en el centro de una franja de 3.120 × 300 m.

Se accede a la cabecera 06R para el despegue por la calle de rodadura H-7 a través de un punto de espera. Para la operación de aterrizaje el umbral está desplazado 410 m. En el Anexo A-1 se muestra un plano del aeropuerto.

1.6. Registradores de vuelo

La aeronave disponía de equipo registrador de parámetros de vuelo Fairchild, modelo F1000, P/N S703-1000-00, S/N 00648, que grabó correctamente los parámetros de velocidad IAS, altitud de presión, aceleración vertical, actitud de cabeceo y alabeo, orientación magnética, revoluciones de las hélices n.º 1 y n.º 2 así como el par de los motores n.º 1 y n.º 2.

Los datos grabados muestran que ambos motores adquirieron el 100% de su régimen de giro (rpm) antes de la suelta de frenos y que el par motor subió hasta el 90% en el motor n.º 1 y hasta el 95% en el motor n.º 2.

El avión aceleró con toda normalidad hasta una velocidad de 107 kt en unos 18 segundos. Unos tres segundos antes de alcanzarse la máxima velocidad se reconoce la decisión de abortar por la reducción de potencia de los motores a la posición de «ground-idle».

El ajuste de potencia de reversa se obtiene dos segundos más tarde, alcanzándose 55% de par en el motor izquierdo y alrededor de 40% en el motor derecho durante siete segundos.

Las fluctuaciones intensas de aceleración vertical, unos 22 s después de la suelta de frenos, se interpretan como el momento de abandonar el avión la pista asfaltada.

Se produjeron incrementos en los ángulos de cabeceo y de alabeo unos 28 s después de la suelta de frenos que se interpretan como movimientos de derrape y viraje de la aeronave sobre el terreno.

La aeronave se detuvo unos 38 s después de la suelta de frenos. La orientación del avión incrementó continuamente su acimut desde que salió de pista hasta los 220° finales que alcanzó unos 4 s antes de la parada final.

En el Anexo C se exhibe, en forma de gráfico, la evolución de los parámetros grabados durante la carrera de despegue abortado.

1.7. Información sobre las huellas y el estado de la aeronave tras el incidente

Las huellas de los neumáticos sobre el asfalto de la pista evidencian que el avión comenzó a desviarse tras recorrer 510 m de carrera de despegue.

Cruzó el borde derecho de la pista, con un curso de unos 12° a la derecha tras recorrer 695 m de carrera. La menor distancia entre las huellas de las ruedas de pata de morro y de pata derecha que entre huellas de morro y pata izquierda confirman un ligero derrape hacia la izquierda. Las marcas de las ruedas principales indican que ambas iban frenadas sin deslizar (foto 1).

El terreno de la franja de la pista estaba cubierto de hierba de casi un metro de altura por el que las ruedas fueron dibujando una trayectoria curva de la aeronave, derrapando a lo largo de un recorrido de unos 260 m fuera de la pista hasta su detención.

La aeronave se detuvo a 135 m del eje de pista 06R y a 950 m de su cabecera (véase trayectoria en Anexo A-2).

Los neumáticos finalmente no reventaron y no se encontraron defectos significativos en los frenos de las cuatro ruedas principales.

Las ruedas de la pata de morro quedaron orientadas a la derecha. La llanta interna de la rueda izquierda de la pata de morro estaba desportillada en su borde y presentaba múltiples grietas radiales en todo su perímetro (foto 2).

Las dos hélices estaban abanderadas. Una de las hélices había impactado con una baliza doblando la punta de una pala.

Se observó tras el incidente que se había partido, en el elemento deslizante del amortiguador de la pata derecha, la articulación inferior de la tijera de torsión (foto 3). La superficie de rotura presentaba características de fractura frágil.

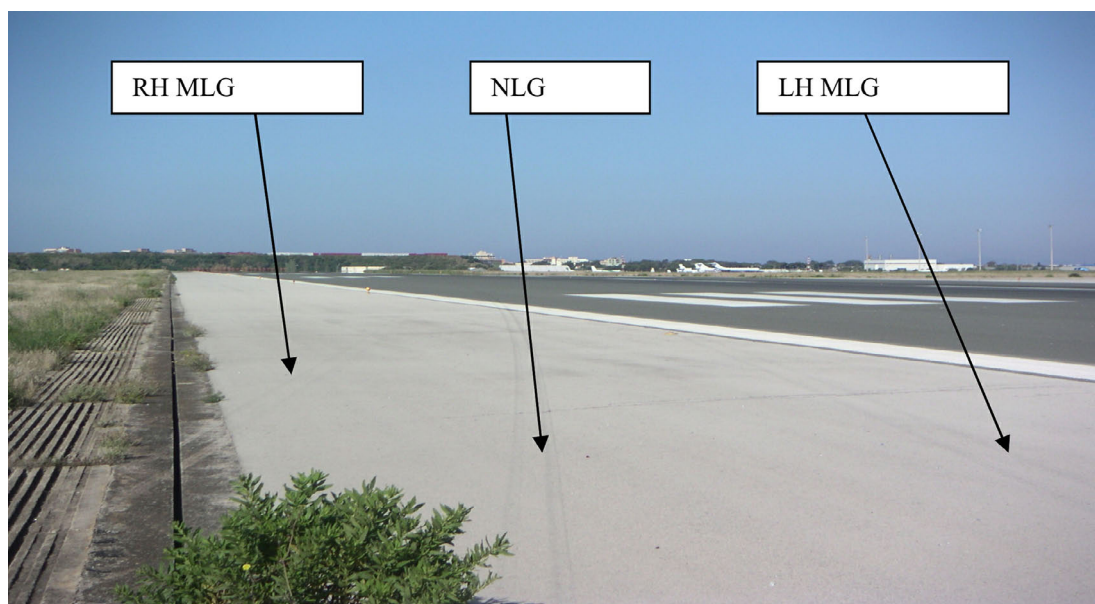


Foto 1. Marcas de las ruedas del tren sobre la pista



Foto 2. Ruedas tren de morro



Foto 3. Pata principal derecha. Rotura de la tijera de torsión

1.8. Ensayos e investigaciones

1.8.1. *Pruebas sobre los componentes del sistema NWS*

Se inspeccionaron los filtros y válvulas del NWS, no encontrándose contaminación que hubiera podido obstruir el paso de fluido.

Se verificó el correcto funcionamiento de las luces de aviso de NWS.

Se realizaron pruebas operacionales del NWS con el sistema armado y activado, en posición normal y en «park». El sistema no pasó la prueba de viraje a izquierdas debido a pequeños desajustes de los potenciómetros, probablemente como consecuencia del incidente y la rodadura y derrape por el terreno de la franja de la pista.

1.8.2. *Declaraciones de la tripulación*

La tripulación declaró que su actividad se había iniciado esa noche en Barcelona y estaba planificado realizar las siguientes etapas: Barcelona-Ibiza-Palma-Madrid-Barcelona-Palma-Ibiza. Aunque el del incidente era el sexto salto de los programados ese día, no estaban especialmente cansados. Estaban acostumbrados a volar de noche.

Tras el aterrizaje en el Aeropuerto de Madrid, llegando al aparcamiento, observaron la luz ambar «NWS FAIL» encendida. La tripulación dio aviso a los técnicos de mantenimiento y no se tomó más acción al no apreciar signos evidentes de fallo. Durante el rodaje posterior y el despegue hacia Barcelona el avión funcionó con el sistema NWS activado y no se repitió la anomalía. En los siguientes aterrizaje y despegue en Barcelona, y aterrizaje en Palma, anteriores al vuelo del incidente, la tripulación no observó ningún aviso de fallo del sistema.

En el relato de la secuencia del suceso destacan los siguientes datos aportados por la tripulación:

- En el despegue del incidente el copiloto iba a los mandos. Recuerdan que metieron gases en despegue alcanzando 90% de par.
- En la carrera de despegue, el comandante marcó el paso («call-out») por los 60 kt de velocidad antes de que se produjera ningún problema. En ese momento, el copiloto soltó el botón «NWS Power lever Button» y poco después el avión comenzó a desviarse a la derecha aunque pisaba a fondo el pedal izquierdo.
- Intentaron solucionar el problema en la dirección pulsando el botón «NWS power lever button» sin obtener respuesta al aparente bloqueo de la pata de morro. Luego soltaron definitivamente el botón.
- Alcanzaron entre 85 y 90 kt antes de abortar. La velocidad de decisión (V1) prevista era de 115 kt.
- No recordaban haber visto encendida y parpadeando la luz ámbar del NWS durante la emergencia.
- Al poner potencia de reversas no fue apreciada una deceleración de la aeronave, por lo que, en plena carrera, fuera ya de la pista, se actuaron los mandos de parada y abanderamiento («stop and feather») para cortar los motores, instante en el que la aeronave deceleró de inmediato.
- Una vez detenida la aeronave el comandante ordenó evacuar.

1.9. Información sobre organización y gestión

El manual de operaciones de la compañía no especifica para su flota de aviones Fairchild SA-227 METRO condiciones diferentes de operación a las indicadas en el AFM del avión. No están desarrollados procedimientos de operación a partir de los contenidos en el AFM que definan las acciones concretas de cada uno de los miembros en el caso de tripulaciones formadas por dos pilotos.

De acuerdo con las prácticas de la compañía, no recogidas en los procedimientos escritos, el entrenamiento de las tripulaciones y la operación en la flota se realiza de modo que ambos tripulantes pueden ir indistintamente a los mandos, y es el piloto a los mandos el que maneja las palancas de gases, con independencia de la posición que ocupe en la cabina. Cuando el piloto a los mandos va sentado en el puesto de la derecha debe colocar su mano izquierda sobre la palanca de gases de modo que con el pulgar pueda pulsar el «NWS power lever button» ubicado en la cara izquierda de las palancas.

Como se ha indicado en el punto 1.2.4, el manual de vuelo de la aeronave (AFM), no contenía una copia de la directiva por la que se prohibía hacer uso del sistema NWS en despegue y aterrizaje en el estado de modificación que tenía el avión.

1.10. Información adicional

Para el entrenamiento de las tripulaciones no se dispone de simuladores de vuelo para esta flota por lo que las emergencias sólo se pueden practicar en vuelos reales de instrucción.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del incidente

En las primeras horas de la mañana del día 21 de mayo de 2004 el avión Fairchild SA227-BC, matrícula EC-ITP estaba haciendo la rotación Barcelona-Ibiza-Palma-Madrid-Barcelona-Palma-Ibiza en operación de transporte público comercial de carga, con dos pilotos y un tercer ocupante a bordo, también piloto de la compañía.

A la llegada al aparcamiento en la escala de Madrid se encendió la luz de aviso de «NWS FAIL» momentáneamente. Se informó a mantenimiento pero no se observó ninguna anomalía evidente. A la salida de Madrid, durante el rodaje, se comprobó el funcionamiento del sistema, que fue normal, igual que en la escala de Barcelona y el aterrizaje siguiente en Palma.

A la salida de Palma iniciaban el sexto salto que hacían, a las 4:52 horas, con viento en calma. Era un vuelo rutinario para la tripulación y no estaban cansados.

El despacho del vuelo fue normal y la carga y el centrado dentro de sus límites. La pequeña discrepancia de 28 kg entre el peso de la carga de pago declarada y el resultado de la pesada de la carga descargada, se puede atribuir simplemente a una estimación a la baja del peso de tara de los carritos. Sin embargo, hay que considerar que se estimó un peso inferior al real al no incluir al tercer ocupante en los cálculos, asumiendo un peso total para las personas a bordo de 375 lb (180 kg).

Estaba amaneciendo con el sol levantándose por el mismo rumbo (seis grados a la derecha) de la pista 06R que utilizaban; situación que pudo dificultar la visión de los pilotos y afectar a su capacidad para mantener a la aeronave sobre el pavimento sin desviarse. Sin embargo, las declaraciones de los tripulantes no mencionan este hecho, por lo que se estima que no incidió sobre la tripulación para la visión al exterior de la aeronave.

El sistema NWS estaba armado y en la rodadura hasta la cabecera de despegue funcionó normalmente; el piloto a los mandos en el despegue era el copiloto, que avanzó las palancas de gases pulsando el botón de activación del NWS, de difícil acceso para él al ocupar el asiento de la derecha en la cabina.

La secuencia de los hechos indica que el avión aceleró con toda normalidad. En el momento en el que alcanzó los 60 kt de velocidad, el comandante lo anunció y el copiloto soltó el botón de activación del NWS en la palanca de gases. Inmediatamente el copiloto sintió y avisó de que el avión se iba hacia la derecha sin poder controlar su dirección, a pesar de que pisaba el pedal de timón de dirección izquierdo a fondo y de que volvió a presionar el botón de NWS en la palanca de gases. Ante el desvío continuado de la aeronave a la derecha el comandante decidió abortar el despegue, empleando empuje de reversa sin evitar que el avión se saliera de la pista.

Los parámetros del FDR permiten reconocer que desde que se inició el aborto de despegue, y mientras el par motor fue positivo, el avión siguió acelerando durante dos o tres segundos más. Tras entrar la reversa, la aeronave no comenzó a decelerar hasta que, pasados dos segundos, el par motor volvió a aumentar. Se debe considerar que, durante esos segundos críticos de la carrera, los frenos de las ruedas no son muy efectivos, ya que el apoyo del avión en el suelo es pequeño al existir ya un valor apreciable de la sustentación por la alta velocidad a la que se rodaba, próxima a la de decisión para el despegue. Cuando la aeronave comenzó a reducir en efecto su velocidad estaba ya próxima al borde de la pista.

Por el estudio de las huellas dejadas por los neumáticos se sabe que cruzó el borde derecho de la pista a unos 20 s de la suelta de frenos, tras recorrer 695 m con una desviación de unos 12° respecto al eje de la pista. Fuera de la pista la aeronave recorrió

unos 260 m más derrapando y aumentando su rumbo hasta los 220°. Para frenar la aeronave se hizo uso de los frenos de ruedas, que no patinaron, y de la reversa. Sólo se registraron daños en una pala de hélice, que golpeó una baliza y en la articulación inferior de la tijera de torsión de la pata derecha, que falló muy probablemente al excederse los esfuerzos de diseño por el derrape y el movimiento de la aeronave fuera de la pista. También la llanta interna de la rueda izquierda de la pata de morro, la más castigada suponiendo un derrape de esa rueda a la izquierda, rompió desportillada en múltiples puntos a lo largo de todo su perímetro. Estos daños de la llanta de la rueda de morro representan una evidencia de que las gomas de las ruedas de la pata de morro sufrieron grandes deformaciones transversales durante la desviación de la aeronave en el suelo.

2.2. Posibles causas del incidente

Se puede argumentar que, aparte de factores de carácter menor que puedan inducir momentos de guiñada que lleguen a alterar la dirección de una aeronave en carrera de despegue, las siguientes cuatro circunstancias pueden considerarse de entidad para explicar cambios bruscos en el rumbo durante la carrera de despegue:

- a) Un golpe de viento,
- b) Una asimetría fuerte en la potencia de los motores,
- c) El bloqueo de frenos de ruedas principales, o reventones de ruedas, y
- d) La orientación de la rueda de morro.

En este caso, la causa a) puede descartarse por la situación de viento en calma reinante al despegue.

La causa b) igualmente puede ser desechada ante la normal aceleración que tuvo la aeronave, acorde con la potencia esperada en ambos motores, confirmado con los datos obtenidos del FDR. No se puede pensar en una posible hélice derecha colgada en los topes de arranque que hubiera hecho disminuir la potencia de despegue a la mitad y hubiera incrementado la resistencia aerodinámica.

En consideración a los valores de aceleración conseguidos también se puede desechar la causa c), es decir, que un freno, que no se utiliza usualmente en un despegue normal, pudiera haber quedado agarrotado. La inspección tras el incidente tampoco reveló nada en este sentido.

Por tanto, se debe inferir, que la rueda de morro se desvió y bloqueó a la derecha después de que el copiloto soltara el botón de activación del NWS de la palanca de gases. La información acumulada apunta en esa dirección. Por un lado, la desviación empezó a producirse al desactivar el control de guiado, y por otro, fundamentalmente los daños encontrados en la llanta interna de la rueda izquierda de morro, que revelan

el deslizamiento lateral de la rueda, son datos que avalan esta hipótesis. Otro indicio que se considera coherente con esta suposición es el aviso luminoso de «NWS FAIL» observado en Madrid y que indicaría un posible fallo intermitente en el sistema de guiado.

2.3. Posibles modos de fallo del sistema NWS y estado de modificación de la aeronave

De acuerdo con lo anterior, se debe suponer que con toda probabilidad, las ruedas de morro se desviaron a la derecha y se bloquearon en esa posición después de que se soltara el pulsador en palanca de gases. En todo caso, no se consiguió reproducir el modo de fallo y no se encontraron evidencias de fallos en componentes durante las pruebas funcionales de la aeronave realizadas a posteriori. Tampoco fue posible en este caso realizar pruebas en banco de los elementos del NWS. Por la arquitectura del sistema, el fallo pudo residir en una obstrucción de un restrictor, por ejemplo, si el restrictor en el paso de fluido de un actuador a otro, en modo «caster», se interrumpe, la dirección de la rueda se bloquearía. Lo mismo ocurriría si la válvula de armado quedara abierta por fallo o retardo del relé de control del sistema de guiado. Existen también otras posibilidades de fallo del sistema contempladas en el proceso de detección de averías («trouble shooting») del manual de mantenimiento que podrían haberse dado, pero como se ha dicho previamente, no ha sido posible concretarlas.

Aunque estos fallos hubieran sido momentáneos e intermitentes, resultaría que, si se pierde el control al soltar el pulsador de palanca de gases, se haría muy difícil posteriormente recobrarlo, pues en seguida se habría producido el desacuerdo de más de 3° entre las señales de los canales de mando y monitorización que impide que se vuelva a activar el sistema, si antes no se llevan los pedales a la posición que tuviera la rueda de morro bloqueada.

En cuanto a las luces de aviso del sistema, si se encendieron durante la carrera de despegue, no lo llegaron a advertir los tripulantes en este incidente. Es por tanto posible que no se encendieran o que se encendieran y apagaran sin que lo observara la tripulación durante la emergencia que solo duró unos 20 s.

La operatividad del sistema NWS no es una cuestión que condicione el despacho de vuelos con este modelo de avión. Puede operarse el avión, por tanto, haciendo uso o no del sistema de NWS, de acuerdo con la lista de equipo mínimo (MMEL). Por otra parte, el estado de modificación de esta aeronave impedía el empleo del sistema de guiado durante el despegue y aterrizaje según las instrucciones de una directiva de aeronavegabilidad que le era de aplicación. Por tanto, el sistema hubiera tenido que estar desconectado y ello posiblemente, hubiera evitado que se produjera el incidente. Sin embargo, esas instrucciones obligatorias de aeronavegabilidad no se seguían de forma continuada. Se comprobó en la investigación que las indicaciones que imponía la

directiva no estaban incorporadas en el manual de vuelo del avión, por lo que las tripulaciones no podían conocer que la restricción en el uso del NWS existía. Se revela así un déficit que afecta al funcionamiento del operador en cuanto al control que mantiene sobre los temas de aeronavegabilidad continuada de sus aviones, y por eso se emite una recomendación de seguridad.

El diseño del sistema de NWS ha sido objeto de varios cambios en este tipo de aeronave que se han traducido en la emisión de sucesivos boletines de servicio. De acuerdo con la información proporcionada por el fabricante, esos cambios han procurado la mejora de la fiabilidad del sistema en algunos casos o, en otro caso, mejorar la accesibilidad a los controles que gobiernan su funcionamiento desde ambos puestos de pilotaje. Sin embargo, a pesar de estas modificaciones, sigue estando lógicamente contemplada en los procedimientos de manejo del avión recogidos en el manual de vuelo la posibilidad de fallos en el sistema. Dejando aparte los fallos que se detectan durante el proceso de comprobación antes del vuelo, como parte de la lista de chequeo de rodaje, se puede presentar una emergencia por fallo eléctrico o hidráulico en un momento, como el del incidente, en el que el avión se mueve en tierra con una velocidad considerable. A tenor de los datos disponibles en este caso, ese fallo pudo ser de origen eléctrico dada la indeseada deflexión de la dirección que se produjo, factor éste que aparece relacionado con este tipo de fallos según el fabricante. Pero también el fallo pudo tener su origen en algún problema hidráulico, dado que la luz ámbar «NWS FAIL», indicativa de este tipo de fallos se había encendido en los vuelos inmediatamente previos. No parece fácil, en principio, discriminar claramente entre un modo u otro de fallo del sistema y aplicar en consecuencia el procedimiento de emergencia apropiado, teniendo además en cuenta que los resultados de la aplicación de esos procedimientos son opuestos en un caso y en otro: desconectar o mantener activado el sistema. Adicionalmente, si el fallo es de carácter eléctrico, el procedimiento de emergencia definido comprende la ejecución de una serie de acciones que concluyen finalmente con la desconexión del sistema y que deben realizarse en un muy corto espacio de tiempo para recuperar el control direccional de la aeronave y que resultarían de dudosa eficacia si se quieren evitar salidas de pista partiendo de una situación de velocidad próxima a la de decisión.

Merecería, por tanto, plantearse una reconsideración de los procedimientos de emergencia a aplicar que permitieran, por un lado, una identificación más clara del problema que afecta al sistema, y por otro, una mayor garantía de que la seguridad de la aeronave no se ve comprometida. Por eso se emite una recomendación de seguridad.

2.4. Factores operacionales

Una vez surgida la emergencia, la tripulación tuvo que hacer frente a dos retos para intentar paliar las consecuencias del desvío de la aeronave: frenar la aeronave cuanto antes y controlar su dirección tratando de evitar salirse de la pista.

En cuanto a la frenada se ha de considerar, como ya se ha apuntado anteriormente, que la sustentación a alta velocidad impide que grave el peso de la aeronave sobre las ruedas disminuyendo la efectividad de los frenos. Si el avión rueda fuera de la pista, las vibraciones y sacudidas pueden impedir al piloto pisar firmemente los pedales de los frenos. Respecto a la reversa, que sí es efectiva a alta velocidad, tiene el inconveniente del retraso o intervalo de tiempo que los motores y hélices necesitan para poder suministrar potencia inversa.

Por lo que atañe al control direccional en tierra, en teoría, aun con un fallo del NWS, la aeronave dispone de medios potentes para corregir una guiñada adversa en tierra. Sin embargo se estima que la emergencia por deflexión incontrolada de la rueda de morro se presenta por sorpresa y condiciona la respuesta del piloto haciendo muy difícil que pueda contrarrestar la tendencia de la aeronave a salir de la pista.

Efectivamente, si se desvía la rueda de morro se generan fuerzas laterales en ella que como mucho alcanzarían la de rozamiento, proporcional al peso sobre la pata y al coeficiente de fricción neumático-pista. En pista seca esa fuerza es grande y su momento respecto del centro de gravedad originaría, en este caso, un cambio de orientación del avión no deseado. Sin embargo mayor, por ser mucho mayor el peso sobre una pata principal, es la fuerza de frenado asimétrico, que produciría un momento corrector superior al de la perturbación.²

Además de los frenos de ruedas, el avión cuenta con la posibilidad de frenado asimétrico con una de las hélices en reversa, posibilidad que, en este caso, se sabe que sí se utilizó. El momento de esa fuerza es independiente del estado de la pista y puede ser más efectivo para corregir una orientación adversa de la rueda de morro en pistas mojadas y menos efectivo para la corrección de deriva cuando la pista está seca porque, en este caso, la fricción de los neumáticos de las ruedas de morro con el asfalto es muy intensa.

El FDR no graba parámetros de presión de frenos de ruedas por lo que sólo se puede tener como evidencia de las acciones que la tripulación tomó para tratar de reconducir el avión, la mencionada utilización de la reversa. Esta acción se estima, sin embargo, como débil, pues solamente hubo una asimetría en la utilización de la potencia de reversa del 55% LH y 40% RH.

En definitiva, aunque había más de dos tercios de pista por delante de la aeronave cuando empezaron las dificultades, parece que la utilización de frenos y reversas estuvo dedicada más a frenar el avión que a dirigirlo, lo cual, por otro lado, pudo resultar beneficioso, pues cuanto más distancia se recorra fuera de la pista más aumentan los riesgos de encontrar obstáculos.

Se desprende de las acciones y declaraciones de los pilotos que en su entrenamiento y en sus procedimientos no escritos estaba estipulado soltar el botón de activación de

² El brazo de acción de la fuerza de frenado en una pata principal es del orden de la mitad que el brazo de la fuerza en la rueda de morro, pero la magnitud de la fuerza puede ser casi el cuádruplo.

NWS al alcanzar los 60 kt y disponer de mando aerodinámico para evitar posibles guiñadas adversas. Esta acción no está contemplada específicamente en el manual de vuelo. Tampoco se transcribe en los procedimientos del operador, que no son distintos de lo reflejado en el manual de vuelo y que no lo complementan delimitando las acciones que corresponde realizar a cada uno de los miembros de la tripulación en cada situación concreta.

En la lista de chequeo de despegue según el manual de vuelo, en operación normal, sólo se especifica que el empleo del control direccional de la rueda de morro, pulsando el botón de la palanca de gases que activa el sistema se deja a criterio de la tripulación (AS DESIRED). No hay elementos para cuestionar la práctica de desactivar el sistema de NWS a los 60 kt, pero si, como en este caso, después se adoptó la decisión de interrumpir el despegue, se perdieron unos instantes valiosos para desacelerar el avión por el hecho de que era distinto el tripulante al mando del que en ese momento tenía el control sobre los gases.

Se debe recomendar, por tanto, por un lado al fabricante que proporcione información a los operadores sobre los efectos de un mal funcionamiento del sistema NWS en carrera de despegue de forma que les ayude a tomar una decisión con mayor conocimiento sobre el uso que debe hacerse de este sistema y, por otro lado, al operador que establezca procedimientos operacionales escritos sobre la base de los contenidos en el manual de vuelo que definan las acciones a desempeñar por cada miembro de la tripulación en las diferentes fases de vuelo y que se amplíe el entrenamiento que se proporciona a las tripulaciones de manera que se garantice el aprendizaje memorizado de listas de chequeo como las de fallo de NWS. En este contexto sería deseable poder practicar el fallo de NWS en simulador, si bien la falta de disponibilidad real de simulador impide esta opción.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

1. El avión estaba certificado de acuerdo con las regulaciones en vigor.
2. La carga y centrado de la misma estaban dentro de los límites de operación.
3. La tripulación estaba cualificada para el vuelo.
4. Iniciaban el despegue con el sol de cara, un día despejado, a las primeras horas de la mañana, en el sexto salto de una rotación iniciada en las horas nocturnas de la víspera.
5. El sistema NWS estaba armado para el despegue, aunque la AD 93-08-09 prohibía su utilización en el estado de modificación que tenía la aeronave.

6. El avión comenzó a desviarse a la derecha a alta velocidad en la carrera de despegue después de que se soltase el botón de activación del NWS en la palanca de gases.
7. Las grabaciones del FDR muestran este desvío continuado y que no se actuó decididamente con una aplicación fuertemente asimétrica de reversa.
8. Las marcas en el pavimento indican que, en la frenada, las ruedas no patinaron y que se producía un derrape lateral a la izquierda sobre la pista.
9. Las huellas sobre la pista, el terreno de la franja de seguridad, y los daños en la llanta de la rueda de morro izquierda, confirman un derrape fuerte hasta la posición final del avión dentro de la franja de seguridad, a la derecha de la pista.
10. Las distancias recorridas y la grabación de velocidad en el FDR confirman que el avión, con sus motores a potencia de despegue, aceleró normalmente.
11. El examen de la aeronave después del incidente no descubrió anomalías previas en NWS, ruedas y frenos que justificaran la salida de pista. Los daños apreciados en la llanta de la rueda izquierda de la pata de morro son congruentes con la hipótesis de orientación adversa de la rueda y derrape.
12. No se pudo realizar el examen en banco de pruebas del conjunto del actuador del NWS, ni el análisis del fluido hidráulico.
13. Todos los indicios recogidos en el escenario del evento, hacen suponer, aun sin evidencias directas ya que no se logró reproducir el modo de fallo, que la rueda de morro se orientó a la derecha y permaneció bloqueada en esa posición, sin que se sepa por qué razón.
14. En uno de los vuelos anteriores al del incidente hubo un aviso luminoso de malfuncionamiento del NWS.
15. Se estima que los procedimientos de manual de vuelo no son claros en el caso de una deflexión, de las ruedas de morro, repentina y no comandada por el piloto.
16. El operador adolecía de procedimientos operacionales escritos en los que se detallaran las acciones que correspondería realizar a cada miembro de la tripulación en la ejecución de los procedimientos de vuelo del avión.

3.2. Causas

La aeronave se salió de la pista debido a que, probablemente, las ruedas de la pata de morro giraron y se bloquearon a la derecha por una acción no comandada por la tripulación.

No se ha identificado el tipo concreto de fallo, mecánico, eléctrico o hidráulico, que originó el posible mal funcionamiento del sistema de dirección de las ruedas de morro (NWS).

Contribuyó a que se produjera el incidente el hecho de que la aeronave se operara con el sistema NWS activado aunque una directiva de aeronavegabilidad prohibía su uso en el estado de modificación de la aeronave.

Debido al normal tiempo de reacción tras la súbita emergencia, las acciones de la tripulación para corregir la desviación de la aeronave no lograron evitar que el avión saliera a la derecha de la pista.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 30/07. Se recomienda a la DGAC que revise el sistema que tiene implantado el operador para garantizar la continua aeronavegabilidad de sus aviones.

REC 31/07. Se recomienda al operador Top Fly que establezca procedimientos operacionales escritos que, sobre la base de los contenidos en el manual de vuelo, definan las acciones a desempeñar por cada miembro de la tripulación en las diferentes fases de vuelo y que se amplíe el entrenamiento que proporciona a las tripulaciones de manera que se garantice el aprendizaje memorizado de listas de chequeo relacionados con el sistema de NWS.

REC 32/07. Se recomienda al fabricante M7 Aerospace que:

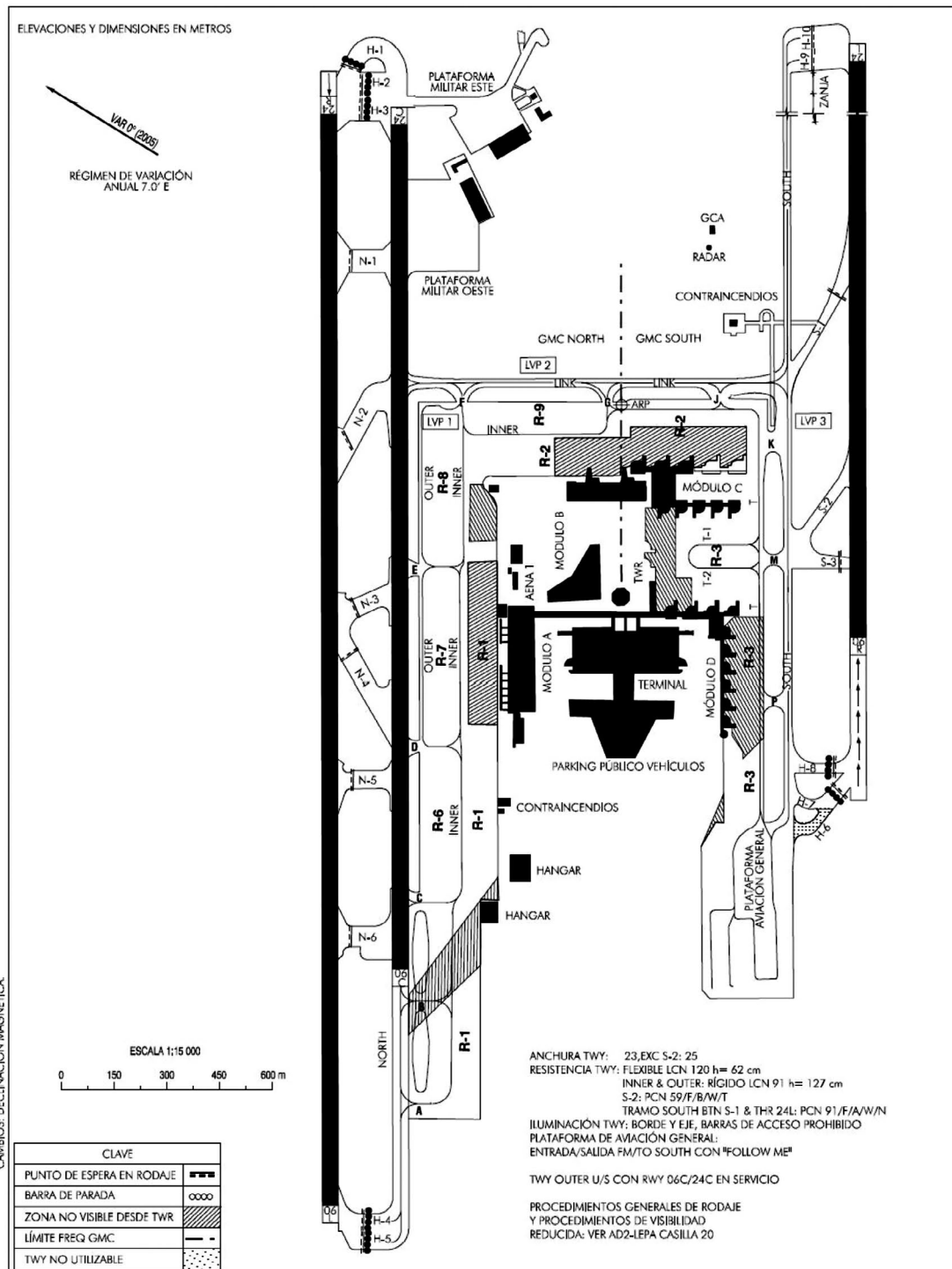
1. Elabore información de apoyo para los operadores de los aviones Fairchild SA227-BC sobre los efectos de un mal funcionamiento del sistema de NWS durante la carrera de despegue, y
2. Reevalúe los procedimientos de emergencia del avión Fairchild SA227-BC en caso de fallo del sistema de NWS, de manera que se pueda identificar con más claridad el origen de ese mal funcionamiento y que las actuaciones de ejecución de dichos procedimientos sean adecuadas para garantizar la seguridad de la aeronave.

ANEXO A

Plano del aeropuerto y trayectoria de la carrera de despegue abortado

AIP
ESPAÑAAD 2-LEPA GMC
14-APR-05PLANO DE AERÓDROMO PARA
MOVIMIENTOS EN TIERRA-OACIELEV
PLATAFORMA
8.1 mTWR 118.30
GMC NORTH 121.90
GMC SOUTH 121.70

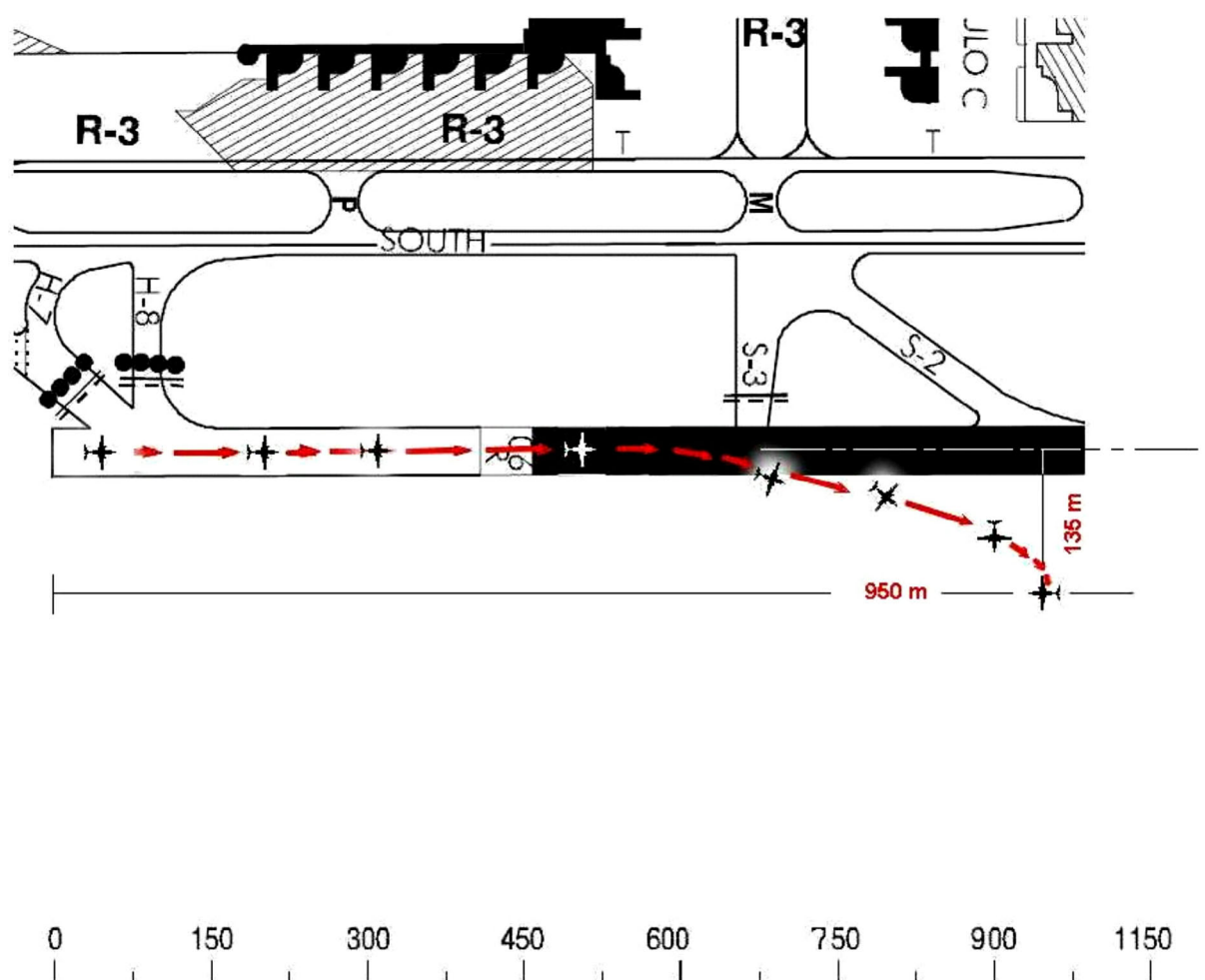
PALMA DE MALLORCA



AIS-ESPAÑA

AMDT 128/05

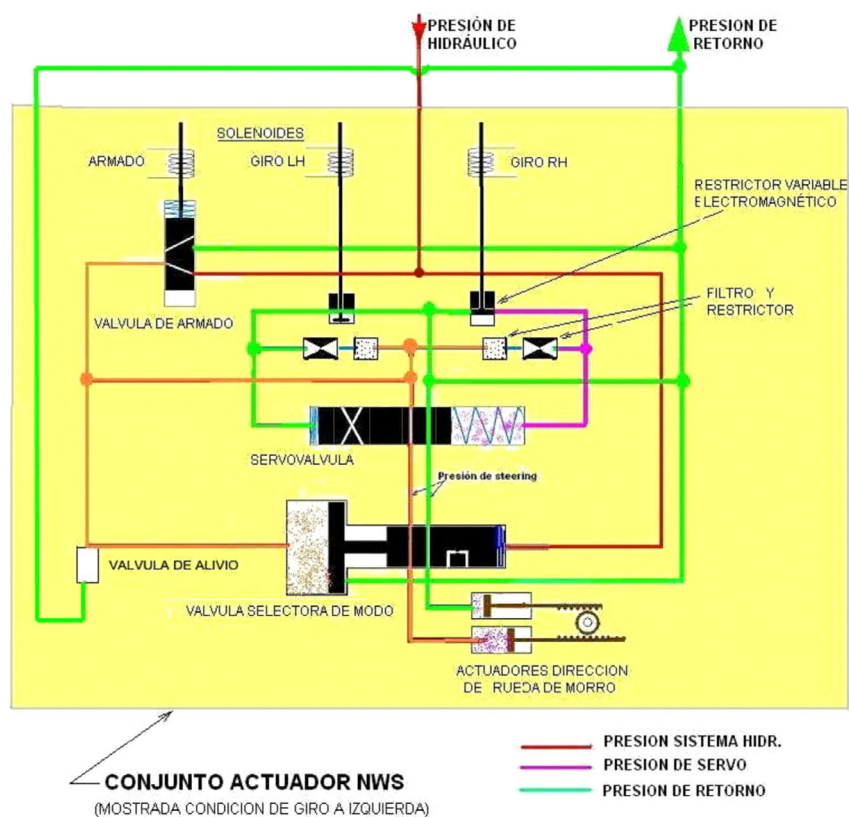
Anexo A-1. Plano del Aeropuerto de Palma



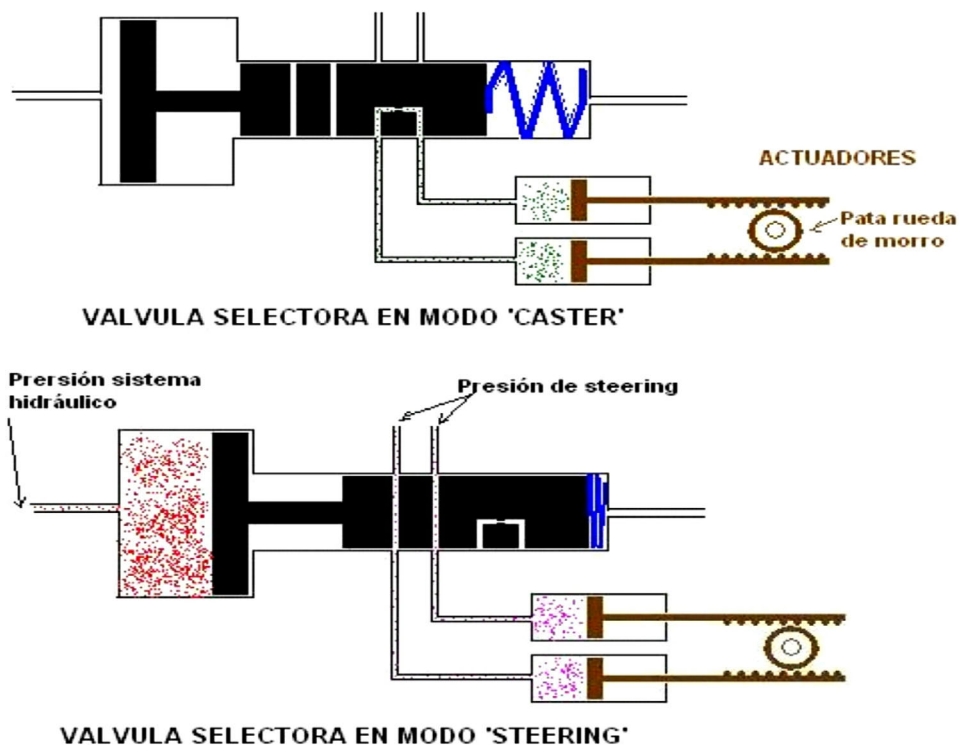
Anexo A-2. Vista parcial de la pista 06R y trayectoria de aceleración-parada

ANEXO B

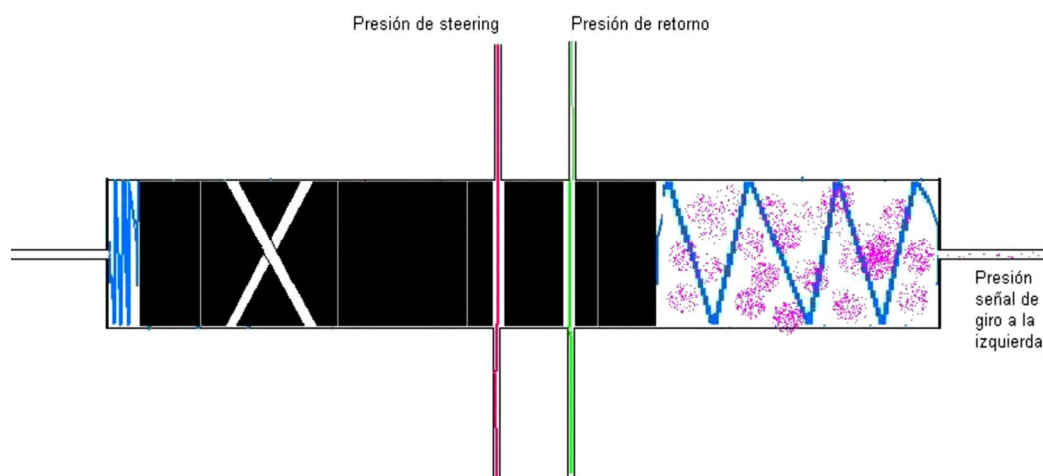
Esquemas hidráulico y eléctrico



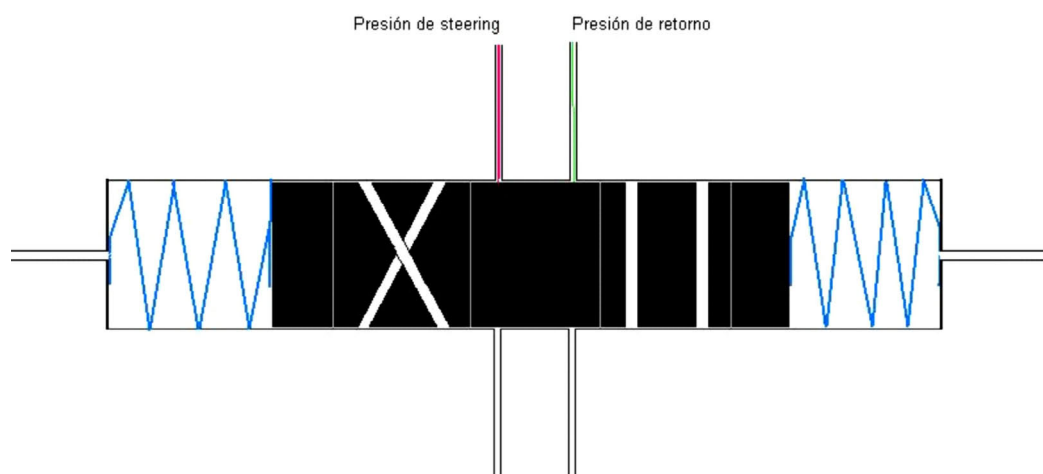
Anexo B-1. Esquema hidráulico



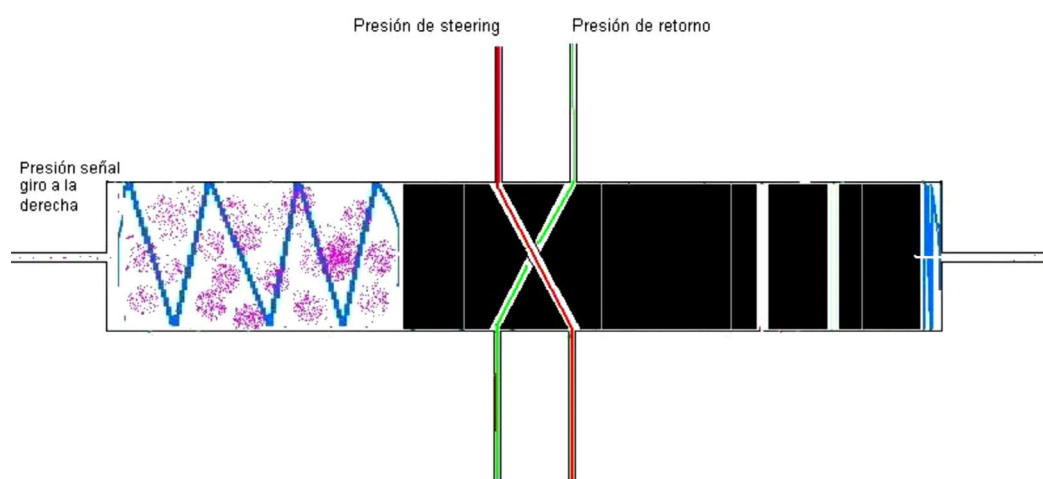
Anexo B-2. Detalles válvula selectora de modo



SERVOVALVULA En posición giro a la izquierda

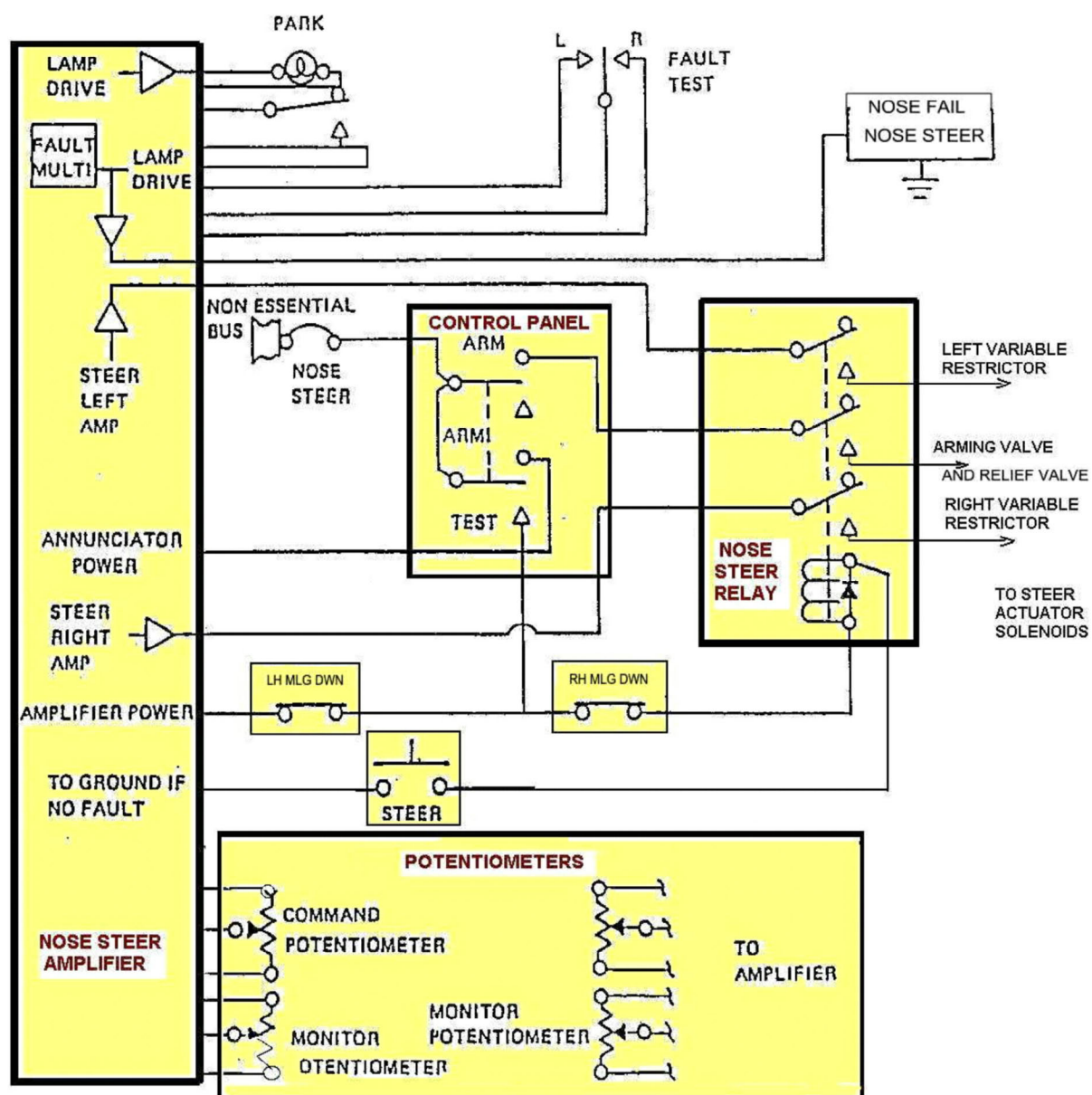


SERVOVALVULA En posición centrada: mantener posición rueda de morro



SERVOVALVULA En posición giro a la derecha

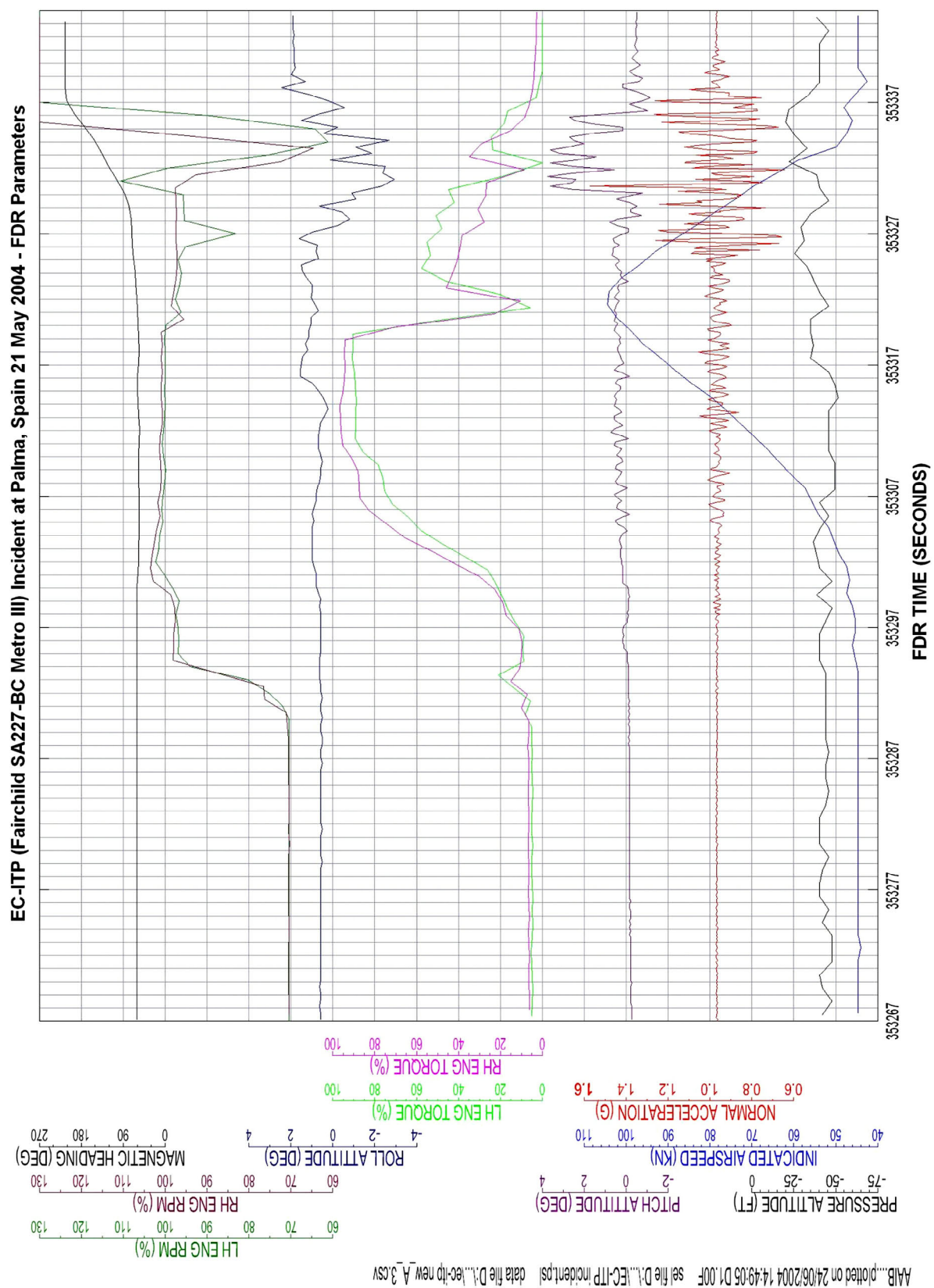
Anexo B-3. Posiciones de la servoválvula



Anexo B-4. Esquema eléctrico del NWS

ANEXO C

Gráficas del FDR



Anexo C. Gráficas de parámetros del FDR

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	23 de enero de 2005; 13:06 HL
Lugar	Aeropuerto de Madrid-Barajas

AERONAVE

Matrícula	TF-ATI
Tipo y modelo	BOEING B747-300
Explotador	Iberia, L.A.E.

Motores

Tipo y modelo	GENERAL ELECTRIC CF6-80C2B1
Número	4

TRIPULACIÓN

	Comandante	Copiloto	Mecánico de a bordo
Edad	58 años	34 años	55 años
Licencia	ATPL	ATPL	Mecánico de a bordo
Total horas de vuelo	20.877 h	5.766 h	15.225 h
Horas de vuelo en el tipo	4.994 h	1.298 h	1.313 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			17
Pasajeros			318
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular – Internacional – Pasajeros
Fase del vuelo	Carrera de despegue

INFORME

Fecha de aprobación	25 de julio de 2007
---------------------	----------------------------

Sinopsis

Propietario:	ILFC
Operador:	Iberia, L.A.E.
Aeronave:	Boeing B747-300, matrícula TF-ATI
Fecha y hora:	23 de enero de 2005, 13:06 HL
Lugar del incidente:	Aeropuerto de Madrid-Barajas
Personas a bordo:	335
Tipo de operación:	Transporte Aéreo Comercial – Regular – Internacional – Pasajeros

Descripción

La tripulación abortó el despegue cuando en plena carrera sintió una vibración que iba en aumento y que se hizo muy violenta a partir de los 80 kt.

En el curso de la investigación se ha determinado que la vibración de la aeronave se produjo como consecuencia de una oscilación autosostenida de la dirección de la pata de morro, debida a un funcionamiento defectuoso de la válvula reguladora del sistema de dirección.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El domingo 23 de enero de 2005 la aeronave B747-300, con matrícula TF-ATI, operada por Iberia, se disponía a despegar poco después de las 13:00 h¹ por la pista 36L del Aeropuerto de Madrid-Barajas. Realizaba el vuelo regular programado, IB-6501, y a bordo de la aeronave viajaban 318 pasajeros y una tripulación de 17 miembros, con destino Santo Domingo (SDQ).

Las condiciones meteorológicas eran VMC con viento ligero o en calma no había precipitación y con temperatura de 9 °C. La pista utilizada, de 4.350 m de longitud, estaba seca. El peso total al despegue de la aeronave, que cargaba 106.540 kg de combustible, era de 323.722 kg (el máximo estructural era de 377.842 kg). La operación de taxi se desarrolló normalmente recorriendo unos 3.500 m desde la

¹ Todas las horas son locales (HL). Para obtener las horas UTC, es necesario restar una hora de las horas locales.

posición de parking hasta la cabecera de la pista 36L; se entró en pista y se inició el despegue con dirección de las patas de fuselaje bloqueadas y centradas, y utilizando potencia reducida.

Al alcanzar 35 kt de velocidad la tripulación sintió vibraciones y trepidaciones que consideraron que eran las normales, debidas a las irregularidades de la superficie asfaltada. La visera del panel de instrumentos del comandante comenzó a vibrar pero se detuvo la oscilación amortiguadas por la mano del tripulante que la sujetaba.

La carrera de despegue continuó y cuando la velocidad alcanzaba 80 kt, cantada por el copiloto, las vibraciones de la visera y de los paneles de instrumentos aumentaron considerablemente. La aeronave daba oscilaciones transversales y bandazos anormales por lo que se decidió abortar el despegue.

Junto con las trepidaciones se apreciaron ruidos, olor de goma y desprendimiento de objetos. Los paneles de instrumentos se desencajaron. Las fuertes sacudidas dificultaban el accionamiento de los mandos y controles, y la palanca de dirección de las ruedas de morro golpeó la mano del comandante. No obstante, se consiguió detener la aeronave dentro de la pista. Durante la frenada las vibraciones fueron en aumento y no amainaron hasta detenerse completamente la aeronave.

Se declaró la emergencia y la tripulación avisó, de la alta temperatura de frenos alcanzada, a los servicios de bomberos que acudieron inmediatamente. Éstos confirmaron que no había fuego y escoltaron al avión a lo largo de unos 5.000 m, desde su salida por el final de la pista, calle Z-2, hasta el aparcamiento que se le asignó en la plataforma de la zona industrial, frente al hangar 3 de Iberia, hacia donde se desplazó por sus propios medios.

El pasaje fue informado tras el aborto de despegue de que volvían hacia el aparcamiento y allí fue desembarcado por las escaleras y las jardineras de los equipos de tierra, según los procedimientos normales.

Poco después de haberse detenido definitivamente la aeronave, debido a la alta temperatura de frenos, se dispararon los fusibles térmicos de las ruedas de las patas principal izquierda y de fuselaje, que se desinflaron.

1.2. Información personal

La tripulación técnica, reforzada para un vuelo previsto de ocho horas y media era de cinco tripulantes: el comandante, dos copilotos y dos oficiales técnicos de vuelo.

La tripulación de cabina de pasajeros estaba compuesta por un sobrecargo y 11 auxiliares.

1.3. Información de aeronave

1.3.1. Célula

Fabricante:	Boeing
Modelo:	B747-300
Núm. de fabricación:	24107
Año de fabricación:	1988
Matrícula:	TF-ATI
Propietario:	ILFC
Explotador:	Iberia, L.A.E.

1.3.2. Certificado de aeronavegabilidad

Número:	24107
Expedido por:	Icelandic Civil Aviation Administration
Fecha de expedición:	01-02-2000
Fecha de caducidad:	01-12-2005

1.3.3. Registro de mantenimiento

Horas totales de vuelo:	66.707 h
Ciclos totales:	11.549

Las últimas revisiones de mantenimiento realizadas a la aeronave fueron las siguientes:

Última revisión A4:	El 29-12-2004 con 66.597 HV
Última revisión C (SP):	El 31-05-2004 con 64.620 HV
Última revisión C2:	El 16-03-2003 con 60.390 HV

La revisión A1, que se realiza cada 650 HV, comprende una inspección general del exterior y del interior de la aeronave con algunas áreas seleccionadas que se abren para permitir realizar distintos servicios. La revisión A4, cada 2.600 HV, tiene inspecciones, servicios y comprobaciones funcionales, adicionales a la A1.

La revisión C2 consiste en una inspección visual general del aspecto y seguridad de las instalaciones y de la estructura adyacente, en determinadas zonas de la aeronave,

completada con el servicio y las pruebas operacionales de diversos sistemas. Se realiza cada 11.000 horas de vuelo.

Particularmente, en las revisiones C2 se controla la holgura a torsión de la pata de morro: la holgura encontrada en la revisión de 16-03-2003 fue de 0,118" frente a un límite de 0,19".

En la revisión especial C(SP) de fecha 31-05-2004 sólo se inspeccionó visualmente las condiciones en las que se encontraba dicha pata de morro.

1.3.4. *Pesos y centrado*

Para el despacho del vuelo IB-6501 se confeccionó una hoja de Carga & Centrado que estimaba un peso total al despegue de 322.544 kg frente al peso máximo autorizado al despegue de 377.842 kg.

Este peso se componía de:

Carga de pago total:	36.332 kg
Peso seco operativo:	179.672 kg
Peso de combustible a T.O.:	106.540 kg

El centro de gravedad en el despegue tenía la posición del 20,78% MAC. Los límites permitidos para el peso de despegue reseñado son: FWD 9,43%, AFT 32,05%.

Las anotaciones manuales de última hora, en la hoja de Carga y Centrado indican una disminución de 186 kg por dos pasajeros y su equipaje que no embarcaron y un peso de combustible al despegue de 108.000 kg. Ambas correcciones aplicadas al peso de despegue permiten estimarlo finalmente en 323.722 kg.

1.3.5. *Tren de aterrizaje*

El tren de aterrizaje consta de dos patas principales en las alas, dos patas en el fuselaje y una pata de morro.

La pata de morro puede girar respecto a un eje vertical dotando a la aeronave de capacidad de dirección en tierra. Esta pata se compone de un cilindro exterior y de un cilindro interior, que al desplazarse axialmente dentro del exterior, provee funciones de amortiguación. Unas tijeras de torsión permiten el desplazamiento axial entre los dos cilindros pero evitan que las ruedas unidas al cilindro interior puedan cambiar su orientación respecto del collar de dirección unido al cilindro exterior.

La orientación del collar de dirección exterior se gobierna con los pedales o con el mando de dirección que mecánicamente desplazan una palanca de la válvula reguladora, la cual mediante dos actuadores hidráulicos hace pivotar la pata. La misión de la válvula reguladora es pues dirigir la presión de hidráulico al martinete adecuado a la dirección de giro solicitada por el piloto y adicionalmente centrar la rueda y amortiguar cualquier movimiento de zigzaguo que se presente. Un muelle interno de la válvula centra las ruedas en el caso de rotura de la transmisión del mando de los pedales o del «tiller» hasta la misma válvula.

Las holguras a torsión entre los distintos elementos, herrajes, tijeras de torsión, etc, pueden causar oscilaciones de la pata. Asimismo, una actuación alternante de presión de líquido hidráulico en los dos martinets del sistema de dirección puede originar oscilaciones en la orientación de las ruedas de morro.

De las demás patas del tren de aterrizaje, las de fuselaje también poseen la capacidad de cambiar su orientación en los virajes en tierra para evitar desgastes fuertes en trayectorias con curvas muy cerradas. En la carrera de despegue y en condiciones anormales de su funcionamiento, se puede bloquear la orientación de las ruedas de fuselaje asegurándose de que están centradas.

1.3.6. *Anormalidades en la salida*

La tripulación en sus declaraciones comentó que durante el «taxi-out» en Madrid, al hacer virajes pronunciados, no se encendían las luces de aviso de «GEAR NOT CENTERED» ni las luces «UNLOCKED» de las patas de «Body Gear» o de fuselaje. Desconectaron entonces el sistema, siguiendo el procedimiento anormal, para realizar el despegue con la dirección de las patas de fuselaje bloqueadas, y con la intención de anotar la anomalía en el parte de vuelo para su corrección en Santo Domingo. No hubo ningún otro aviso de mal funcionamiento de «anti-skid», «rudder-pedal steering», ni de ningún otro sistema que pudiera estar relacionado con el incidente.

1.4. Información meteorológica

Los informes METAR del aeropuerto en las horas próximas al incidente fueron los siguientes:

METAR LEMD 231130Z 20002KT CAVOK 07/00 Q1020 NOSIG=
METAR LEMD 231200Z VRB03KT CAVOK 08/M01 Q1019 NOSIG=
METAR LEMD 231230Z 20001KT CAVOK 09/M02 Q1018 NOSIG=

Es decir, los vientos eran flojos, no hubo precipitaciones ni techo de nubes y la visibilidad era superior a 10 km.

Concretamente, las medidas de velocidad del viento en la cabecera de la pista 36 L, registradas en los anemocinemógrafos, fueron las siguientes:

Fecha	Hora	VMD2C36L	DMD2C36L	VMA10C36L
23-01-2005	12:30:00	03	170	05
23-01-2005	12:40:00	03	160	05
23-01-2005	12:50:00	03	160	05
23-01-2005	13:00:00	03	160	05
23-01-2005	13:10:00	03	150	05
23-01-2005	13:20:00	02	160	04
23-01-2005	13:30:00	02	150	04

Siendo:

- VMD2C36L, velocidad (nudos) media en los 2 minutos anteriores a HORA.
- DMD2C36L, dirección (grados) media en los 2 minutos anteriores a HORA.

1.5. Información de aeródromo

El Aeropuerto de Madrid-Barajas tiene una elevación de 609,6 m (2.000 ft) y dispone de varias pistas para las operaciones de despegue y aterrizaje de las aeronaves.

La pista utilizada por el vuelo del incidente IB-6501, era la pista 36L de 4.350 m de longitud y 60 m de anchura.

En el Apéndice B se muestra la carta del AIP, vigente en su día, para movimientos en tierra.

La aeronave partió de su posición de aparcamiento en la zona sur del aeropuerto. La rodadura hasta el umbral 36L tiene una longitud de unos 3.500 m.

Se ha marcado en la carta la zona de la pista entre las calles de rodadura V-1 y Z-1 donde se observaron huellas en zigzag de las ruedas de morro. También se indican los puntos en calle Z-2 donde se detuvo y desde donde fue escoltado hasta la posición final de parking.

1.6. Registradores de vuelo

La aeronave disponía de un registrador digital de datos de vuelo (DFDR) y de un registrador de voces en cabina (CVR), situados en la zona posterior del fuselaje. Se recuperaron los dos equipos sin daños.

1.6.1. Registrador digital de datos de vuelo (DFDR)

La aeronave tenía instalado un registrador digital de datos de vuelo de la marca Teledyne Controls, modelo 70-701YY.

El DFDR que se encontraba en perfecto estado, se llevó para su lectura al laboratorio de registradores de la compañía Iberia (STAR).

Se comprobó que la información grabada correspondía a una grabación correcta, excepto por la ausencia de datos en un periodo de 12 segundos a partir del instante en el que se registran anormales aceleraciones laterales y en el que se procedía a abortar el despegue.

En líneas generales en las grabaciones del DFDR se aprecia que, después de un carreteo desde su posición de aparcamiento, la aeronave se dirigió a la cabecera 36L.

- 13:06:30 Se inicia la carrera de despegue con potencia reducida alcanzando en seguida una aceleración longitudinal de unos 0,23 g.
- 13:06:54 Unos 24 segundos más tarde, cuando lleva una velocidad de 98,4 kt IAS, la aeronave reduce su potencia de despegue y comienza a frenar.
- 13:06:55 Todavía la velocidad de la aeronave aumenta en el segundo siguiente alcanzando la máxima en carrera de 98,9 kt IAS; su deceleración se hace 0,27 g y su ángulo de cabeceo pasa del valor de $-0,9$ grados que mantuvo durante la aceleración, a $-1,3$ grados.
- 13:06:56 Dos segundos después la velocidad se ha reducido considerablemente a 62 kt (aunque este valor puede ser espurio), cuando las reversas de los motores 3 y 4 ya están desplegadas. Las aceleraciones longitudinales y laterales, que se graban cada cuarto de segundo fluctúan entre ± 1 g dos veces en ese segundo.

A continuación, el DFDR deja de grabar durante 12 segundos y cuando reanuda la grabación la aeronave está prácticamente parada.

Los datos de las grabaciones LATG, LATA, LATB y LATC se han ordenado en una única sucesión respecto al tiempo y se ha representado en la figura 1.

Consultado el directorio de parámetros del registrador se ha comprobado que la amplitud o recorrido de los parámetros de aceleración lateral y longitudinal está acotado a ± 1 g. Magnitudes reales de esos parámetros experimentadas por una aeronave, mayores de 1 g en valor absoluto, no serían registradas.

De igual manera se han representado las evoluciones de las aceleraciones longitudinales en la figura 2.

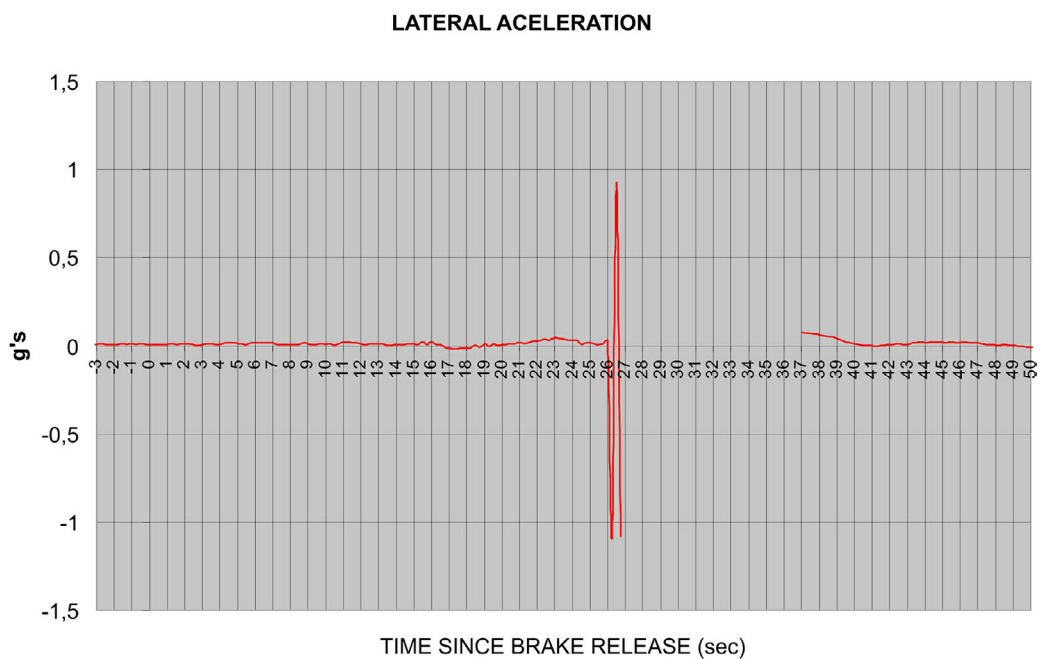


Figura 1. Gráfico de aceleración lateral

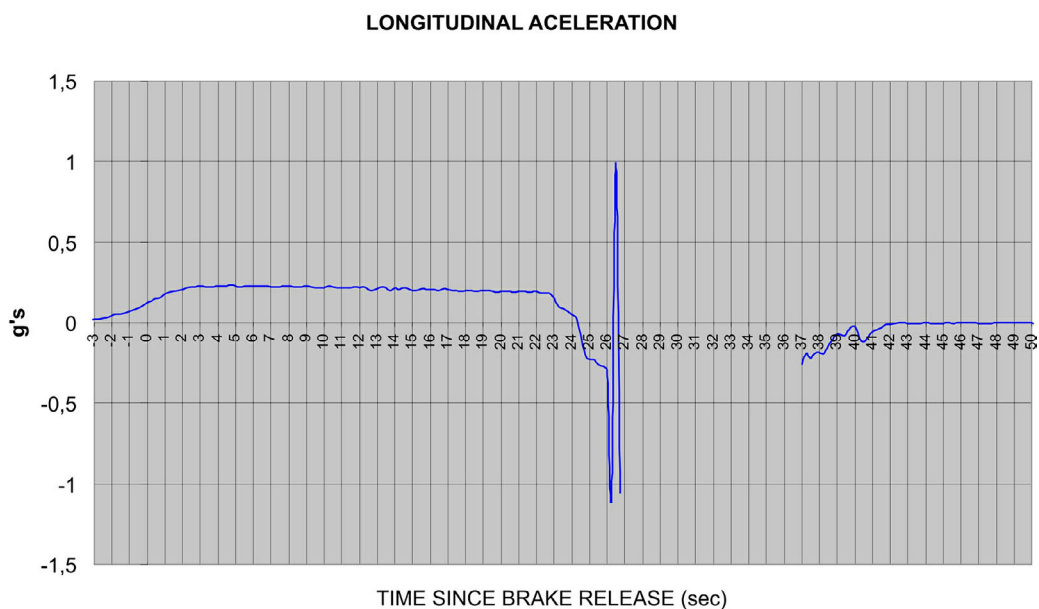


Figura 2. Gráfico de aceleración longitudinal

Indicios de fallo durante el rodaje

Se debe resaltar que las grabaciones de las aceleraciones laterales durante el carreteo muestran valores superiores a $\pm 0,2$ g en los instantes 12:56:40 y 13:00:00, cuando el avión se movía en esos momentos rectilíneamente por las calles de rodaje con velocidades no registradas, inferiores a 50 kt.

1.6.2. Registrador de voces en cabina (CVR)

La aeronave estaba dotada de un registrador de voces en cabina (CVR) Fairchild, modelo A100A, P/N 93-A100-80 y S/N 10394.

Se leyó en el laboratorio de sonido de la CIAIAC obteniéndose una grabación correcta en los cuatro canales; sin embargo, por haber estado funcionando durante más de los 30 minutos de su capacidad de grabación, hasta que se detuvo y evacuó la aeronave, la grabación no contenía sonidos y voces correspondientes al suceso.

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

1.7.1. Daños en la aeronave

La aeronave fue inspeccionada por Mantenimiento de Iberia, realizándose entre otras, las comprobaciones por aterrizaje duro, comprobaciones por turbulencia, servicio del amortiguador del tren de morro, apriete de los cojinetes de las ruedas de tren de morro y holguras a torsión de la pata de morro. Esta holgura, medida después del incidente, fue de 0,11 in, frente a un límite de 0,19 permitido por el fabricante Boeing.

A excepción de los defectos encontrados en la válvula reguladora y tubos de transferencia a los que se refiere el punto 1.9, los defectos encontrados fueron los siguientes:

La aeronave sufrió diversos desperfectos en la cabina de vuelo, con paneles de instrumentos desencajados, instrumentos fuera de los paneles e incluso en el suelo, paneles de techo y carenados interiores caídos, tanto en la cabina de vuelo como en la de pasaje. La viga de soporte de techo entre las filas 43 y 44 estaba agrietada.

En el exterior de la aeronave se encontraron pequeñas anomalías tales como holguras en tren de morro, tomas de tierra rotas, panel en carenas de motor flojo y tornillos perdidos, tuerca desplazada en un soporte de motor. En la zona del tren de morro se detectó una fuga de hidráulico por los tubos de transferencia.

Los fusibles térmicos de todas las ruedas de la pata principal izquierda y de las



Figura 3. Panel del mecánico de a bordo

patas de fuselaje se dispararon a causa de la elevada temperatura de frenos alcanzada en el aborto de despegue.

No se apreciaron daños ni desgastes anormales en ninguno de los neumáticos de las ruedas principales ni de morro.

1.7.2. *Huellas en la pista*

La inspección de la pista 36L, posterior al incidente, por los servicios de mantenimiento del aeropuerto, descubrieron líneas en zigzag a lo largo del eje de la pista, causadas al parecer por las ruedas de morro, desde la intersección con la calle de rodaje V-1 hasta la calle Z-1.



Figura 4. Techo de cabina de pasajeros

1.8. Aspectos de supervivencia

Los anuncios al pasaje, la asistencia de la tripulación auxiliar y la pronta confirmación por los bomberos de que no había incendio permitieron un ordenado desembarco del pasaje sin que se produjeran situaciones de riesgo.

Funcionó adecuadamente la coordinación de los servicios aeroportuarios.

1.9. Ensayos e investigación

La investigación y los ensayos se centraron en el componente del sistema de dirección de la rueda de morro, válvula reguladora o «metering valve», primero en los talleres de componentes de Iberia y después en Parker, fabricante del componente, bajo la supervisión de Boeing.

1.9.1. *Inspecciones y pruebas en talleres de Iberia*

Una inspección inicial de la válvula reguladora de dirección, descubrió que había tenido fugas de hidráulico recientes y que el carrete de control no recobraba su posición central después de haber sido accionada manualmente. Todas las demás pruebas de actuación, flujo, recorrido y estanqueidad se completaron satisfactoriamente.

Después de desensamblada la válvula se comprobó que el muelle interior de centrado estaba desplazado más allá de su retén.

Se encontraron también pérdidas externas de fluido hidráulico entre uno de los tubos de transferencia de líquido hidráulico y el conjunto giratorio correspondiente.

1.9.2. *Inspecciones y pruebas en instalaciones del fabricante*

La válvula reguladora se envió a Parker, fabricante del componente, para su inspección y pruebas bajo la supervisión de Boeing.

Las pruebas se realizaron sin el muelle interior de centrado para evitar los posibles daños y alteraciones en el funcionamiento que un elemento suelto en el interior pudiera producir, y para tratar de reproducir la oscilación del carrete de control en las condiciones en las que estaba la válvula cuando ocurrió el incidente. Al desmontarse el pistón de la válvula de control se apreció una fuerza de fricción excesiva a pesar de que no presentaba marcas o arañazos profundos. La guía de la válvula de retroalimentación tenía arañazos profundos en el diámetro exterior. En el diámetro interior no los presentaba.

A causa, probablemente, de la excesiva fricción en la válvula de control estas pruebas no fueron capaces de reproducir la vibración.

Como resultado de estos trabajos, no se pudo determinar la causa del desplazamiento del muelle de centrado. Se comprobó que existía la posibilidad de que la condición de la válvula de control, especialmente en cuanto a las dimensiones de las áreas de los flujos de control y retroalimentación, y la alta fricción interna, fueran las causas iniciales del evento, por lo que era posible que el desplazamiento del muelle hubiera ocurrido como consecuencia de la vibración y no fuera su causa.

Asimismo, se consideró poco probable que otras investigaciones adicionales pudieran ser capaces de determinar cuál fue el desencadenante del suceso y, en consecuencia, se decidió dar por terminados los trabajos.

1.10. Información adicional

1.10.1. *Antecedentes*

El fabricante de la válvula de control, Parker, informó de que, una vez estudiados los historiales de devoluciones a taller de ese componente, solamente se encontró información sobre un caso similar en los treinta años de vida de ese diseño. En dicho caso, la «metering valve» devuelta tenía el muelle de centrado desplazado. La prueba en banco de esa válvula mostró que, después de una sollicitación a uno u otro lado, el carrete de control adquiría una oscilación autosostenida, con una frecuencia de uno a dos ciclos por segundo. Previamente a la publicación de este informe, Boeing y Parker

revisaron los registros de válvulas devueltas antes de julio de 2007 y encontraron dos casos: una de ellas devuelta por una fuerte vibración, el 12 de octubre de 2005, y la otra por vibración severa en el morro después del despegue, el 15 de diciembre de 2006; en ninguno de los casos se encontraron anomalías en el muelle interior de centrado.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del vuelo

El domingo 23 de enero de 2005 se despachó el vuelo IB-6501 normalmente. Era un vuelo regular programado, y a bordo de la aeronave viajaban 318 pasajeros y una tripulación de 17 miembros, con destino Santo Domingo (SDQ). El peso y centrado de la aeronave B747-300 con matrícula TF-ATI estaban dentro de los límites establecidos, el viento era ligero y no había lluvia ni reducciones de la visibilidad.

2.2. Actuaciones de la aeronave

En el rodaje y comienzo de la carrera de despegue por la pista 36L de Madrid-Barajas, la tripulación no advirtió ninguna anomalía. Sin embargo los datos grabados en el DFDR muestran ya alguna anomalía en las aceleraciones laterales y longitudinales en dos instantes del taxi de salida, desde el aparcamiento de salida hasta el umbral de la pista, que se pueden considerar como indicios de algún mal funcionamiento previo.

Más tarde, en plena carrera de despegue, la tripulación sintió una vibración antes de alcanzar 40 kt de velocidad, que iba en aumento y que se hizo muy violenta a partir de los 80 kt. Los datos del DFDR confirman la vibración con lecturas de aceleración lateral y longitudinal de ± 1 g que son las máximas capaces de ser registradas por los acelerómetros; es muy posible que las aceleraciones reales fueran superiores a esas magnitudes. En los momentos en los que se acababan de registrar esos parámetros, y quizá a causa de su elevado valor, el DFDR dejó de grabar durante unos 12 segundos, por lo que no se tienen datos de las condiciones en las que la aeronave fue frenada para abortar el despegue.

Se considera que las deflexiones de la ruedas de morro a uno y otro lado producían derrapes causantes de los registros de las fuerzas de aceleración laterales y longitudinales.

2.3. Actuaciones de la tripulación

La tripulación abortó el despegue cuando la velocidad alcanzó los 99 kt. Las grandes dimensiones de la pista, 4.350 × 60 m, facilitaron la desaceleración de la aeronave

dentro del pavimento, a pesar de las complicaciones del control inducidas por las vibraciones y del alto peso de operación.

En la enérgica frenada se calentaron los conjuntos de frenos aunque no se ha reportado la temperatura que adquirieron. Los bomberos acudieron en seguida, comprobaron que no había incendio y escoltaron a la aeronave hasta el aparcamiento que le fue adjudicado, donde se procedió al desembarco del pasaje utilizando escaleras y jardineras con normalidad y serenidad.

2.4. Origen de las vibraciones

Las marcas en zigzag dejadas por los neumáticos en el pavimento, observadas por personal del aeropuerto, descubrieron y pusieron de manifiesto desde el principio, que las fuertes vibraciones se originaron debido a un zigzagado de las ruedas de la pata de morro. Las comprobaciones de las holguras torsionales de los elementos de la pata, que estaban dentro de los límites de utilización indicados por el fabricante, eliminaron esa posible causa u origen de la vibración.

Sin embargo, al desmontar e inspeccionar la válvula reguladora del sistema de dirección de las ruedas de morro se encontró que no funcionaba adecuadamente: después de su accionamiento a derecha o a izquierda, la palanca de control no volvía a su posición neutra. La válvula se desmontó y se desensambló en los talleres del operador y se pudo comprobar que uno de los muelles interiores de centrado estaba desplazado fuera de su tope.

Para investigar la relación entre este defecto y la vibración sobrevenida se envió el componente a su fabricante donde fue sometido a diversas pruebas de funcionamiento. Las pruebas de la válvula, pusieron de manifiesto que:

1. Defectos de ajuste en los elementos de la válvula, tales como araños interiores, provocaban una excesiva fricción en el desplazamiento de la palanca de control.
2. Sometida la válvula a las presiones de trabajo y excitada mecánicamente no fue posible provocar una vibración automantenida de la palanca de control.
3. En los antecedentes históricos de devoluciones al fabricante de válvulas de regulación de ese mismo tipo, solamente se registró un caso similar de válvula con el muelle de centrado desplazado, la cual vibraba con una frecuencia de uno o dos ciclos por segundo.

Se estima que en este caso, también la frecuencia de la vibración fue del orden de 1,5 ciclos por segundo al observarse valores de -1 g , $+1\text{ g}$, -1 g en tres lecturas sucesivas espaciadas un cuarto de segundo. La fricción interna de la válvula, por defectos de araños producidos posiblemente en el propio incidente, impedían que la vibración pudiera ser reproducida en los ensayos realizados.

Se ha planteado en la investigación el objetivo de determinar si la vibración fue previa a la rotura del tope del muelle o si, por el contrario, el desplazamiento del muelle, fuera de su tope, fuera el factor determinante de la aparición de la vibración.

Los indicios de vibración observados en la grabación del DFDR durante el rodaje de la aeronave en el taxi desde el aparcamiento hasta la cabecera de la pista 36L hacen pensar que la vibración fue anterior a la rotura del tope interno del muelle de centrado. Sería después, en la carrera de despegue, cuando la vibración se hiciera más violenta, cuando se pudo producir el desplazamiento del muelle fuera de su tope.

Si esta suposición fuera la acertada, entonces, la causa de la vibración inicial habría que atribuirle, no al muelle desplazado, sino a la acción del líquido hidráulico propiciada por tolerancias extremas en los flujos de regulación y de «by-pass» así como por el grado de la fricción interna de la válvula.

Debido a que los fabricantes de la aeronave y del componente tan sólo tienen constancia de un caso similar a éste, en 30 años de vida de este diseño de válvula reguladora, parece que ambos eventos deben considerarse como casos aislados y no justifican en sí la realización de un estudio más profundo del fenómeno.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La tripulación de la aeronave estaba adecuadamente calificada, experimentada y físicamente bien. Todos sus miembros tenían sus licencias respectivas en vigor.
- La aeronave había sido mantenida de acuerdo con el programa de mantenimiento establecido y disponía de un certificado de aeronavegabilidad y un certificado de matrícula válidos.
- El peso y centrado de la aeronave estaban dentro de los límites establecidos.
- La dirección de la pata de morro adquirió una vibración autosostenida durante la carrera de despegue que hizo trepidar violentamente toda la aeronave; dicha trepidación fue notada especialmente en la cabina de vuelo.
- Se encontró que la válvula reguladora del sistema de dirección de la pata de morro tenía uno de los muelles de centrado desplazado fuera de su tope retén.

3.2. Causas

La tripulación de la aeronave decidió abortar el despegue por estar ésta sometida a una fuerte vibración, producida como consecuencia de una oscilación autosostenida de la dirección de la pata de morro, debida a un funcionamiento defectuoso de la válvula reguladora del sistema de dirección.

Tras el incidente, dicha válvula mostraba uno de sus muelles internos de centrado desplazado. No ha sido posible determinar si la vibración se produjo como consecuencia de la posición anómala de ese muelle, o si fue debida a las condiciones de los flujos internos de regulación y de «by-pass» de esa válvula, y del nivel de fricción entre el pistón y su alojamiento.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

El historial de averías de esta válvula a nivel mundial sólo registra un caso similar ocurrido con anterioridad, por lo que se considera que el presente caso es simplemente un nuevo suceso aislado que no cuestiona la reconocida fiabilidad del componente. Por todo ello no se estima procedente emitir recomendaciones de seguridad al respecto.

APÉNDICE

Plano de aeródromo para el movimiento de aeronaves en tierra

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 13 de abril de 2006; 16:26 h local
Lugar	Aeropuerto de Sabadell

AERONAVE

Matrícula	EC-DND
Tipo y modelo	CESSNA FR-182
Explotador	Top Fly, S. L.

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-540 J3C5D
Número	1

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Piloto en instrucción
Edad	32 años	31 años
Licencia	Piloto comercial de avión	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	3.450 h	210 h
Horas de vuelo en el tipo	800 h	50 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores en zona anterior inferior del fuselaje
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Vuelo de instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	25 de julio de 2007
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

En el Aeropuerto de Sabadell, el día 13 de abril de 2006, el operador un vuelo para realizar prácticas de despegues y aterrizajes con la aeronave Cessna 182 RG matrícula EC-DND con un piloto al mando, instructor (IR), el piloto que recibía el entrenamiento y un tercer ocupante a bordo.

La inspección prevuelo se realizó sin novedad. El despegue se llevó a cabo a las 16:04 horas (en todos los casos se hace referencia a hora local), iniciando seguidamente la primera toma con las comprobaciones correspondientes, observando que la luz verde indicadora de tren bloqueado no estaba encendida y al cortar gases sonó el avisador acústico de tren no bloqueado.

A continuación se efectuaron hasta 6 ciclos de subida y bajada de tren sin conseguir que se encendiera la luz verde de tren abajo y bloqueado, incluso haciendo uso del sistema manual de emergencia.

Se informó a la torre de que se iba a dar una pasada para que comprobaran visualmente cómo se encontraba el tren, contestando ésta que parecía estar totalmente abajo y normal, por lo que se decidió realizar la toma de tierra.

Al pasar el umbral de pista se cortó el motor, quedando la hélice en posición horizontal, haciendo la toma sobre el tren principal, retardando al máximo el contacto de la rueda de morro con la pista. Tras el contacto con el tren de morro, la aeronave rodó sobre tres puntos un pequeño espacio de tiempo y seguidamente la pata delantera comenzó a plegarse hasta que el morro tocó la pista, recorriendo algunos metros hasta detenerse.

Los tres ocupantes de la aeronave resultaron ilesos, saliendo de ella por sus propios medios.

1.2. Daños en la aeronave

Las trampas del tren anterior presentaban deformaciones y roturas importantes debido a su roce con la pista al deslizarse por ella.

Se encontraron rotos los dos pasadores sobre los que enganchan las piezas que efectúan el bloqueo del tren anterior en la posición abajo, según se ve en la foto 1.



Foto 1. Estado de los pasadores

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. General

Marca:	Cessna
Modelo:	FR 182 RG
Número de serie:	0021
Año de fabricación:	1979
Matrícula:	EC-DND
MTOW:	1.406 kg
Horas de vuelo:	3.357:38 h
Motor:	Lycoming
Tipo:	O-540 J3C5D
Potencia:	235 HP

Se habían realizado, al cumplir las horas y los tiempos determinados, las operaciones de mantenimiento especificadas en su programa de mantenimiento.

El certificado de aeronavegabilidad fue expedido con fecha 31 de marzo de 2005 y era válido hasta el 30 de marzo de 2007.

1.3.2. Información sobre el sistema de extensión y retracción del tren delantero

El sistema de extensión y retracción del tren es hidráulico, compuesto por una electrobomba, que mantiene la presión entre 1.000 y 1.500 psi, los correspondientes actuadores, una palanca de mando situada en cabina, una bomba de emergencia actuada a mano y los circuitos eléctricos necesarios para el control de la bomba y los indicadores luminosos de situación del tren.

La extensión y retracción del tren anterior se lleva a cabo mediante el movimiento de un actuador de doble acción que recibe el líquido hidráulico a un lado u otro de su émbolo, según la posición de la palanca de subir o bajar tren, situada en la cabina de pilotaje. También se puede bajar el tren en emergencia mediante una bomba actuada a mano desde la cabina, que envía el líquido hidráulico al actuador solamente cuando la palanca se encuentra en la posición de bajar.

La parte delantera del actuador dispone del soporte de dos pasadores para el bloqueo del tren abajo. Estos pasadores, dotados de su correspondiente garganta, van alojados en sendos taladros y retenidos en ellos mediante la acción de piezas de freno montadas en el soporte que llegan hasta la garganta, impidiendo su movimiento longitudinal. En el extremo anterior del vástago movido por el émbolo del actuador va montado un sistema con dos piezas que se enganchan en los pasadores del cilindro. A su vez, este sistema se une a un herraje de la pata a través del cual se realiza el movimiento de la misma.

Cuando el tren se encuentra retraído, el vástago del actuador está totalmente extendido. Al pasar la palanca del mando de tren a bajar, el émbolo del actuador se mueve hasta llegar al otro extremo haciendo bajar el tren. En el final del recorrido, la zona frontal de los ganchos desliza por los pasadores, venciendo la fuerza del muelle de la pieza central, hasta conseguir que los ganchos se alojen sobre los pasadores consiguiendo el bloqueo del tren abajo. En esta situación, uno de los ganchos actúa el microinterruptor que da la indicación de «tren abajo y bloqueado».

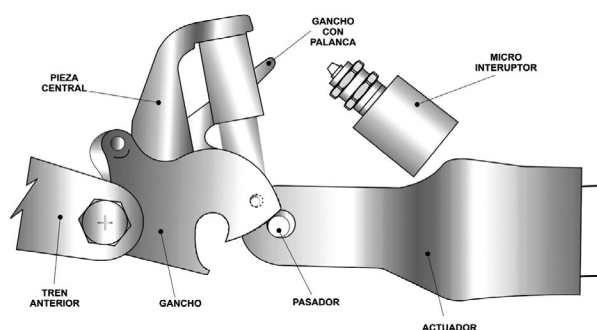


Figura 1. Sistema de extensión y retracción tren.
1.ª fase

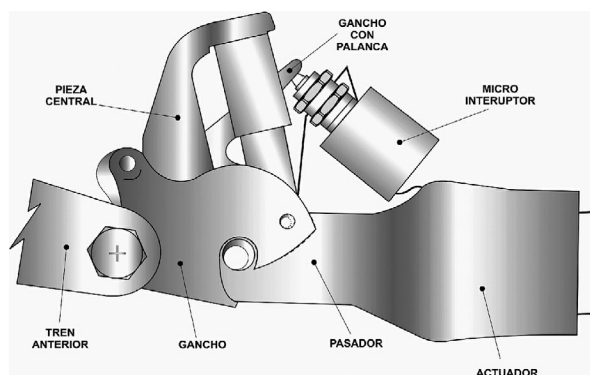


Figura 2. Sistema de extensión y retracción tren.
2.ª fase

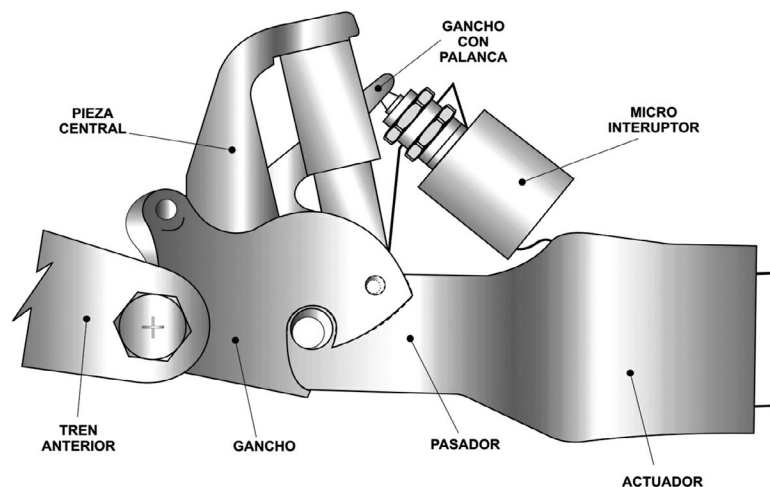


Figura 3. Sistema de extensión y retracción tren. Blocado

Para subir el tren, al iniciarse el movimiento del vástago, éste empuja la pieza central que gira y obliga también a girar a los ganchos hasta que sueltan los pasadores de bloqueo, continuando la extensión del vástago hasta el final de su recorrido. Esta posición de tren arriba se mantiene por la acción de la presión hidráulica, sin ningún dispositivo mecánico de bloqueo.

1.4. Ensayos e investigaciones

Con el fin de analizar los motivos que llevaron a la rotura de los pasadores de bloqueo del tren delantero en su posición de extensión, se enviaron a laboratorio la pieza soporte de los mismos con los trozos de dichos pasadores como se encontraron después del incidente. Se facilitó también un pasador nuevo para poder efectuar el correspondiente estudio comparativo.

De los análisis dimensional y fractográfico realizados se concluye que:

- La rotura de los pasadores se produjo como resultado de un proceso de progresivas grietas de fatiga producidas por cargas asimétricas bilaterales. Estas grietas se iniciaron en la base de la garganta, área de máxima fatiga, y se propagaron por los esfuerzos sufridos durante las fases de bloqueo y desbloqueo.
- Solamente estaban montados los frenos de los pasadores correspondientes a la parte superior, de forma que impedían el movimiento giratorio de los mismos.
- Las dimensiones de los pasadores rotos no se corresponden con la muestra enviada. La longitud de la zona que va alojada en la pieza soporte después de la garganta es aproximadamente 5,8 mm menor en las piezas rotas. La anchura de la garganta que en la pieza muestra es de 1,3 mm, en las rotas es de 2,5 aproximadamente.

El extremo frontal de los pasadores en la zona que va fuera del alojamiento presenta indicios de haber sido trabajados con una muela.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El incidente se produjo por la retracción del tren delantero al final de la carrera de aterrizaje, sin que se tenga constancia de fallo alguno en ningún otro sistema de la aeronave.

Ni en la inspección prevuelo ni durante el despegue se observó ninguna anomalía en el sistema de accionamiento del tren de aterrizaje por lo que se puede considerar que la pata delantera se encontraba bloqueada durante el carreteo y despegue, quedando correctamente en posición arriba mediante la acción de la presión hidráulica. Cuando se procedió a bajar el tren para iniciar las tomas programadas, no se encendió la luz verde indicadora de tren abajo y bloqueado, por lo que se puede suponer que la rotura de los pasadores ocurriera en la retracción del despegue o en la extensión del aterrizaje, aunque parece más probable esto último porque la carga que sufren los pasadores es mayor al tener que levantar los ganchos deslizándose por la cara anterior de ellos hasta conseguir penetrar en su alojamiento.

En el final de la fase de extensión del tren delantero, al ponerse en contacto los pasadores rotos con la parte frontal de los ganchos, teniendo una zona muy reducida de empotramiento, sufrieron una pequeña desalineación que no permitió su deslizamiento por las pistas de los ganchos, quedando apoyados en ellas sin llegar a levantarlos, por lo cual no se produce el bloqueo, quedando el tren casi al final de su recorrido y mantenido en esa posición por la presión hidráulica. De esta manera, la distancia que le falta recorrer al vástago del actuador para completar la extensión es muy reducida, por lo que visto desde la torre de control pudo parecer que la pata estaba totalmente extendida.

En estas condiciones se efectuó la toma sobre el tren principal con el motor parado, retrasando todo lo posible el contacto de la rueda de morro con el suelo. Cuando se posó en tierra, la aeronave rodó un cierto tiempo sobre tres puntos hasta que comenzó a plegarse la pata delantera llegando finalmente a tocar el morro con el suelo y recorriendo unos pocos metros hasta detenerse. Este desarrollo de los hechos parece indicar que la pata se mantuvo en posición por la presión hidráulica hasta que ésta fue insuficiente para compensar las cargas sobre la pata, actuando entonces como amortiguador de la caída del morro.

Las diferencias encontradas entre un pasador que se ajustaba a las especificaciones de diseño y los que montaba la aeronave hacen suponer que en alguna operación de mantenimiento anterior a las conocidas fueron cambiados los originales por los que fallaron. Éstos presentaban una longitud menor en su alojamiento de 5,8 mm y casi el

doble de anchura en la garganta, con la correspondiente pérdida de capacidad de resistencia.

En definitiva, el incidente se produjo por la rotura de los pasadores sobre los que se alojan sendos ganchos que blocan el tren anterior en la posición de tren abajo. La rotura fue debida a un proceso, no detectado, de aparición progresiva de grietas de fatiga en la garganta de los pasadores, provocadas por esfuerzos alternativos al desbloquear y bloquear la pata anterior. Estos pasadores tenían menor longitud de empotramiento y mayor anchura de garganta que los especificados, disminuyendo su capacidad de resistencia. No se ha podido precisar cuándo se montaron en la aeronave dichos pasadores.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 3 de julio de 2006; 18:00 h UTC
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-ERH
Tipo y modelo	CESSNA 402 B
Explotador	Aerofan

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL TSIO-520-E
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	50 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	6.000 h
Horas de vuelo en el tipo	1.500 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			3
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Otros – Vuelo de pruebas
Fase del vuelo	Aterrizaje – Recorrido de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	25 de julio de 2007
---------------------	---------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave EC-ERH despegó del Aeropuerto de Cuatro Vientos alrededor de las 17:30 UTC para realizar un vuelo de prueba local con tres personas a bordo: piloto, copiloto y mecánico. La duración estimada del vuelo era de una hora y media. Después del despegue procedieron hacia el Oeste de Cuatro Vientos para realizar diversas maniobras, que incluían cambios de régimen de vuelo y distintas configuraciones. Transcurrida media hora de vuelo, contactaron con torre para solicitar la realización de tomas y despegues, para lo cual fueron autorizados.

Tras entrar en circuito, realizaron las comprobaciones correspondientes, y como mínimo en dos ocasiones comprobaron las luces verdes de indicación del tren abajo y bloqueado. Realizaron una toma suave, e iniciaron la carrera de despegue, para a continuación subir los flaps y aplicar de nuevo potencia de despegue. Fue en ese momento, cuando el piloto se apercibió de que el avión se estaba desplazando hacia la derecha, y que el plano de ese mismo lado se estaba bajando con respecto al otro.

Inmediatamente, a la vez que cortaba motores, avisó al acompañante de la inminente salida de pista. No pudiendo controlar la trayectoria del avión, éste comenzó a virar hacia la derecha, hasta detenerse aproximadamente a la mitad de la pista y a unos 15 m fuera de su borde derecho.

Una vez parado y asegurado el avión, con motores cortados, magnetos y batería en OFF y llave de paso de combustible cerrada, comunicaron a torre que procedían a su evacuación.

En un lapso de tiempo inferior al minuto llegaron los bomberos, y más tarde se procedió a separar hasta unos 50 m el avión de la pista.

Los pasajeros resultaron ilesos y la aeronave sufrió daños menores.

Las condiciones meteorológicas eran buenas.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La pata derecha del tren principal de la aeronave se encontraba plegada. La zona inferior derecha del fuselaje sufrió daños que afectaron sobre todo a la compuerta del tren. La barra de bloqueo de tren estaba partida. También resultaron dañados la hélice y el flap derecho. Las superficies del alerón derecho y el estabilizador horizontal de ese lado estaban deformadas.

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. Certificado de aeronavegabilidad

La aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad, de categoría normal, que había caducado en octubre de 1993.

Disponía de una autorización de vuelo en vigor para realizar vuelos de prueba, con tripulación mínima.

1.3.2. Información sobre el mantenimiento de la aeronave

La aeronave acababa de pasar en junio la revisión anual de 200 h con 4.997 horas y 45 minutos, y precisamente éste era el vuelo de prueba correspondiente. En la revisión se habían cumplimentado dos «Supplemental Inspection Document» (SID) que afectan al tren de aterrizaje, la n.º 32-30-05, Main/Nose Landing Gear Retraction Systems. Teardown and Inspeccion, y la n.º 32-10-03 Main Landing Gear Bellcrank Pivot Bolt. En esta última, se requiere inspeccionar el «bellcrank pivot bolt», para ver si existen defectos superficiales que pudieran llegar a producir roturas en el mismo.

1.3.3. Descripción del tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje de esta aeronave es de tipo triciclo retráctil, accionado por un motor eléctrico que produce desplazamientos en un sistema de varillas, mediante el cual se consigue la extensión o retracción del tren.

En la figura 1 puede observarse una pata principal y su mecanismo asociado de extensión y retracción, así como el dispositivo de bloqueo. La extensión o retracción del tren se consigue mediante un motor eléctrico que acciona un sistema de varillas, que produce el desplazamiento longitudinal del «push-pull tube» (coloreado en verde), que actúa sobre la pata, a través del bellcrank, produciendo su giro. Así, supongamos la pata en su

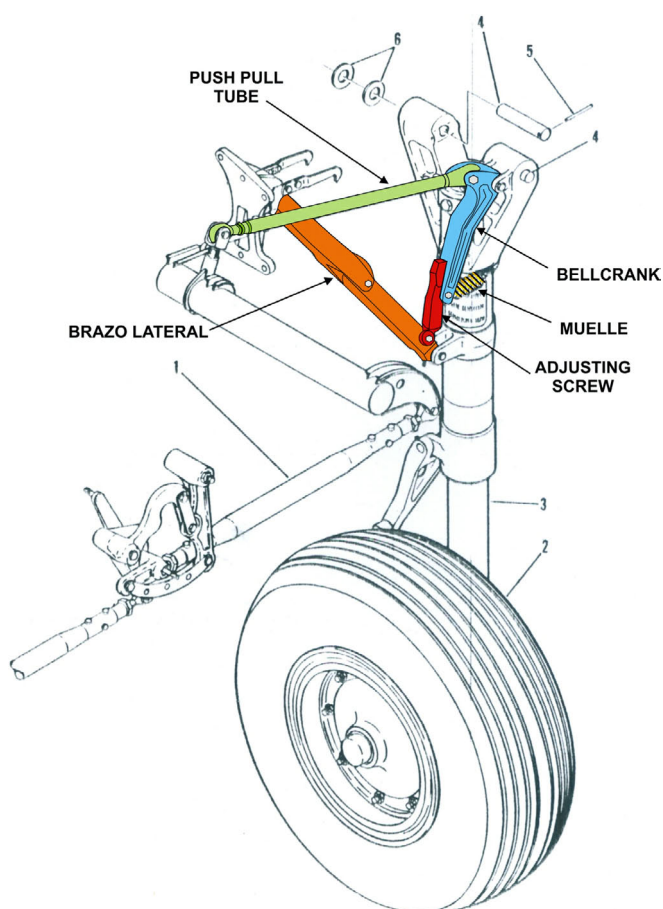


Figura 1. Esquema de la pata principal

posición extendida, su retracción se haría de la siguiente forma: la acción del motor produciría el desplazamiento del «push pull tube» hacia la pata (trabajando a compresión), lo que provocaría que el «bellcrank» (coloreado en azul) pivotase alrededor de las orejetas que lo unen al «trunnion». A su vez, la parte inferior del «bellcrank» también giraría, arrastrando al «adjusting screw» (coloreado en rojo), que tiraría del brazo lateral (coloreado en naranja), produciendo su plegado, y, al estar unido a la pata, tiraría también de ella hacia adentro, produciendo su giro alrededor del punto 4, es decir, plegando la pata. El movimiento de extensión es precisamente el contrario que el descrito para la retracción, trabajando en este caso el «push pull tube» a tracción.

El bloqueo de la pata en la posición de tren extendido, se consigue mediante la acción del brazo lateral, el cual tiene restringido su movimiento, de forma que solamente puede girar dentro del sector indicado en la figura 2. El bloqueo se genera haciendo que el punto de articulación central, que une los dos semibrazos que forman el brazo lateral, sobrepase ligeramente la línea imaginaria que une sus extremos, lo que se conoce como «sobrecentro», existiendo un tope físico que impide que gire más allá de ese punto. Por otra parte, hay un muelle que une el «adjusting screw» con la pata, que tiene como función generar una fuerza hacia abajo, que contribuye a mantener la articulación central del brazo lateral en su posición de «sobrecentro».

El ajuste del sistema se realiza mediante el «adjusting screw», que realmente está formado por dos elementos, estando el inferior roscado en el superior, lo que permite aumentar o disminuir la longitud del conjunto.

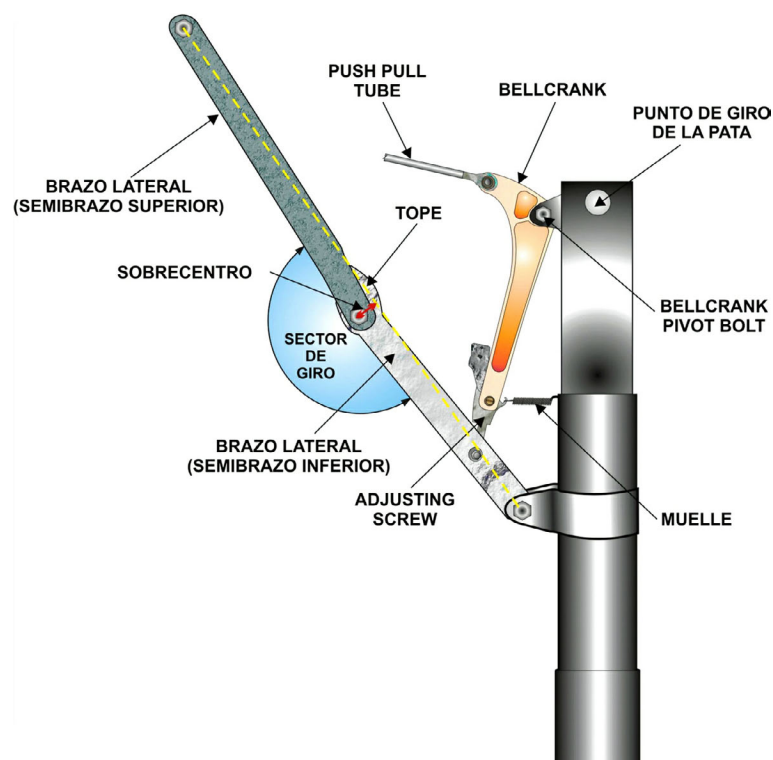


Figura 2. Esquema de detalle de una pata principal

1.4. Inspección de los restos

Se procedió a retirar la aeronave del lugar en el que había quedado, transportándola a plataforma, donde se dejó apoyada sobre gatos.

Se realizó una inspección visual en la que se observaron los siguientes daños:

- Pata derecha:
 - El «bellcrank» se encontraba suelto en su unión a la pata, debido a la rotura del tornillo de unión.
 - Se había roto una de las dos orejetas del «bellcrank», en la parte que une con el sobrecentro, a través del «adjusting screw».

1.5. Ensayos e investigaciones

1.5.1. *Estudio del tornillo de unión del «bellcrank» a la estructura de la pata del tren principal derecho*

El tornillo que une el «bellcrank» al «trunnion», denominado «bellcrank pivot bolt», se partió en tres trozos, la cabeza y una pequeña parte del tornillo que quedaron sueltos y no se recuperaron, la parte central del tornillo que quedó alojada dentro del casquillo en el taladro del «trunnion» y el extremo roscado del tornillo con la tuerca. Estos elementos fueron enviados a un laboratorio con objeto de determinar las causas de la rotura del tornillo, así como su grado de adecuación a las especificaciones de diseño.

De la observación macro y microfactográfica, se puede deducir que el proceso de fallo del tornillo corresponde a un proceso de rotura de carácter dúctil, producido por sobrecarga básicamente a cizalladura. Las características de rotura de la orejeta también se corresponden con un proceso de rotura dúctil por sobrecarga, pero en este caso por tracción y/o flexión.

La composición química del perno se corresponde con tornillos de la serie NAS 464 para la que se especifica una resistencia a tracción entre 160-180 KSI (1 KSI = 1.000 lb/inch²).

Se realizaron ensayos de dureza Rockwell-C y Vickers, obteniéndose un valor de 195 KSI, que excede el margen especificado. No obstante, en el proceso de deformación previo a la rotura, el tornillo había recibido una acritud que habría podido aumentar considerablemente sus características mecánicas, por lo que es posible que el perno tuviese inicialmente una resistencia dentro del margen especificado, y que posteriormente durante el proceso de rotura, se hubiera endurecido hasta el valor calculado.

Trasladando la dirección de la deformación apreciada en ambos extremos del tornillo fracturado a su posición dentro del «bellcrank», se puede afirmar que la carga

instantánea que ha producido la deformación y rotura del tornillo se corresponde con la aplicación de una fuerza a tracción aproximadamente en la dirección del nervio de refuerzo del ángulo del «bellcrank» donde iba alojado el tornillo. Ésta fue aplicada en el punto de unión del «adjusting screw» con el brazo lateral.

1.5.2. *Investigación adicional*

Dado que el operador estaba realizando una revisión a una aeronave CESSNA A-310, con el tren de aterrizaje prácticamente igual al modelo del incidente e incluso con piezas iguales, se ha realizado una visita para comprobar el desgaste y holguras de un tren de este tipo, así como el procedimiento que se sigue en el reglaje del sobrecentro.

Se pudo comprobar que:

- Existen holguras y pequeños desgastes en las piezas del mecanismo de actuación de las patas principales, las únicas consideradas, especialmente en sentido perpendicular al plano en el que está el mecanismo pero se considera que difícilmente podrían llegar a producir el desbloqueo del sobrecentro.
- El procedimiento seguido para ajustar el sobrecentro es simple y de fácil aplicación. Primero se deja libre el brazo lateral hasta que se apoya en el tope y, entonces, se ajusta la longitud de la barra articulada al semibrazo inferior. El ajuste se considera finalizado cuando se comprueba que el mecanismo vuelve a la posición de bloqueo, únicamente por la acción del peso, incluso sin rueda, tras haberlo sacado de dicha posición, empujando hacia el fuselaje en el punto de articulación del brazo inferior del «bellcrank» y la barra en la que está el tornillo de reglaje.
- La operación de desbloqueo, indicada anteriormente, permite que la pata gire hasta desplazarse 6 pulgadas hacia el fuselaje, sin mover la posición de la barra de accionamiento («push pull tube»).
- El brazo inferior y articulado del «bellcrank», sobre el que se realiza el reglaje y ajuste, puede quedar precargado a compresión en el caso de un ajuste forzado hacia el incremento de longitud de este brazo, o en el caso de un ajuste forzado hacia la reducción de su longitud queda con una holgura sobre el brazo lateral, permitiendo un cierto movimiento oscilatorio de éste.

2. ANÁLISIS

El hecho de que las roturas que presentan los elementos de esta pata que se vieron afectados, sean todas ellas debidas o sobrecargas estáticas, da pie a pensar que la causa del fallo puede encontrarse en la configuración geométrica del mecanismo de extensión-retracción y bloqueo del tren.

En este sentido, han de considerarse las cargas laterales que pueden incidir sobre la pata, que pueden tener dos sentidos opuestos entre sí: desde la punta del plano hacia

el fuselaje, o desde el fuselaje hacia la punta del plano. Si analizamos el funcionamiento del mecanismo del tren de aterrizaje, podemos observar que en el primero de los supuestos, la carga lateral que soporta la pata se transmitiría al brazo lateral, siguiendo la dirección de la línea que une sus extremos, que al no contener el punto central del brazo, induciría en éste un par de giro, que sería contrarrestado por el par generado por el tope.

Cuando la carga lateral esté orientada hacia fuera, ésta «tira» del brazo lateral, haciendo que tiendan a alinearse sus extremos y la articulación central. En esta situación toda la carga es soportada por el brazo, que se encuentra sometido a esfuerzos de tracción. Por otra parte, la tracción generada por el muelle que conecta el «adjusting screw» con la pata, induce la aparición, en el extremo inferior de éste, de una fuerza que tiende a llevar al brazo lateral a su posición de sobrecentro. De esta forma, cuando cese o cambie de sentido la fuerza lateral que incide sobre la pata, la acción del muelle hará que la articulación central del brazo lateral se mueva hacia abajo, es decir, hacia su posición de bloqueo, ya que si lo hiciera hacia arriba, la pata podría plegar.

A la vista del modo de trabajo del mecanismo expuesto en los párrafos precedentes, se puede afirmar que los elementos de la pata derecha que se encontraron rotos, no se encuentran prácticamente cargados, cuando la pata está correctamente desplegada y bloqueada, ya que en esta situación las cargas que recibe la pata durante el aterrizaje son soportadas por la propia pata y por el brazo lateral. Asimismo, hemos de tener en cuenta que éste no sufrió daños apreciables y se había plegado normalmente, lo que induce a pensar que la geometría del tren en ese momento no era la adecuada.

En este sentido, una carga lateral sobre la pata con sentido de dentro a afuera, en el supuesto de que la articulación central del brazo lateral quedase por encima de la línea imaginaria que une sus extremos, generaría sobre el brazo un par que tendería a hacer girar el semibrazo inferior en sentido antihorario. A consecuencia de ello, en el punto central del brazo aparecería una fuerza perpendicular a la línea que une sus extremos, que, al no poder ser contrarrestada por el propio brazo, se transmitiría al conjunto «adjusting screw–bellcrank», que no está diseñado para soportar estas cargas, produciendo, en primer término, la rotura por cizalladura, a la altura de una de las orejetas del «trunnion», del tornillo «bellcrank pivot bolt», que no permite la liberación total del «bellcrank», ya que éste aún permanece parcialmente sujeto por una parte del tornillo y una de las orejetas, aunque sí supone una modificación de la geometría del sistema.

En esta nueva situación, la carga transmitida por el brazo lateral, genera además un par sobre los extremos del conjunto «adjusting screw–bellcrank», a consecuencia del cual se produce la rotura a flexión de la orejeta del «bellcrank».

Así pues, todo parece indicar que éste fue el mecanismo que produjo la rotura y el posterior colapso de la pata derecha.

Como se ha visto en los párrafos precedentes, esta situación sólo puede producirse si existe un desajuste en el mecanismo de extensión-retracción y bloqueo de la pata, que en principio puede ser causado por dos factores: un incorrecto ajuste del mecanismo, o bien un desajuste paulatino del mismo, producido por el aumento de las holguras en el sistema de varillas.

A la vista de las circunstancias que concurren en este caso, la hipótesis más probable es que el ajuste del mecanismo se hiciera ligeramente fuera del sobrecentro.

3. CONCLUSIÓN

Se considera que este incidente fue causado por una redistribución de esfuerzos en el aterrizaje debidos probablemente a un incorrecto montaje o a una variación de los ajustes de montaje del mecanismo de extensión-retracción y bloqueo de la pata derecha por holguras que son amplificadas por la geometría del propio mecanismo de bloqueo.

RESUMEN DE DATOS**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	Sábado, 14 de abril de 2007; 10:15 h local
Lugar	Aeródromo de Casas de los Pinos (Cuenca)

AERONAVE

Matrícula	EC-JOE
Tipo y modelo	PILATUS PC-6 B1-H2 Turbo Porter
Explotador	Aerobalas

Motores

Tipo y modelo	PRATT AND WHITNEY PT6A-20
Número	1

TRIPULACIÓN**Piloto al mando**

Edad	28 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	650 h
Horas de vuelo en el tipo	138 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Paracaidismo
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	25 de julio de 2007
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El sábado 14 de abril de 2007, la aeronave EC-JOE, con piloto y pasajero a bordo, sufrió una salida de pista a las 10:15 h durante el aterrizaje por la pista 30 del Aeródromo de Casas de los Pinos. La aeronave, dedicada a actividades de paracaidismo, estaba realizando el vuelo de reconocimiento antes de iniciar los vuelos de lanzamiento, que estaban planificados para más tarde. Según la declaración del piloto, estaba realizando la recogida sin haber contactado todavía con la pista, cuando una ráfaga de viento levantó el plano izquierdo. El piloto intentó nivelar la aeronave con alabeo y timón de dirección izquierdo sin conseguir evitar la salida de pista de la aeronave. Según el piloto, la aproximación fue realizada sin flaps, a 70 kt de velocidad y con el tren trasero bloqueado.

La aeronave se encontró a 25 m del borde de pista en una orientación de 190° apoyada sobre el fuselaje inferior, con daños en la parte inferior del fuselaje, en el alerón izquierdo y estabilizador horizontal. El tren principal derecho estaba deformado hacia fuera, el tren izquierdo apareció separado 30 m de la aeronave y la hélice desprendida por la caja reductora (RGB) y situada al lado del tren trasero en el lado izquierdo de la aeronave.

Las dos personas a bordo pudieron abandonar la aeronave por sus propios medios resultando el piloto con una herida leve en la barbilla y el pasajero ileso.

1.2. Información sobre el impacto y restos

La aeronave abandonó la pista formando 30° aproximadamente con el eje de pista, y durante su recorrido dejó marcas en el terreno con la hélice, el tren principal y el



Figura 1. Estado final de la aeronave

fuselaje. Después de recorrer 50 m la aeronave viró hacia la izquierda en el último tramo de su recorrido quedando finalmente detenida con una orientación de 190°.

Las huellas dejadas por la aeronave se encontraban fuera de la pista, en una zona de terreno compacto y llana y describían una trayectoria rectilínea hasta el último giro de la aeronave antes de detenerse. Las primeras marcas en el terreno correspondían al tren principal e indicaban que éste mantuvo su integridad tras la salida de la pista y que el impacto sobre el tren izquierdo fue mayor que sobre el tren derecho. La separación de las huellas poco más adelante por encima de la distancia de diseño sugiere que el colapso de tren derecho y separación del tren izquierdo se debió producir en esta primera fase de la secuencia del impacto, en los primeros 25 m de la trayectoria antes del camino. La situación de las huellas del tren respecto de las del fuselaje indicaba que la aeronave avanzó fuera de la pista con un cierto derrape hacia la izquierda.

Las marcas del fuselaje eran más evidentes los últimos 25 m del recorrido y se observaba una única marca de arrastre que en el giro final de la aeronave se bifurcaba señalando por un lado las marcas de la parte del motor, y por otro, del resto del fuselaje. El desprendimiento de la hélice dejó tres marcas profundas en el terreno en el tramo en el que la aeronave viró hacia la izquierda antes de quedarse detenida.

Los daños que se encontraron en la aeronave fueron los siguientes:

- **Motor y hélice:** la hélice se había desprendido del motor por la caja reductora (RGB). Los accesorios permanecían unidos a la caja de accesorios (AGB) y existía una ligera



Figura 2. Huellas y posición final de la aeronave

holgura que permitía el movimiento entre la caja de accesorios y el cárter de la generadora de gases indicando una fractura en el cárter de entrada de aire al motor. La hélice no había perdido ninguna pala y presentaban marcas de rozamiento en todas las direcciones además de estar dobladas.

- **Fuselaje y cabina:** el fuselaje presentaba daños en la parte inferior como consecuencia del deslizamiento sobre el terreno. La cabina tenía fracturas en el suelo y en el cristal, aunque mantenía su estructura e integridad.
- **Tren de aterrizaje:** el tren principal izquierdo se desprendió. El lugar donde quedó finalmente y las huellas sugieren que su fractura se produjo en una fase inicial del accidente. Se encontraron marcas del neumático del tren izquierdo en el lado izquierdo del fuselaje, detrás de la puerta de pasajeros. El tren derecho, aunque deformado y abierto hacia fuera permaneció unido al fuselaje. El tren trasero permanecía intacto. El sistema de bloqueo presentaba una deformación tal que aunque el tren estuviera en la posición de bloqueo se permitía el movimiento asociado al timón de dirección. Las fotografías después del accidente muestran que el tren trasero estaba en posición de bloqueo.

Los conjuntos de frenos fueron enviados al fabricante para su inspección mostrando signos de desgaste normal. Todos los elementos estaban dentro de límites en cuanto a dimensiones se refiere a excepción del recubrimiento del freno izquierdo que presentaba un desgaste excesivo por encima de límites.

- **Conjunto de cola:** el timón de dirección presentaba un golpe en el extremo exterior inferior del mismo a consecuencia de un impacto con el estabilizador horizontal. El timón de profundidad presentaba una deformación hacia abajo como consecuencia del impacto. El actuador del estabilizador horizontal se había fracturado desprendiéndose de su alojamiento inferior hacia la parte delantera del avión indicando deceleración.
- **Planos:** el alerón izquierdo estaba fracturado debido al impacto del contrapeso izquierdo del plano, que arrastró en el terreno y posteriormente se desprendió. Los flaps estaban retraídos.

1.3. Información sobre la tripulación

El piloto, que llevaba trabajando para este operador 8 meses, contaba con una licencia de piloto comercial de avión obtenida en agosto de 2002. Tenía las habilitaciones de monomotor y multimotor de pistón, monomotor de turbina y de Pilatus, de vuelo instrumental y de instructor. Tanto la licencia, como las habilitaciones y certificado médico estaban en vigor en el momento del accidente.

Había acumulado un total de 650 h de las cuales 138 habían sido en el tipo. Desde su ingreso en la compañía había operado con Pilatus PC-6. La experiencia con la aeronave EC-JOE accidentada era de 56 h, la totalidad de las cuales fueron realizadas a partir del 20-01-2007, siendo el piloto el único que operó con esta aeronave desde entonces.

La experiencia reciente del piloto había sido en los aeródromos de La Mancha y Ocaña. En el Aeródromo de Casas de los Pinos llevaba operando un mes aproximadamente durante el cual había realizado lanzamiento de paracaidistas un total de 6 días, siendo el último día el 25-03-2007. La semana previa al accidente la aeronave y el piloto habían estado realizando actividades de paracaidismo en el Aeródromo de Ocaña. El traslado al Aeródromo de Casas de los Pinos desde Ocaña se registró la tarde del día anterior al accidente, el viernes 13-04-2007.

1.4. Información sobre la aeronave

La aeronave Pilatus PC-6 B1-H2 S/N 705 fue fabricada en el año 1969 y había estado operando en España con matrícula francesa F-GZDO realizando lanzamiento de paracaidistas. El 27 de abril de 2006 fue matriculada en España con un total de 8.812 h.

El 6 de agosto de 2005 esta aeronave, todavía con matrícula francesa, sufrió un fallo de motor por un problema en un álabe de la turbina de potencia en el Aeródromo de Ocaña durante un vuelo de lanzamiento de paracaidistas. El motor, Pratt and Whitney PT6A-20 S/N 22072, fue reparado y era el mismo que equipaba la aeronave en el momento del accidente con 8.962 h totales.

1.4.1. Información de mantenimiento

Según el libro de aeronave, había acumulado 9.046 h y contaba con todos los certificados, licencias y seguros en vigor. Las últimas tareas de mantenimiento habían sido dos revisiones de 100 h el 13-04-2006 y el 12-01-2007 con 8.885 y 8.989 h, respectivamente. Desde la revisión del 12-01-2007 hasta el momento del accidente la aeronave había operado 57 h.

1.4.2. Información adicional

El tren de aterrizaje de la aeronave consta de un tren principal y un tren trasero que tiene un sistema de bloqueo. El manual de vuelo de la aeronave define que para el rodaje en tierra el tren trasero se debe posicionar en cabina en «steer» o no bloqueado mientras que para el despegue y el aterrizaje debe bloquearse con objeto de facilitar el control direccional de la aeronave.

El sistema de bloqueo del tren trasero es tal que en la posición de bloqueo esta pata se mantiene alineada con el eje de referencia del fuselaje y en la posición de desbloqueo o «steer» el tren trasero está ligado al movimiento del estabilizador vertical permitiendo el guiado durante el rodaje en tierra.

La velocidad de pérdida que establece el manual de vuelo para un peso de 4.850 lb (peso máximo al despegue autorizado), sin flaps es de 52 kt. El peso de la aeronave en el momento del accidente era menor de 4.850 lb ya que no llevaba el máximo de combustible y sólo uno de los nueve pasajeros que puede transportar, por lo que la velocidad de pérdida sería menor de 52 kt.

1.5. Información meteorológica

El Aeródromo de Casas de los Pinos no cuenta con información meteorológica propia y no se ha encontrado información alguna sobre la frecuencia de ráfagas de viento y condiciones meteorológicas en el mismo.

1.5.1. Información obtenida el día del accidente

Las condiciones meteorológicas obtenidas del NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration) el mismo día del accidente, daban en las coordenadas del Aeródromo de Casas de los Pinos unos valores de viento de 5 kt de unos 120°-130° a las 8 horas y de 5 kt de 0° a las 11 horas.

1.5.2. Información proporcionada por el INM

La estimación del INM sobre el tiempo más probable en el lugar del accidente en base a las imágenes del radar, los METAR del Aeropuerto de Albacete, la situación general en la península y las predicciones para Cuenca y Albacete, son de cielo nuboso, sin precipitación o fenómenos tormentosos, visibilidad regular a buena, vientos del noroeste de 5 a 15 kt y temperatura alrededor de los 7 °C.

1.5.3. Información proporcionada por el piloto

El piloto no contaba a bordo con información meteorológica más allá de la observada en el propio campo. En la notificación posterior realizada a la Comisión no proporcionó información alguna de viento, tan sólo la presencia de nubes dispersas y 12° de temperatura. Durante la conversación telefónica mantenida con el piloto 10 minutos después del accidente, él mismo informó que la manga de viento del aeródromo indicaba 3 kt a favor de la pista 30 (dirección 120°).

1.6. Información del aeródromo

El Aeródromo de Casas de los Pinos es un aeródromo privado situado en la provincia de Cuenca cerca de la localidad de La Roda. Tiene una única pista 12-30 asfaltada de 719 m de longitud y 18 m de ancho. Paralelo a la pista y a unos 20 m se encuentra un camino.

1.7. Declaración del piloto

En su declaración el piloto informó que realizó la aproximación a 70 kt, sin flaps porque solía realizarlo así y con el tren trasero bloqueado. Durante la recogida una ráfaga de viento le levantó el plano izquierdo, entró en pérdida y «metió» alabeo y pie izquierdo intentando recuperar el control pero se salió de la pista, no recordando ningún detalle más ni sonido en cabina.

2. ANÁLISIS

El sábado 14 de abril de 2007, la aeronave EC-JOE despegó de la pista 30 del Aeródromo de Casas de los Pinos con piloto y pasajero a bordo para realizar un vuelo de comprobación antes de iniciar los de lanzamiento de paracaidistas. El vuelo transcurrió con normalidad y la aeronave procedió a iniciar la aproximación y aterrizaje a la pista 30. Durante el aterrizaje ocurrió algo que provocó un desvío de la aeronave de 30° hacia la derecha respecto del eje de la pista. La ausencia de huellas en la pista indica que no hubo contacto de la aeronave con la misma. La cercanía de las primeras huellas al borde de pista indica que el desvío de la aeronave durante el aterrizaje se produjo en un momento en que ésta se encontraba a baja altura.

De las marcas del tren y de la hélice en el terreno se deduce que el primer contacto de la aeronave se produjo con una ligera actitud de picado. Las marcas más pronunciadas en el tren izquierdo que en el derecho y el impacto del contrapeso del plano izquierdo con el suelo indican una actitud coherente con la maniobra descrita por el piloto de alabeo y pie izquierdo para contrarrestar la subida del plano izquierdo. La rotura del actuador del estabilizador horizontal es consecuencia de una deceleración brusca que debió producirse en los primeros momentos en los que probablemente, también se produjo el colapso del tren principal. A partir de aquí la aeronave se fue arrastrando sobre el fuselaje hasta quedar detenida después de 50 m. El desprendimiento de la hélice debió ocurrir en la última fase del recorrido, pasados los primeros 20 m y el camino.

2.1. Meteorología

Dentro de las posibles causas que hubieran podido desviar la aeronave de su trayectoria se encuentra la que se refiere a la meteorología. El piloto declaró que fue una ráfaga de viento el origen del accidente. La observación de la manga de viento del propio piloto

a los 10 minutos del accidente, la hora temprana del día y las estimaciones de viento para ese día no sugieren la presencia de ráfagas o turbulencias, si bien no puede confirmarse este extremo con la información disponible.

2.2. Aeronave

Desde un punto de vista técnico, el estudio de los frenos mostró un excesivo desgaste del recubrimiento del freno izquierdo que podría haber mermado la capacidad de frenado en el tren izquierdo y haber podido producir un desvío hacia la derecha. Sin embargo, la aeronave no llegó a posarse en la pista como indica la ausencia de marcas de frenada, por lo que la aplicación de los frenos no llegó a producirse y, por lo tanto, no pudo haber influido en el accidente. Por este mismo motivo, la deformación encontrada en el sistema de bloqueo del tren trasero se considera producida tras el impacto, lo que confirma la ausencia de problemas detectados por el piloto antes del accidente.

Los daños encontrados en la aeronave se consideran producidos como consecuencia del impacto, descartándose la existencia de problemas previos que hubieran podido tener influencia en el accidente.

2.3. Operación

La velocidad con la que, según el piloto, se produjo la aproximación supone un margen de seguridad del orden de 20 kt respecto a la velocidad de pérdida. Es decir, la velocidad de la aeronave era adecuada para un aterrizaje sin flaps y con ráfagas, por lo que debería haberse podido mantener su control. Esto cuestiona la posibilidad de que la ráfaga fuera la causa que desestabilizara la aeronave y provocara la salida de pista. La falta de otros datos sobre el vuelo hace imposible determinar si la aproximación a la pista fue estable y si el aterrizaje se realizó de forma adecuada, lo que podría haber contribuido a explicar el accidente.

Además, el exceso de velocidad respecto a la de pérdida parece demasiado grande como para que en tan poca distancia y tiempo la aeronave llegara a perderlo y entrara en pérdida tal y como describe el piloto. No parece probable, por tanto, que el primer impacto de la aeronave contra el terreno en actitud de picado fuera a consecuencia de la entrada en pérdida de la aeronave, como describe el piloto, y podría más bien haberse producido por una actitud de morro abajo no corregida en el intento de recuperación de la aeronave.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave contaba con todos los certificados y licencias válidas y en vigor.
- La aeronave estaba autorizada para realizar actividades de lanzamiento de paracaidistas.

- La aeronave contaba con 9.046 h y había pasado una revisión de 100 h el día 12-01-2007, hacía 57 h.
- El piloto contaba con una licencia válida y en vigor.
- La experiencia del piloto era de 650 h totales y 138 en el tipo.
- El piloto había operado 6 días en el Aeródromo de Casas de los Pinos.
- Todos los daños de la aeronave se consideran producidos a consecuencia del accidente y no previos al mismo.
- El recubrimiento del freno izquierdo presentaba un desgaste excesivo que sobrepasaba los límites, pero que no tuvo influencia en el accidente.
- La velocidad de aproximación sobrepasaba en unos 20 kt la velocidad de pérdida con peso máximo.

3.2. Causas

Se desconoce la causa por la que la aeronave EC-JOE sufrió la salida de la pista 30 durante el aterrizaje, aunque parece claro que alguna circunstancia modificó la trayectoria de la aeronave cuando ésta se encontraba a baja altura. Se ha descartado la posibilidad de un problema técnico de la aeronave como origen del accidente y no se ha podido confirmar si había ráfagas en el aeródromo en el momento del accidente que, incluso existiendo, no debían haber afectado al control ya que la velocidad era suficientemente elevada respecto a la de pérdida.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

Ninguna.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-026/2004	21-05-2004	EC-ITP	Fairchild SA227-BC, Swearingen Metro III	Palma de Mallorca Airport	81
IN-001/2005	23-01-2005	TF-ATI	Boeing B747-300	Madrid-Barajas Airport	111
A-016/2007	14-04-2007	EC-JOE	Pilatus PC-6 B1-H2	Casas de los Pinos Aerodrome (Cuenca)	129

Foreword

This report is a technical document that reflects the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances of the accident and its causes and consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and pursuant to Annex 13 of the International Civil Aviation Convention, the investigation is of exclusively a technical nature, and its objective is not the assignment of blame or liability. The investigation was carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

Consequently, any use of this report for purposes other than that of preventing future accidents may lead to erroneous conclusions or interpretations.

This report was originally issued in Spanish. This English translation is provided for information purposes only.

Abbreviations

00 °C	Degrees centigrade
AD	Airworthiness directive
AFM	Aircraft flight manual
AGB	Accessory gearbox
AIP	Aviation information publication
ASPD	Airspeed
ATPL	Airline transport pilot
CIAIAC	Spain's Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission
CPL/IR	Commercial pilot with instrument rating
CVR	Cockpit voice recorder
DFDR	Digital flight data recorder
DGAC	Dirección General de Aviación Civil (Civil Aviation Authority)
EGTj	Engine exhaust gas temperature in position (j)
FDR	Flight data recorder
FE	Flight engineer
FFj	Engine fuel flow in position (j)
FH	Flight hours
ft	Feet
FWD	Forward
g	Acceleration due to gravity
h	Hour(s)
Hcg	Center of gravity station
hh:mm:ss	Hours, minutes, seconds
Hm1g	Main gear station
Hng	Nose gear station
IAS	Indicated airspeed
in	Inch
INM	Instituto Nacional de Meteorología (National Weather Institute)
ITT	Interturbine temperature
kg	Kilogram(s)
kt	Knot(s)
LATj	Lateral acceleration at each quarter second (j), j = A, B, C, G being, respectively, 1st, 2nd, 3rd and 4th
lb	Pound(s)
lb/inch	Pounds per inch
LH	Left hand
LONj	Longitudinal acceleration at each quarter second (j), j = A, B, C, G being, respectively, 1st, 2nd, 3rd and 4th
LT	Local time
m	Meter(s)
METAR	Aviation routine weather report
MLG	Main landing gear
MM	Maintenance manual
MMEL	Master minimum equipment list
MTOW	Maximum take-off weight
Nij	Engine rotor speed (i = 1, low; i = 2, high) in position (j)
NLG	Nose landing gear
NOAA	National Oceanic and Atmospheric Administration
NWS	Nose wheel steering
P/N	Part number
psi	Pounds per square inch
RH	Right hand
S/N	Serial number
s	Second(s)
SB	Service Bulletin
SDQ	Locator indicator of Santo Domingo Airport
SHP	Shaft horse power
T.O.	Takeoff
UTC	Coordinated universal time
V1	Decision speed
VMC	Visual meteorological conditions

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Friday, 21 May 2004; 04:52 UTC ¹
Site	Palma de Mallorca Airport

AIRCRAFT

Registration	EC-ITP
Type and model	FAIRCHILD SA227-BC, SWEARINGEN METRO III
Operator	Top Fly

Engines

Type and model	GARRETT TPE331-11U-612G, 1,000 SHP
Number	2

CREW

	Pilot in command	Copilot
Age	32 years	29 years
Licence	CPL/IR	CPL/IR
Total flight hours	2,700 h	2,500 h
Flight hours on the type	900 h	180 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			1
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Damage to the right main landing gear leg and right propeller
Third parties	Minor damage to a runway marker and drain cover

FLIGHT DATA

Operation	Commercial Air Transport – Non-Scheduled – Domestic – Cargo
Phase of flight	Takeoff run, prior to V1

REPORT

Date of approval	25 July 2007
------------------	--------------

¹ All times in this report are UTC. To obtain local time add 2 hours.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

Top Fly flight ARL-502, a Fairchild SA227-BC, registration EC-ITP, was preparing to start its takeoff run at Palma de Mallorca Airport, en route to Ibiza, in the early morning hours of 21 May 2004, at 04:52 UTC. It was a cargo flight, and aboard the aircraft was a crew of two pilots and a third occupant, also a pilot for the company. The copilot, seated in the right-hand seat, was the pilot flying.

Once authorized by the TWR to take off on runway 06R, the aircraft started its run by accelerating normally under takeoff power and using the Nose Wheel Steering (NWS) system, which the copilot engaged by pushing the system's activation button on the left side of the power lever for the No.1 engine. As the aircraft accelerated, the pilot called out going through 60 kt, meaning they had developed enough IAS for directional control. The copilot released the activation button for the steering system, shortly after which the aircraft started veering toward the right edge of the runway without the crew noticing any power or system failure. The copilot pushed hard on the left rudder pedal but the aircraft did not change course. He warned that he was losing control. The captain took the controls and initiated a rejected takeoff. He engaged reverse thrust but was unable to keep the aircraft from leaving the paved surface to the right with a speed of some 90 kt and at an angle of about 12° with respect to the runway. The aircraft veered and skidded on the runway shoulder, turning almost completely around before coming to a stop on a bearing of 220° at a point 135 m away from the runway 06R centerline and some 950 m away from the brake release point.

The crew stopped the engines and feathered the propellers. They exited the aircraft and verified there was no fire, noting only minor damage to the landing gear and to one propeller blade. Damage to the airport infrastructure was limited to a struck runway light and a lifted drain system cover.

1.2. Aircraft information

The Fairchild SA227 Metro III aircraft is a pressurized twin turboprop for the public transport of passengers and cargo, capable of holding 19 passengers.

The type certificate holder is the M7 Aerospace company (Texas, USA).

1.2.1. Airframe

Make:	Fairchild Swearingen Metro III
Model:	SA227-BC

Serial number:	BC-789B
Year of production:	1992
Registration number:	EC-ITP
MTOW:	16,000 lb

1.2.2. *Dimensions, weight and balance*

The nose gear fuselage station is: $H_{ng} = 64.10$
The main gear fuselage station is: $H_{mlg} = 293.69$

Note: Fuselage stations are expressed in inches from said station to a reference station in the nose of the aircraft.

The distance between the nose and main landing gear is: $U = 19.1 \text{ ft} = 5.8 \text{ m}$
The distance between the two main landing gear legs is: $T = 15 \text{ ft} = 4.56 \text{ m}$

The weight and balance sheet used in the dispatch of flight ALR-502 listed a takeoff weight of 14,876 lb and a center of gravity station at $H_{cg} = 266.5$.

The distance between the nose gear and the center of gravity is $H_{cg} - H_{ng} = 5.14 \text{ m}$.

The takeoff weight and center of gravity were calculated in accordance with company approved procedures, and used a weight of 375 lb for the crew and 4,400 lb for the payload.

A weighing of the carts used to unload the payload after the incident estimated its weight at 2,024 kg (4,462 lb), after the approximate weight of the carts themselves was subtracted.

A simple calculation reveals that the nose gear was supporting 12% of the aircraft's weight and each main landing gear leg 44%.

1.2.3. *Landing gear*

The landing gear is of the conventional tricycle type, with an NWS system installed on the nose gear.

1.2.4. *Nose wheel steering (NWS) system*

The aircraft features a variable authority nose wheel steering system. Since this system is not included on the minimum equipment list, directional control while taxiing, taking

off and landing when the NWS system is inoperative is achieved through differential braking of the main gear wheels and differential thrust.

The initial design of the NWS system has been modified through various Service Bulletins. A brief list of the relevant documents is provided below:

- | | |
|------------------|---|
| S.B. 227-32-006 | Issued to increase NWS system reliability and provide a warning system to alert the pilot of failure while in caster mode. It incorporates a pressure switch. |
| S.B. 227-32-030 | Issued to increase NWS system reliability. Improves the design of the NWS amplifier, replaces the pressure switch with a normally-open hydraulic valve vented to the return (relief valve), and changes out the potentiometer assemblies. |
| A.D. 93-08-09 | Forbids the use of NWS during takeoffs and landings on post-S.B. 227-32-30 modified aircraft. |
| S.B. 227-32-034R | Issued to improve the NWS system. This bulletin rescinds the restrictions imposed by A.D. 93-08-09. Replaces the servo valve on the actuating assembly. |
| S.B. 227-32-040 | Adds a new pushbutton on the RH power lever to provide independent control of the NWS to the pilot and copilot. |

According to information supplied by the operator, S.B. 227-32-006 had been installed on the aircraft, but not S.B. 227-32-030. It was later verified that S.B. 227-32-030 had in fact been implemented at the time the aircraft was built.

No references to the implementation of A.D. 93-08-09 were found in the maintenance records, nor did the limits section of the Aircraft Flight Manual (AFM) include a copy of said directive, as required by the instructions listed in the directive for its application.

What follows is a brief overview of the NWS system outfitted on the aircraft after being modified by SB 227-32-006 and SB 227-32-030 and prior to SB 227-32-034R and SB 227-32-040.

Description of the NWS

The system features two hydraulic actuators that twist the inner cylinder on the nose strut through a rack and pinion mechanism. The system is electronically controlled and

hydraulically actuated via servo valves. The cockpit controls include a control panel on the left console with ARM (arming) and TEST switches and a Park button.

The system normally provides the ability to steer the nose gear through $\pm 10^\circ$, its use during takeoff and landing being authorized if SB 227-32-034R has been implemented.

Actuating the Park button increases the deflection to $\pm 63^\circ$. This feature is used during taxiing and ground movements.

Within reach of the crew, on the left side of the power lever, there is a "Power lever" pushbutton, which is easier for the pilot in the LH seat to access since it is designed to be actuated with the right thumb. This pushbutton activates the NWS system when the selector on the control panel is set to ARM. Inside the pedestal, out of the pilots' reach, there is a microswitch that closes the circuit, in parallel with the button on the power lever, when the speed lever is in the LOW, or bottom, position.

When the NWS system is activated, with the system armed and the button on the power level depressed or the speed lever in LOW, the nose wheel is steered by means of the rudder pedals. A set of potentiometers mounted on the pedal hinges and on the top of the nose strut send electrical signals to an amplifier, or control box. Fault detection capability is provided by mounting two sets of potentiometers on two separate control and monitoring channels. The amplifier compares the control signal (pedal) with the slave signal (nose wheel) and sends driving signals to the hydraulic servo valve which powers the actuators in response to the commanded position. If, however, the system detects a fault or a mismatch of the electrical signals equivalent to 3° or more of deflection between the control and monitoring channels, then the system disengages.

The sole NWS hydraulic assembly incorporates actuators and hydraulic servos and is located on top of the nose strut and includes the actuating solenoids. The amplifier, or electrical control box, is mounted in the console to the left of the LH (chief pilot) seat. A power control relay located next to the circuit breaker panel actuates the solenoids on the servos when:

- 1.° The system is armed,
- 2.° Either the power lever pushbutton or the speed lever microswitch is actuated, and
- 3.° The landing gear is deployed.

(See the NWS electrical diagram in Appendix B-4)

The NWS system includes a set of warning lights. A green one, located in the annunciator panel and labeled NWS, indicates when lit that the system is armed and that steering control is available. A second, amber, light, labeled NWS FAIL, flashes when the amplifier's fault detection circuitry senses a malfunction.

Components of the NWS system hydraulic assembly (see diagram Appendix B-1)

The NWS hydraulic assembly, in addition to hydraulic liquid filters, restrictors and actuators, three main valves and two electromagnetically-actuated variable restrictors, includes:

- An arming valve for providing hydraulic pressure to the system or connecting the system to the hydraulic return header. It is electrically actuated.
- A mode selector valve with two positions: steering mode, in which hydraulic system pressure is directed to the actuators controlling the nose wheel; and caster mode, in which the hydraulic liquid is isolated from the hydraulic system but allowed to flow between actuators, which serves to dampen shimmy. In caster mode, the NWS system is deactivated and the nose wheel is self-aligning, and thus not controlled from the cockpit (see detail in Appendix B-2).
- variable servo valve with three positions: 1 - stops the flow of hydraulic fluid to the actuators (used when locking the wheels); 2 - turns the wheels left by exposing the liquid in the left actuator to supply header pressure, and the liquid in the right actuator to return header pressure; or, 3 - vice versa to turn the wheels right (see positions in figure, Appendix B-3). The different positions are obtained by opening or closing the variable restrictors
- LH and RH variable restrictors, electrically actuated by the amplifier via the power control relay.
- A normally-open, electrically-actuated relief valve. It vents hydraulic system pressure when the NWS system is deactivated.

1.2.5. *Propellers*

The aircraft is equipped with two constant-speed McCauley propellers measuring 2.69 m in diameter, with four variable-pitch blades with full feathering capability.

To facilitate engine start-up, the blade pitch control system features centrifugal-mechanical locks which establish a negligible pitch angle so as to minimize aerodynamic drag when the propeller is turning.

1.2.6. *Aircraft flight manual procedures*

The limits section in the AFM, on page 1-15, forbids using NWS when the arming valve fails its test or when there has been a fault in the hydraulic system.

The AFM section on normal procedures allows for operating the NWS system while carrying out the following procedures:

- Before taxi checklist.
Step 8 arms the NWS system via the ARM switch.

- Taxi checklist.

Step 4 performs a functional check of the NWS system by referencing the system checklist, which involves a series of steps that include placing the TEST switch in its different positions (L, R and OFF), actuating the pedals in both directions (left and right), moving the right speed lever and depressing the NWS activation pushbutton. With each step, proper operation of the warning lights is checked.

- Takeoff checklist

Step 7, after the brakes are released, states:

NWS Power lever Button AS DESIRED

The emergency procedures section of the AFM addresses two NWS system failure modes, namely, an electrical or hydraulic malfunction.

- In the event of electrical malfunction, as evidenced by a flashing green NWS light, by an undesired steering deflection, and/or by a lit parking light when the park button has not been pushed, the following actions are to be performed:
 1. release the 'NWS Power lever Button',
 2. push the right speed lever approximately 1/2 an inch above the LOW position
 3. use the rudder, brakes and/or throttle to steer
 4. disarm the system by placing the switch in OFF, and
 5. open the circuit breaker.
- In the event of hydraulic failure, as evidenced by the amber NWS FAIL light illuminating, press and hold the NWS Power Lever Button.

1.3. Meteorological information

In his flight clearance, the controller informed the aircraft that winds were calm.

Other data indicate a temperature of 19 °C, few clouds and light winds below 4 kt out of the SE. No precipitation had been registered in the preceding hours or days.

Sunrise for that date in Palma de Mallorca was at 04:32 UTC. At takeoff, the sun was 3° above the horizon on a geographic bearing of 66°.

1.4. Communications

Radio contact was maintained between the aircraft and TWR. A transcript of said communications was received for the investigation, the relevant highlights of which are provided below:

- The aircraft was directed to the runway 06R holding point and cleared for takeoff at 04:51:48. TWR: "ALR-502, wind calm, cleared for takeoff runway 06R."
- A minute later the aircraft radioed that it had departed the runway, after which TWR coordinated rescue efforts with the airport fire brigade.
- The aircraft, which was visible to the controller, was on the right side of the runway just in front of taxi exit S-2.

1.5. Aerodrome information

The Palma de Mallorca airport has three parallel runways on headings 06-24:

Runways 06L-24R and 06C-24C are to the north of the passenger terminal buildings and control tower.

Runway 06R-24L, used in this operation, is to the south of the airport buildings. Its geographic heading is 059°. It measures 3,000 × 45 m. It is paved and located within a 3,120 × 300 m strip.

Access to the runway 06R threshold for takeoff is via taxiway H-7 and through a holding point. The threshold for landings is 410 m down the runway.

A chart of the airport is shown in Appendix A-1.

1.6. Flight recorders

The aircraft was equipped with a Fairchild flight data recorder, model F1000, P/N S703-1000-00, S/N 00648, which correctly recorded data on IAS, pressure altitude, vertical acceleration, pitch and roll attitudes, magnetic heading, LH and RH propeller RPMs and LH and RH engine torque.

The data recorded revealed that both engines were at 100% RPM before the brakes were released, and that torque increased to 90% in the LH engine and 95% in the RH engine.

The aircraft accelerated normally to a speed of 107 kt in about 18 seconds. The decision to abort the takeoff was made some three seconds before the maximum speed was reached, as evidenced by engine thrust being reduced to ground-idle.

Reverse thrust was obtained two seconds later, the torque reaching 55% in the LH engine and 40% in the RH engine for a period of seven seconds.

The sharp fluctuations in vertical acceleration some 22 s after brake release mark the instant the aircraft left the paved surface.

The increase in the pitch and roll angles some 28 s after brake release mark the skidding and turning motion of the aircraft on the ground.

The aircraft came to a stop some 38 s after brake release. The aircraft's heading increased from the moment it left the runway, eventually settling on 220° some 4 s before coming to a stop.

Appendix C shows a graphical representation of the changing parameters during the aborted takeoff.

1.7. Tire track and aircraft examination

The tire tracks on the runway's asphalt show that the aircraft started to veer 510 m into its takeoff run.

It crossed the right edge of the runway 695 m into its takeoff run at an angle of some 12° to the right. The lower distance between the NLG and the RH MLG than between the NLG and the LH MLG confirm a slight slide to the left. The NLG tracks indicated that both were braking without sliding (Figure 1).

The ground on the runway strip was covered with grass almost a meter tall, which resulted in the wheels tracing out the aircraft's trajectory as it skidded for 260 m beyond the runway before coming to a stop.

The aircraft stopped 135 m away from the runway 06R centerline and 950 m away from its threshold (see trajectory in Appendix A-2).

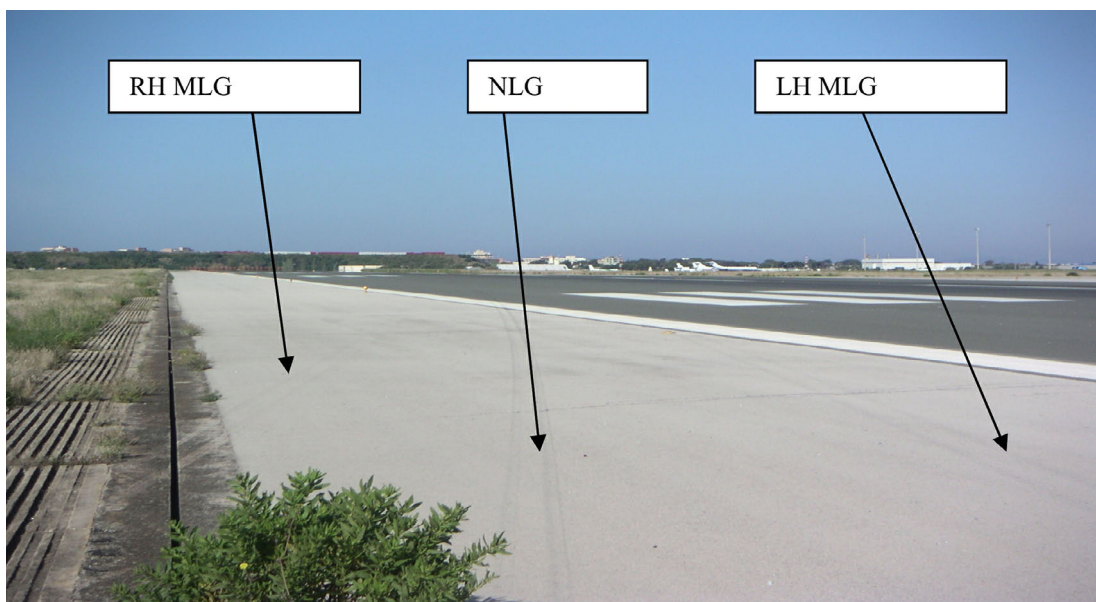


Figure 1. Landing gear tire tracks on the runway

The tires did not burst. No significant defects were found on the brakes for the four MLG tires.

The NLG tires were oriented to the right. The inboard rim of the NLG left wheel was chipped and cracked radially along its perimeter (Figure 2).

Both propellers were feathered. One of the propellers had impacted a runway marker, which bent the tip of one blade.

After the incident it was noted that the RH MLG leg torsion link lower lug, in the sliding member of the strut, was torn off (Figure 3). The fracture surface showed evidence of brittle fracture.



Figure 2. Nose gear wheels



Figure 3. RH main leg. Breakage of the torsion link

1.8. Tests and research

1.8.1. Tests on NWS system components

The filters and valves of the NWS system were inspected. No contamination was found which could have clogged the fluid flow.

The NWS warning lights were verified to be functioning properly.

Operational tests were performed on the NWS with the system armed and activated in both the normal and park positions. The system failed the left turn check due to improperly adjusted potentiometers, probably as a result of the incident as the aircraft rolled and skidded over the runway strip.

1.8.2. Crew statements

The crew stated it had commenced its operations that night in Barcelona, and that the following legs were scheduled: Barcelona-Ibiza-Palma-Madrid-Barcelona-Palma-Ibiza. Although the incident occurred on the sixth leg, they were not particularly tired. They were used to flying at night.

After landing at the Madrid airport, they noticed the amber NWS FAIL light illuminate as they approached the parking area. The crew notified maintenance personnel. Since no obvious faults were found, no further actions were taken. On the subsequent taxi and takeoff for Barcelona, the aircraft operated with the NWS system activated, with no anomalies being noted. On the following landing and takeoff, in Barcelona, and landing in Palma, all before the incident flight, the crew did not note any system failure warnings.

The following information in the crew's account of the event is of note:

- The copilot was at the controls during the incident takeoff. They recall applying throttle on takeoff and reaching 90% torque.
- During the takeoff run the captain called out 60 kt before any problems were noted. At that point, the copilot released the NWS power lever button and shortly afterward the aircraft started veering to the right, even though the copilot was applying full left rudder with his foot.
- They tried solving the steering problem by pressing the NWS power lever button, which had no effect on the nose wheel, which was apparently locked. The button was then released for the final time.
- The takeoff was rejected at a speed of between 85 and 90 kt. The predicted decision speed (V1) was 115 kt.
- They do not recall seeing the NWS amber light blinking during the emergency.

- They did not note a deceleration of the aircraft after applying reverse thrust, which led them to actuate the stop and feather controls once off the runway to stop the engines, at which time the aircraft decelerated immediately.
- Once the aircraft came to a stop, the captain ordered an evacuation.

1.9. Organizational and management information

The company's operations manual does not specify operating conditions for its fleet of Fairchild SA-227 METRO aircraft differing from those outlined in the aircraft's AFM. There are no operating procedures based on the AFM which define specific crewmember actions for those crews made up of two pilots.

It is an unwritten company practice for crew training and fleet operations to be carried out such that either crewmember may take the controls, with the pilot flying manipulating the throttle lever, regardless of his position in the cockpit. When the pilot flying is seated in the RH seat, he must put his left hand on the throttle lever so that he can operate the NWS power lever button located on the left side of the levers.

As noted in 1.2.4, the AFM did not contain a copy of the directive which prohibited the use of the NWS system while taking off and landing, as required by the aircraft's modified condition.

1.10. Additional information

No flight simulators are available to conduct crew training for this fleet, meaning emergencies can only be practiced on actual training flights.

2. ANALYSIS

2.1. Incident sequence

In the early morning hours of 21 May 2004, a Fairchild SA227-BC, registration EC-ITP, was making a Barcelona-Ibiza-Palma-Madrid-Barcelona-Palma-Ibiza run while on a commercial public cargo transport operation, with two pilots and a third occupant aboard, also a pilot for the company.

Upon reaching the parking apron on the Madrid leg, the NWS FAIL warning light momentarily illuminated. Maintenance was informed, but no obvious faults were noted. The system was verified to be functioning properly on the taxi out from

Madrid, and then again in the stopover in Barcelona and the subsequent landing in Palma.

The departure from Palma marked their sixth run, and took place with calm winds at 04:52. It was a routine flight for the crew. They were not tired.

Flight dispatch proceeded normally, with both weight and balance within limits. The slight 28-kg discrepancy between the declared payload weight and the offloaded payload weight may simply be attributed to a low estimate for the tare weight of the carts used. A weight lower than actual was used, however, when the third occupant's weight was not taken into account, resulting in a total calculated occupant weight of 374 lb (160 kg).

The sun was rising on the same bearing (six degrees to the right) as that of the runway they used (06R), which may have hindered the pilots' vision and affected their ability to keep the aircraft on the pavement without deviating. The crew statements make no mention of this, however, so its effect on the crew's ability to see outside the aircraft is thought to be negligible.

The NWS system was armed and functioned properly while taxiing to the takeoff threshold. The pilot flying for the takeoff was the copilot, who engaged the throttle levers and pushed the NWS activation button, which was difficult to access from the RH cockpit seat.

The sequence of events indicates that the aircraft accelerated normally. The captain called out passing through 60 kt, and the copilot released the NWS activation button on the throttle lever. The copilot immediately felt and warned of the aircraft veering to the right and of his inability to control it, despite pressing down hard on the left rudder pedal and depressing the NWS button on the throttle lever once again. Faced with the continued veer to the right, the captain decided to reject the takeoff and applied reverse thrust, which did not keep the aircraft from departing the runway.

FDR parameters reveal that following the rejected takeoff, engine torque remained positive and thus the aircraft kept accelerating for two or three more seconds. After reverse thrust was engaged, the aircraft did not start to decelerate until the engine torque increased, following a two-second lapse. It is worth noting that during those critical moments of the takeoff run, the brakes have little effect since the weight of the aircraft on the ground is reduced by the already high speed, near the aircraft's decision speed, and the significant lift being generated. It was not until the aircraft was near the edge of the runway that its speed started reducing appreciably.

An analysis of the tire tracks revealed that the aircraft crossed the right edge of the runway some 20 s following brake release, 695 m into its takeoff run, at an angle of about 12° with respect to the runway centerline. Once outside the runway, the aircraft

skidded for another 260 m, its heading increasing to a value of 220°. The aircraft was stopped by the effect of the brakes on the wheels, which did not skid, and the application of reverse thrust. The only damage was to one propeller blade, which struck a runway marker, and to the lower torsion link on the RH leg, which very likely failed when its design stress was exceeded as the airplane skidded and rolled off the runway. The inboard rim on the left wheel of the NLG was also chipped and cracked at various points along its edge, as would be expected following a skid of that wheel to the left. The damage to the rim of the nose wheel indicates that the rubber on the NGL wheels experienced significant transversal deformation as the aircraft skidded along the ground.

2.2. Possible causes of the incident

It could be argued that, aside from minor factors capable of inducing a yaw torque that could affect the steering of an aircraft while on its takeoff run, the following four factors could be considered significant enough to explain abrupt heading changes during the takeoff run:

- a) A gust of wind
- b) Large differential engine thrust
- c) Locking the brakes on the MLG, or a tire blowout, and
- d) NLG orientation.

Cause a) can be dismissed in this case due to the prevailing wind conditions during takeoff.

Likewise, cause b) can be ruled out given the aircraft's normal acceleration, which was in keeping with the expected power output of both engines, as confirmed by the FDR readout. Nor is it conceivable that the right propeller would have its start locks engaged, as that would have halved the power available for takeoff and increased aerodynamic drag.

Cause c), namely that a brake, which is not normally used during takeoff, could have seized can also be excluded, given the acceleration values obtained and the results of the post-incident inspection, which revealed nothing to this effect.

It stands to reason, therefore, that the NLG wheel veered and locked to the right once the pilot released the NWS activation button on the thrust lever. The information collected points to this conclusion, as evidenced by the fact that the deviation started after the steering control was deactivated, as well as by the damage to the inboard rim of the left nose gear wheel, indicative of lateral skidding by the wheel. Another fact which supports this assumption is the NWS FAIL warning light observed while in Madrid and which suggests a possible intermittent fault in the steering system.

2.3. Possible NWS system failure modes and aircraft modification status

Considering the above, it must be assumed that in all likelihood the nose wheels turned to the right and stayed blocked in that position once the pushbutton on the throttle lever was released. At any rate, it has not been possible to reproduce the failure mode, nor has evidence of a malfunction been found in any of the components during functional tests made on the aircraft after the fact. It was also not possible to carry out bench tests on the NWS components. Due to the system's architecture, the fault could have resulted from a clogged restrictor; for example, if the flow path between actuators is interrupted while in caster mode, the wheel's orientation would be blocked. The same thing would happen if a fault or a delay in the steering system's control relay kept the arming valve open. The troubleshooting process in the maintenance manual also considers other possible fault mechanisms which could have occurred, though as already stated, these could not be verified.

Even if these faults had been temporary or intermittent, it would have been difficult to recover from a loss of control following the release of the throttle lever pushbutton, since the resulting mismatch between more than three signals in the control and monitoring channels would have prevented the system from being reactivated without first positioning the pedals to reflect the blocked wheel's deflection.

As for the system warning lights, if they did turn on during the takeoff run, the incident crew failed to notice them. They could have illuminated or blinked on and off without the crew noticing them during an emergency that only lasted 20 s.

NWS system operability on this type of aircraft is not relevant to the dispatching of flights. The aircraft may be operated, with or without using the NWS system, as specified by the Master Minimum Equipment List (MMEL). The aircraft's modification status, on the other hand, did prohibit the use of NWS during takeoff and landing, in keeping with the instructions of the relevant airworthiness directive. The system, therefore, should have been disconnected, which may have prevented the incident. Said airworthiness instructions were not steadfastly applied, however. During the investigation it was noted that the indications imposed by the directive had not been incorporated into the AFM, so the crews could not have known about the NWS restriction in effect. This, then, points to one deficiency affecting the operator's procedures and the control it maintains over issues involving the continued airworthiness of its aircraft. A safety recommendation is therefore issued in this regard.

The design of the NWS system has been the focus of several changes to this type of aircraft, effected through the issuance of successive service bulletins. According to information supplied by the manufacturer, the aim of these changes has been to improve its reliability in some cases, and the accessibility to the operating controls from both piloting positions in another. Yet, logically, despite these modifications, the possibility of faults in the system is still considered in the AFM's various operating

procedures. Aside from faults detected during pre-flight checks while carrying out the taxi checklist, an emergency could arise from an electrical or hydraulic fault, as in this incident, while the aircraft is moving on the ground at considerable speed. Judging by the available data, the fault in this case could have been electrical, given the undesired steering deflection produced which, according to the manufacturer, seems to be related with this type of fault. But the fault could also have been of a hydraulic nature, since the NWS FAIL light, which is indicative of such a fault, had illuminated on a prior flight. In principle, then, there seems to be no easy way to differentiate between the two failure modes and thus apply the appropriate emergency procedure, especially considering that the procedures lead to opposite conditions, with the system disconnected in one and activated in the other. Moreover, if the fault is electrical, the applicable emergency procedure includes the execution of a series of steps that result in the system being disconnected and which must be carried out in very rapid succession if steering control of the aircraft is to be regained. The effectiveness of these actions in preventing an aircraft rolling near the decision velocity from going off the runway is doubtful.

It would be worthwhile, therefore, to reconsider changes to the applicable emergency procedures which might allow for a clearer identification of the problem affecting the system on the one hand, and a greater guarantee that the aircraft's safety will not be compromised on the other. A safety recommendation is issued in this regard.

2.4. Operational factors

Two overriding challenges faced the crew during this emergency as they attempted to minimize the consequences of the aircraft's deviation: stopping the aircraft as quickly as possible and controlling its heading so as not to exit the runway.

As mentioned previously, it must be realized that the effectiveness of the brakes is reduced under high speed conditions, when the lift on the wings reduces the weight of the aircraft on the wheels. If the aircraft rolls off the runway, the vibrations and jolts could keep the pilot from applying full pressure to the brake pedals. As for reverse thrust, which is effective at high speeds, it has the drawback of the delay or time interval required by the engines and propellers to supply that thrust.

Regarding steering control on the ground, in theory, even with a NWS fault, the aircraft does have effective means for correcting an uncommanded steer on the ground. The emergency arising from such an uncontrolled deflection of the nose wheel, however, would catch the crew off guard and condition the pilot's response, making it very difficult to counteract the aircraft's tendency to go off the runway.

In fact, a deflection of the nose wheel results in lateral forces which, at most, would equal the frictional force, proportional to the weight on the leg and to the coefficient

of friction between the tire and the runway. On a dry runway, this force is large and its moment about the center of gravity would result in an undesired change in the aircraft's heading. The force from differential braking, however, would be greater still, due to the much greater weight on a MLG leg, and would result in a corrective moment larger than the original.²

In addition to the wheel brakes, the aircraft is also capable of using differential thrust with one of the propellers in reverse, a possibility that was used in this case. The moment from such a force is independent of the runway condition and may be more effective in correcting an adverse nose wheel orientation on a wet runway and less effective in correcting a deviation on a dry one, since in that case the friction between the nose wheel and the asphalt is significant.

The FDR does not record brake pressure data, so the only evidence of actions taken by the crew to try to regain steering control of the aircraft is the aforementioned use of reverse thrust. The effect of this action, however, was weak, given the small difference in reverse thrust, 55% for the LH engine and 40% for the right.

In short, although over two-thirds of the runway lay ahead of the aircraft when the trouble arose, it seems as though the use of brakes and reverse thrust was intended to brake the aircraft, rather than steer it. This may actually have been for the best since the greater the distance covered outside the runway, the greater the risk of encountering obstacles.

As a result of their training and in keeping with unwritten procedures, it may be inferred from the pilots' actions and statements that the NWS activation button was to be released upon reaching 60 kt, using aerodynamic surfaces instead to avoid possible unwanted deviations. This action is not specifically addressed in the AFM or in the operator's procedures, which reflect the AFM's guidance without complementing it by, for example, specifying the actions to be taken by each crew member depending on the situation.

The takeoff checklist in the AFM for normal operations specifies that the use of NWS by pushing its activation button on the thrust lever is left to the crew's discretion ("AS DESIRED"). There is no basis for questioning the practice of deactivating the NWS system at 60 kt, although if, as in this case, the decision is then made to abort the takeoff, having different crewmembers at the controls and on the throttle would result in valuable time lost in decelerating the aircraft.

It is therefore recommended that the manufacturer provide information to the operators on the effects of a malfunction in the NWS system while on the takeoff run, which

² The moment arm for the braking force from a main leg is around half that of a nose leg, but the magnitude of the force can be quadruple

would allow them to make a more informed decision regarding the proper use of this system. It is also recommended that the operator establish written operational procedures based on the AFM which define each crewmember's role in the different phases of flight, and also that it broaden the training provided to crews in a way that guarantees the memorization of checklists such as the one for a failure of NWS. It would be ideal if such a failure could be practiced on a simulator, though the lack of an available simulator precludes this possibility.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

1. The aircraft was certified in accordance with existing regulations.
2. The payload and center of gravity were within the prescribed limits.
3. The crew was qualified for the flight.
4. The attempted takeoff took place into the sun, under clear skies in the early morning hours. It was the sixth flight of a rotation that had started during the night hours the evening before.
5. The NWS system was activated for takeoff, even though A.D. 93-08-09 prohibited its use given the aircraft's modified state.
6. The aircraft started to veer to the right while at high speed during its takeoff run after the NWS activation button on the throttle lever was released.
7. The FDR readouts show a continuous veer which was not counteracted by a decisive application of reverse differential thrust.
8. The tire tracks indicate that the wheels did not skid during braking and that the aircraft slid to the left on the runway.
9. The tire tracks on the runway and on the shoulder, along with the damage to the left nose wheel rim, confirm the aircraft slid to a stop within the shoulder area, to the right of the runway.
10. The distances involved and the FDR speed data confirm that the aircraft accelerated normally with the engines at takeoff power.
11. A inspection of the aircraft following the incident did not reveal any existing malfunctions in the NWS, wheels or brakes which could justify the runway

departure. The damage to the left nose wheel rim is consistent with a skid and an improperly facing wheel.

12. Neither an analysis of the hydraulic fluid nor a bench test of the NWS actuator assembly could be performed.
13. All the evidence gathered at the site of the incident suggests an unexplained orientation and subsequent locking in place of the nose wheel to the right, though this could not be confirmed since the failure mode could not be duplicated.
14. An NWS warning light had illuminated on one of the previous flights.
15. The AFM procedure for a sudden and uncommanded deflection of the nose wheel is unclear.
16. The operator lacked written guidance detailing which actions in the aircraft's flight procedures were to be carried out by which crewmember.

3.2. Causes

The aircraft departed the runway most likely as the result of an uncommanded turn of the nose wheels to the right and their subsequent locking in place.

The fault mechanism, whether mechanical, electrical or hydraulic, which led to the possible malfunction of the NWS system has not been determined.

A contributing factor was the fact that the aircraft was being operated with the NWS system activated despite an Airworthiness Directive prohibiting its use in the aircraft due to its modified state.

Given the average reaction times to the sudden emergency, the crew's actions to correct the aircraft's deviation did not manage to keep the aircraft from departing the right side of the runway.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 30/07. It is recommended that the DGAC revise the system implemented by the operator to guarantee the continued airworthiness of its aircraft.

REC 31/07. It is recommended that the operator, Top Fly, establish written operational procedures based on the contents of the AFM which define the actions

to be carried out by each crewmember during the various phases of flight, and that the training given to crews be expanded to ensure the checklists that involve the NWS system are memorized.

REC 32/07. It is recommended that the manufacturer, M7 Aerospace:

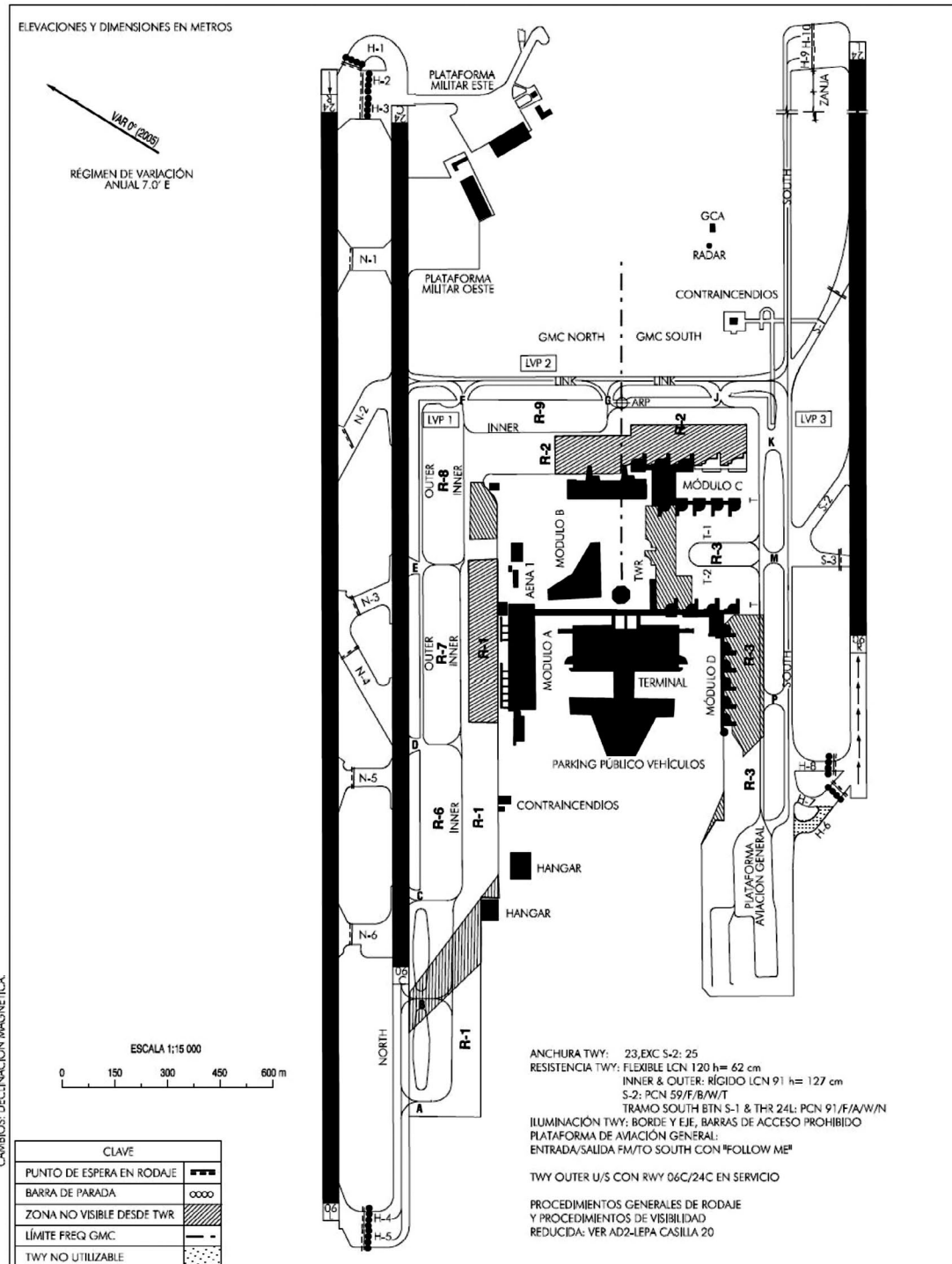
1. Draft supporting information for operators of Fairchild SA227-BC aircraft on the effects of an NWS system malfunction during the takeoff run, and
2. Reevaluate Fairchild SA227-BC emergency procedures involving a failure of the NWS system so as to aid in more clearly identifying the cause of the malfunction, and that the actions to be taken specified in said procedures be adequate to ensure the safety of the aircraft.

APPENDIX A

Airport chart and trajectory of the rejected takeoff

AIP
ESPAÑAAD 2-LEPA GMC
14-APR-05PLANO DE AERÓDROMO PARA
MOVIMIENTOS EN TIERRA-OACIELEV
PLATAFORMA
8.1 mTWR 118.30
GMC NORTH 121.90
GMC SOUTH 121.70

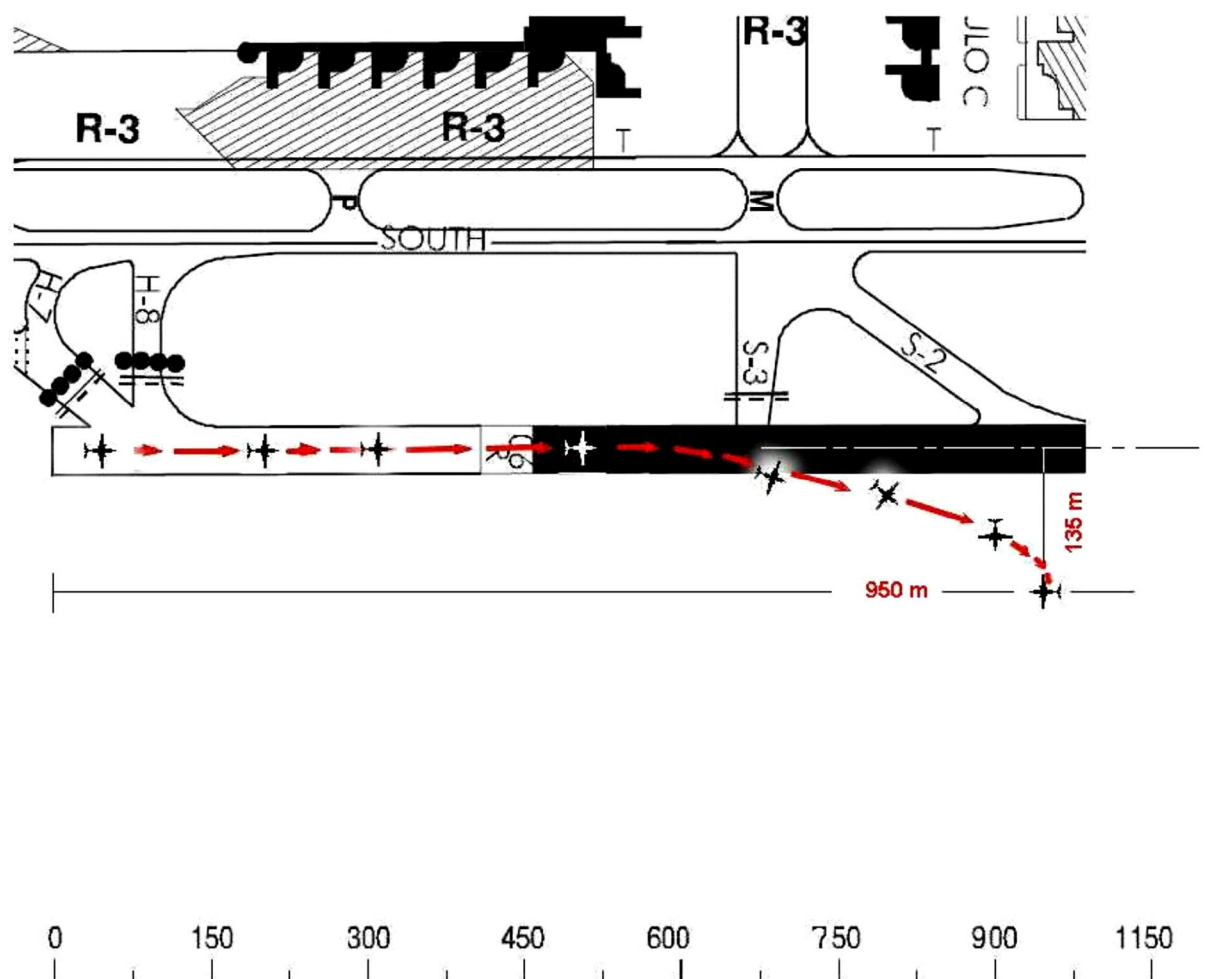
PALMA DE MALLORCA



AIS-ESPAÑA

AMDT 128/05

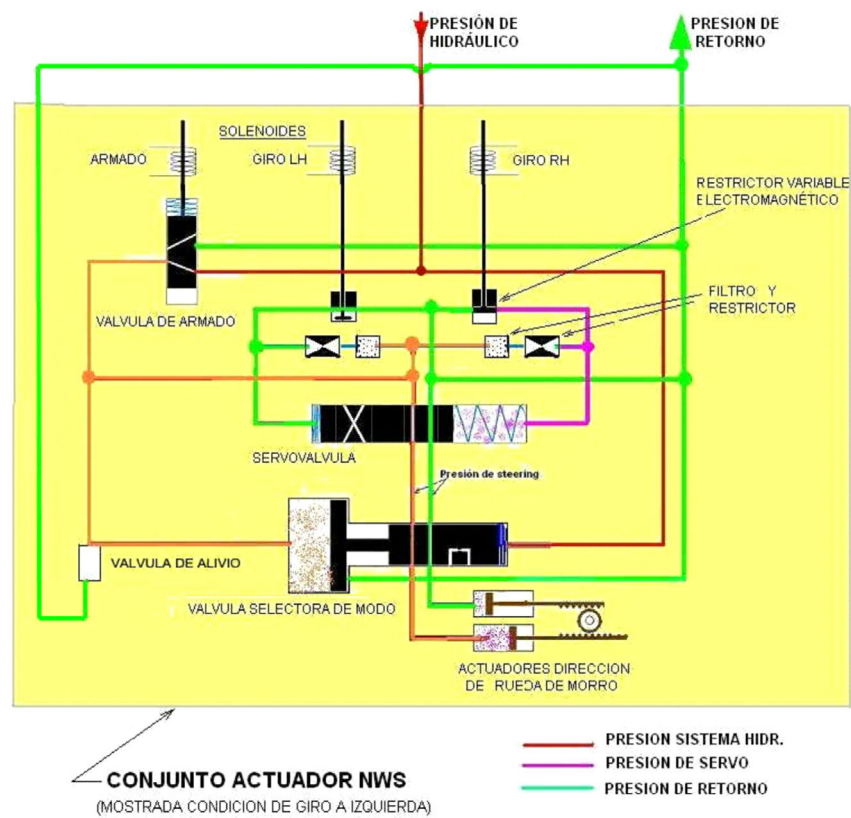
A-1. Palma Airport chart



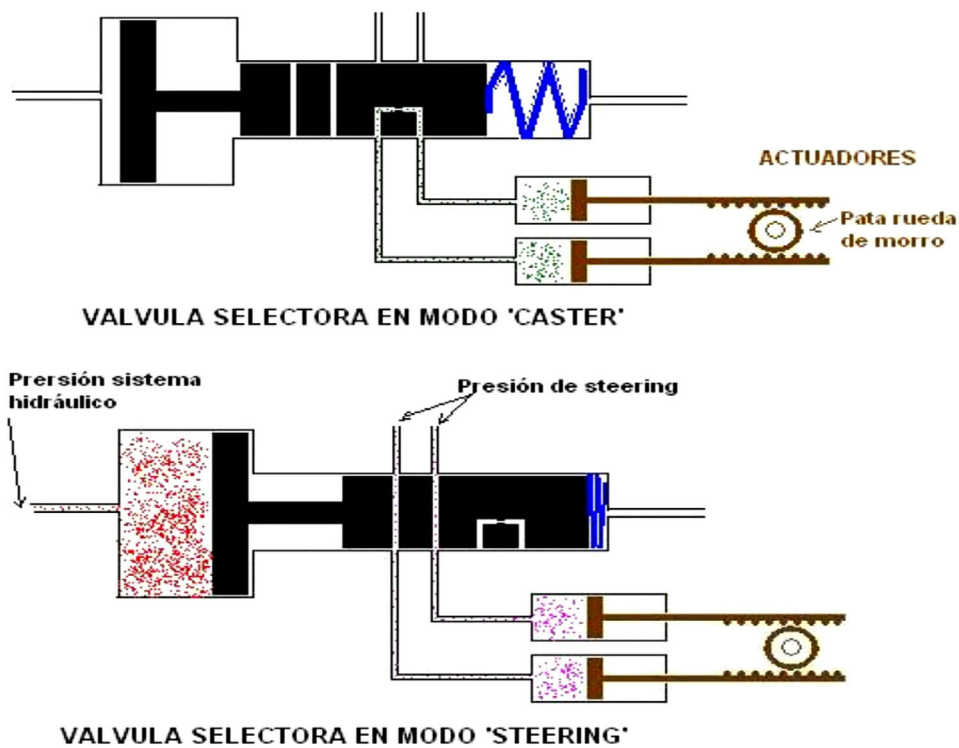
A-2. Partial view of runway 06R and trajectory of the acceleration-stop

APPENDIX B

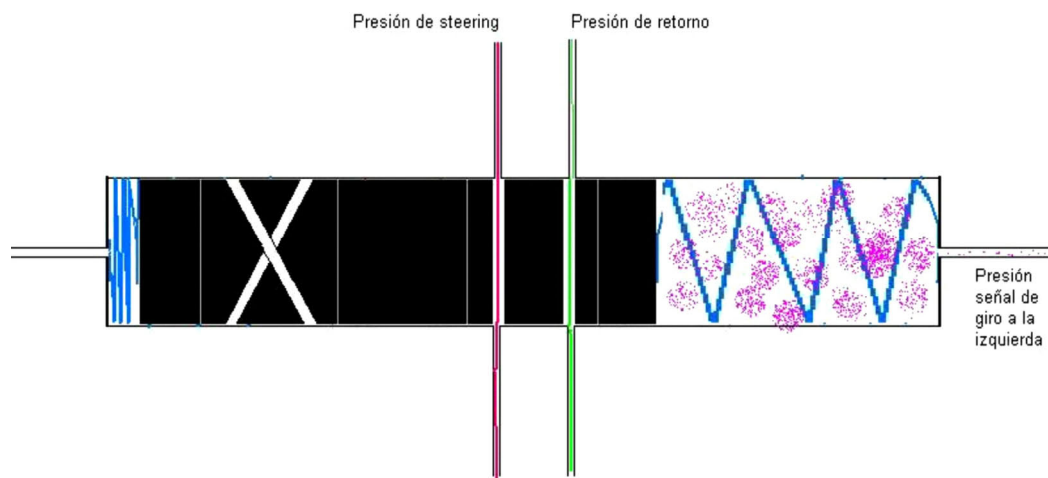
Hydraulic and electrical diagrams



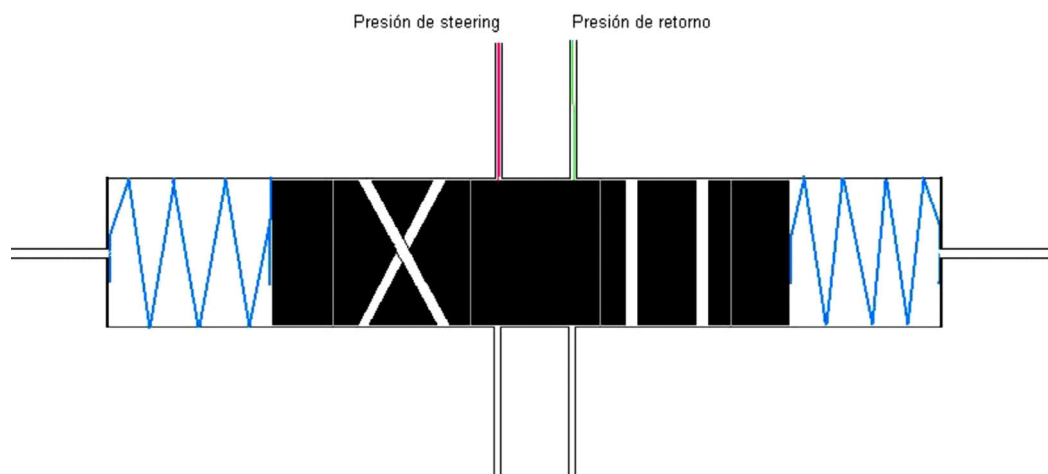
B-1. Hydraulic diagram



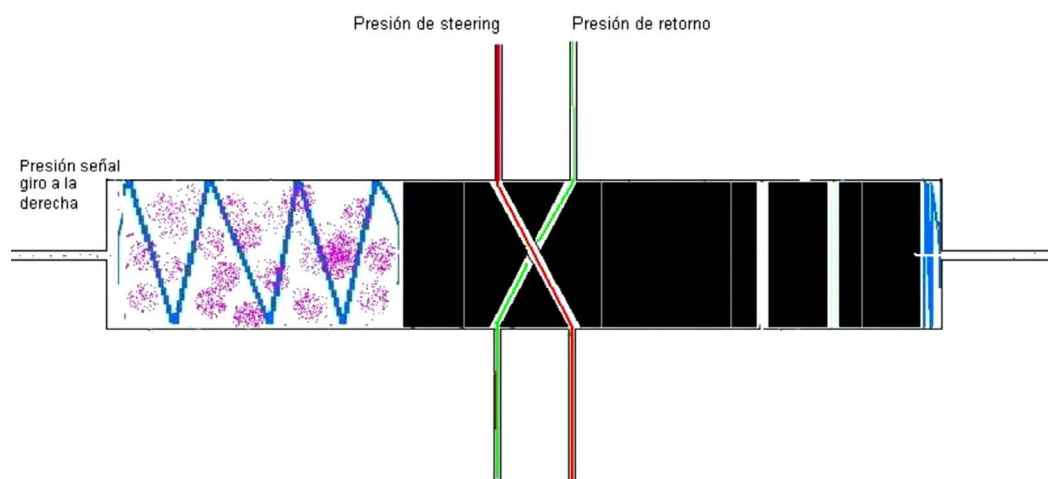
B-2. Mode selector valve details



SERVOVALVULA En posición giro a la izquierda

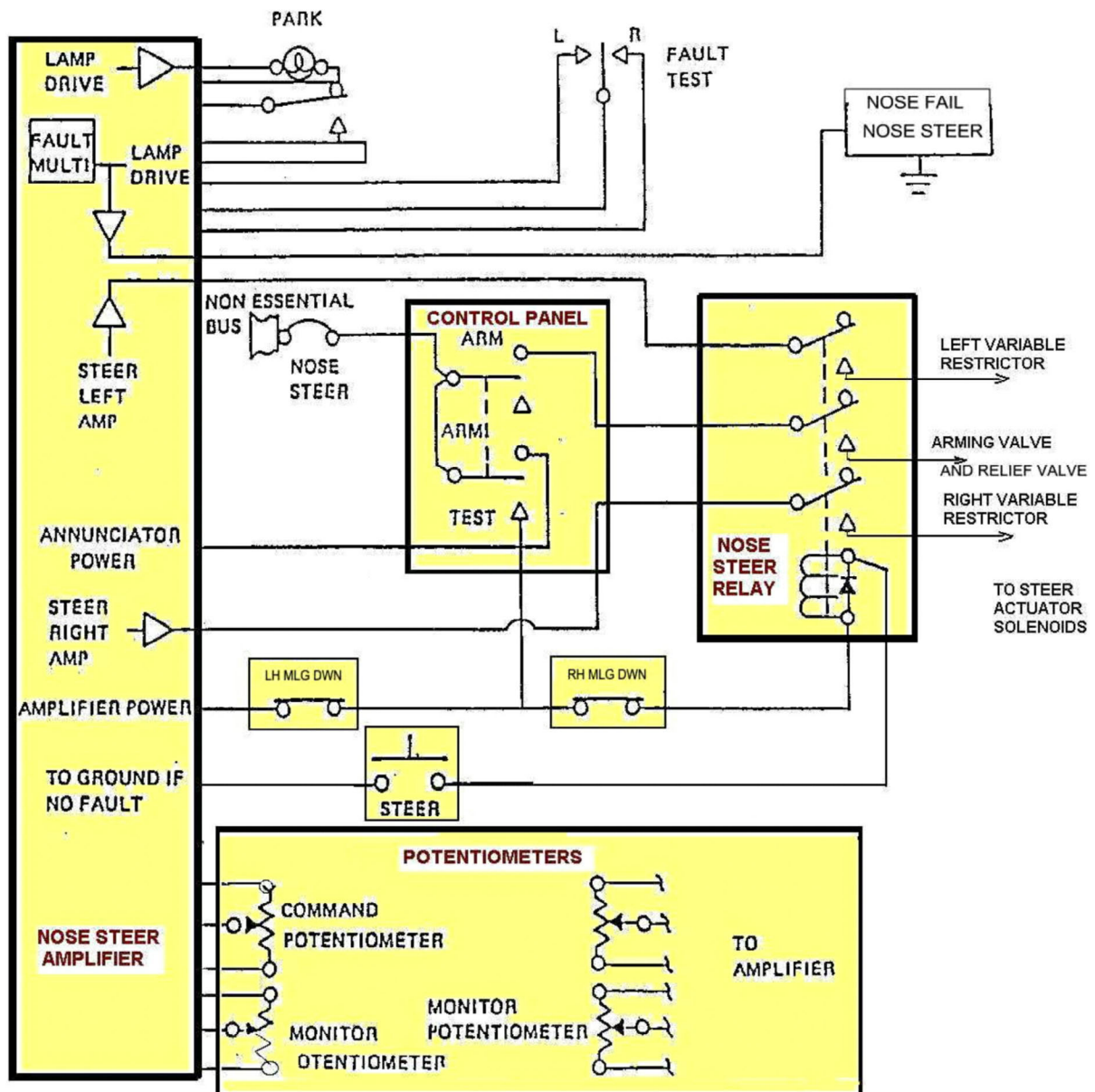


SERVOVALVULA En posición centrada: mantener posición rueda de morro



SERVOVALVULA En posición giro a la derecha

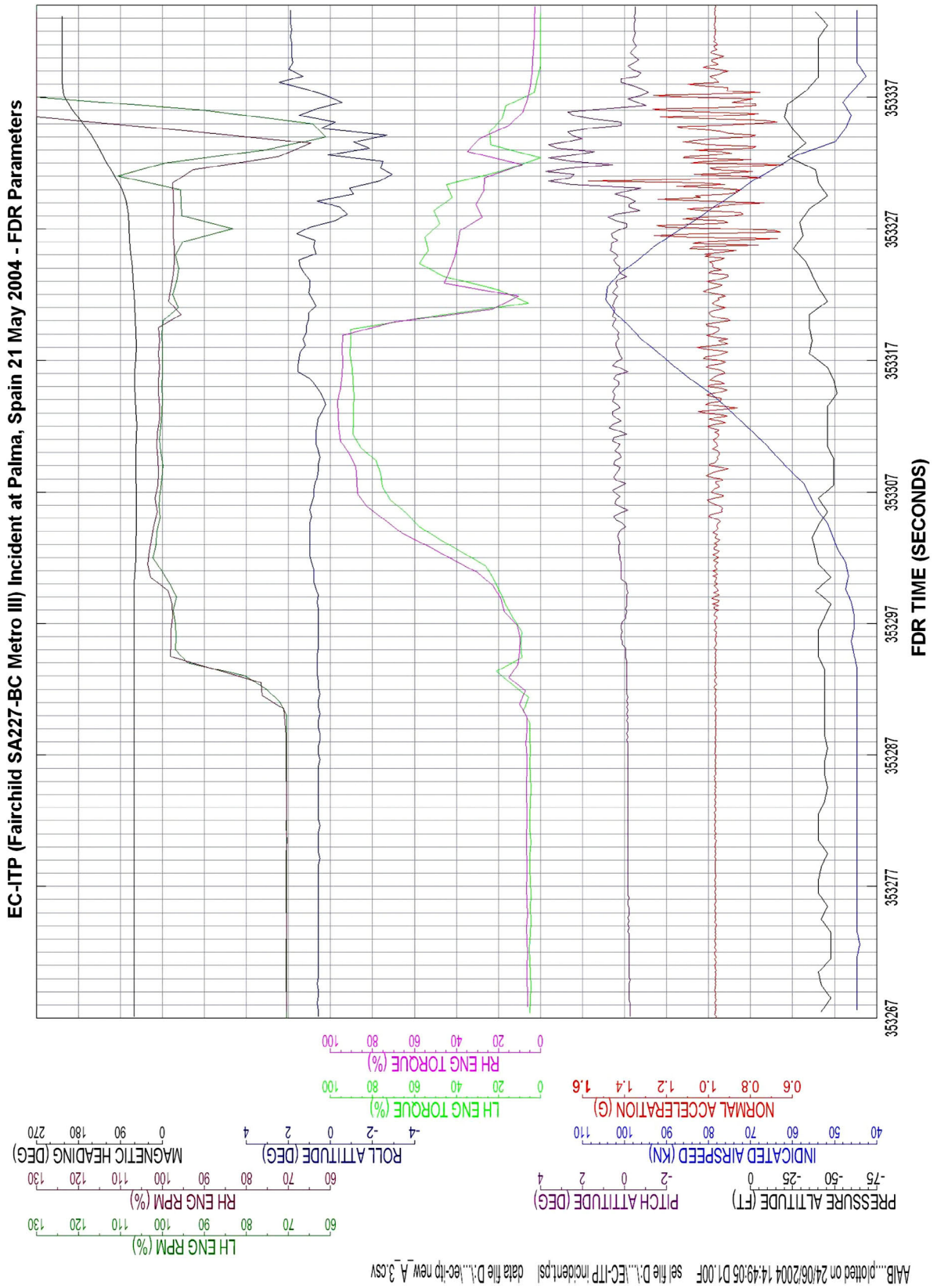
B-3. Servo valve positions



B-4. NWS electrical diagram

APPENDIX C

FDR graphs



C-1. FDR parameter graphs

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	23 January 2005; 13:06 LT
Site	Madrid-Barajas Airport

AIRCRAFT

Registration	TF-ATI
Type and model	BOEING B747-300
Operator	Iberia, L.A.E.

Engines

Type and model	GENERAL ELECTRIC CF6-80C2B1
Number	4

CREW

	Captain	First Officer	Flight Engineer
Age	58 years	34 years	55 years
Licence	ATPL	ATPL	Flight Engineer
Total flight hours	20,877 h	5,766 h	15,225 h
Flight hours on the type	4,994 h	1,298 h	1,313 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			17
Passengers			318
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial Air Transport – Scheduled – International – Passenger
Phase of flight	Takeoff run

REPORT

Date of approval	25 th July 2007
------------------	----------------------------

Synopsis

Owner:	ILFC
Operator:	Iberia, L.A.E.
Aircraft:	Boeing B747-300, registration TF-ATI
Date and time:	23 January 2005, 13:06 LT
Incident site:	Madrid-Barajas Airport
Persons aboard:	335
Type of operation:	Commercial Air Transport – Scheduled – International – Passenger

Description

The crew aborted the takeoff after feeling a gradually increasing vibration during the takeoff run which became very violent past the 80-kt point.

Over the course of the investigation it was discovered that the vibration resulted from a self-sustained oscillation in the nose gear steering due to a malfunction in the steering system regulating valve.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On Sunday, 23 January 2005, a B747-300 aircraft, registration TF-ATI, operated by Iberia, was getting ready to take off shortly after 13:00¹ from runway 36L at Madrid-Barajas airport. It was on a regularly scheduled flight, IB-6501, and aboard the aircraft were 318 passengers and 17 crew members en route to Santo Domingo (SDQ).

VMC conditions prevailed, with calm to slight winds, no precipitation and a temperature of 9 °C. The runway used, measuring 4,350 m, was dry. The total takeoff weight of the aircraft was 323,722 kg, including 106,540 kg of fuel. (The maximum structural weight was 377,842 kg.) The taxiing operation proceeded normally, covering some 3,500 m from the parking stand to the head of runway 36L. The aircraft entered the runway and started the takeoff with the fuselage landing gear steering locked and centered and using reduced power.

¹ All times are local (LT). To obtain UTC, subtract one hour from local time.

At a ground speed of 35 kt, the crew felt what they believed to be normal shakes and vibrations resulting from the irregularities of the asphalted surface. The hood on the captain's instrument panel started to vibrate, but stopped when the vibrations were dampened by a crewmember's hand.

The takeoff run continued and when the copilot called out the 80-kt speed, the vibrations of the hood and instrument panels increased considerably. The aircraft was jerking sideways and lurching abnormally, so the decision was made to abort the takeoff.

Noises, a smell of rubber and objects being thrown up were noticed along with the shaking. The instrument panels became loose. The strong jolts hampered the operation of the controls, and despite the nose gear steering control impacting the captain's hand, he managed to stop the aircraft within the runway. The vibrations increased during braking and did not cease until the aircraft came to a complete stop.

An emergency was declared and the crew informed the fire brigade of the high brake temperature, which responded immediately. The brigade verified that there was no fire and escorted the airplane some 5,000 m from the exit at the end of the runway via taxiway Z-2 to the parking stand assigned to the aircraft in the industrial area in front of Iberia hangar 3, to which it proceeded under its own power.

The passengers were informed after the rejected takeoff that they were returning to the parking area, where they were disembarked via the stairs onto ground crew shuttles as per normal procedures.

Shortly after the aircraft came to a definitive stop, the high brake temperature caused a trip of the thermal fuses on the main left wing-mounted and fuselage legs, which deflated.

1.2. Personnel information

The flight crew, supplemented for a flight scheduled to last eight and a half hours, consisted of five members: the captain, two copilots and two flight engineers.

The cabin crew consisted of one steward and 11 attendants.

1.3. Aircraft information

1.3.1. Airframe

Manufacturer:	Boeing
Model:	B747-300

Manufacture No.:	24107
Year of manufacture:	1988
Registration:	TF-ATI
Owner:	ILFC
Operator:	Iberia, L.A.E.

1.3.2. *Airworthiness certificate*

Number:	24107
Issued by:	Icelandic Civil Aviation Administration
Issue date:	01-02-2000
Expiration date:	01-12-2005

1.3.3. *Maintenance record*

Total flight hours:	66,707 h
Total cycles:	11,549

The last maintenance checks made on the aircraft were as follows:

Last A4 check:	On 29-12-2004 with 66,597 FH
Last C (SP) check:	On 31-05-2004 with 64,620 FH
Last C2 check:	On 16-03-2003 with 60,390 FH

The A1 check, made every 650 FH, entails a general inspection of the aircraft's exterior and interior, with selected areas opened up for the performance of various services. The A4 check, made every 2,600 FH, involves inspections, services and functional checks in addition to those of the A1.

The C2 check consists of a general visual inspection of the condition and safety of systems and the adjacent airframe in specific parts of the aircraft, and includes the servicing and operational checks of various systems. It is performed every 11,000 FH.

Specifically, the C2 check verifies the torsion link freeplay of the nose gear. The clearance measured during the check on 16-3-2003 was 0.118" versus a limit of 0.19".

During the special C(SP) check made on 31-5-2004, only a visual inspection of the nose gear's condition was performed.

1.3.4. *Weight and balance*

A Weight and Balance sheet was drafted for the dispatch of flight IB-6501 that estimated a total takeoff weight of 322,544 kg, versus a MTOW of 377,842 kg.

This weight consisted of:

Total payload:	36,332 kg
Dry operating weight:	179,672 kg
Fuel weight at T.O.:	106,540 kg

The Center of Gravity at takeoff was at the 20.78% MAC position. The allowed limits for the takeoff weight specified are FWD 9.43%, AFT 32.05%.

A last-minute handwritten note in the Weight and Balance sheet indicated a decrease of 186 kg to account for two passengers who had not embarked, and their luggage, and a fuel weight at takeoff of 108,000 kg. Applying both corrections allows for a final estimated takeoff weight of 323,722 kg.

1.3.5. *Landing gear*

The landing gear consists of two wing-mounted legs, two fuselage legs and one nose leg.

The nose leg can turn about a vertical axis, thus enabling the aircraft to be steered on the ground. This leg consists of outside and inside cylinders. When the latter moves axially inside the former, it acts as a shock absorber. A set of torsion links allows for axial displacement between the two cylinders but prevents the wheels joined to the inside cylinder from changing their orientation with respect to the steering collar attached to the outside cylinder.

The orientation of the steering collar is controlled with the pedals or with the steering control, which mechanically displaces a lever on the regulating valve which in turn pivots the collar by means of two hydraulic actuators. The function of the regulating valve, then, is to direct the hydraulic pressure to the appropriate steering cylinder as requested by the pilot and, in addition, to center the wheel and dampen any zigzagging motion. An internal spring on the valve centers the wheels in case the signal from the pedals or from the tiller to the valve is interrupted.

The torsion clearance between the different components, fittings, torsion links, etc., can cause oscillations in the leg. Likewise, an alternating actuation of hydraulic liquid

pressure on the steering cylinders can give rise to oscillations in the orientation of the nose gear.

Out of the remaining undercarriage legs, those under the fuselage can also be steered in tight ground turns to prevent excessive wear. During the takeoff run or when operating abnormally, the orientation of the fuselage legs can be locked and centered.

1.3.6. *Abnormalities prior to takeoff*

In its statements, the crew commented that during the taxi-out in Madrid, when making sharp turns, neither the 'GEAR NOT CENTERED' nor the 'UNLOCKED' warning lights for the 'Body Gear' or fuselage legs illuminated. They proceeded to disconnect the system and follow the abnormal takeoff procedure with the fuselage legs locked, with the intention of logging the anomaly in the flight report for subsequent correction in Santo Domingo. No other warnings of a malfunction in the anti-skid, rudder-pedal steering, or in any other system which may have been involved in the incident were received.

1.4. Meteorological information

The METAR reports for the airport in the hours leading up to the incident were as follows:

METAR LEMD 231130Z 20002KT CAVOK 07/00 Q1020 NOSIG=
 METAR LEMD 231200Z VRB03KT CAVOK 08/M01 Q1019 NOSIG=
 METAR LEMD 231230Z 20001KT CAVOK 09/M02 Q1018 NOSIG=

In other words, winds were weak, there was no precipitation or cloud ceiling and visibility was in excess of 10 km.

The specific wind speeds recorded by the anemographs at the head of runway 36 were as follows:

Date	Time	VMD2C36L	DMD2C36L	VMA10C36L
23-01-2005	12:30:00	03	170	05
23-01-2005	12:40:00	03	160	05
23-01-2005	12:50:00	03	160	05
23-01-2005	13:00:00	03	160	05
23-01-2005	13:10:00	03	150	05
23-01-2005	13:20:00	02	160	04
23-01-2005	13:30:00	02	150	04

Where

- VMD2C36L is the average wind speed (knots) in the 2 minutes prior to TIME
- DMD2C36L is the average direction (degrees) in the 2 minutes prior to TIME

1.5. Aerodrome information

Madrid-Barajas Airport is at an altitude of 609.6 m (2,000 ft) and has several runways for use by landing and departing aircraft.

The runway used by flight IB-6501 in this incident was 36L, which measures 4,350 m long by 60 m wide.

Appendix B shows a then-current AIP chart for ground movements.

The aircraft left from its parking stand at the southern end of the airport. The length of the taxiing run to the threshold of runway 36L was of some 3,500 m.

The chart shows the area of the runway between taxiways V-1 and Z-1, where zigzag marks from the nose gear were observed. Also shown are the points on taxiway Z-2 where the aircraft came to a stop and from which it was escorted to the final parking position.

1.6. Flight recorders

The aircraft had a Digital Flight Data Recorder (DFDR) and a Cockpit Voice Recorder (CVR), both located in the rear of the fuselage. They were recovered undamaged.

1.6.1. *Digital flight data recorder (DFDR)*

The aircraft was equipped with a TELEDYNE CONTROLS 70-701YY Digital Flight Data Recorder.

The DFDR was in perfect condition and was taken to Iberia's recorder laboratory (S.T.A.R) for inspection.

The information recorded was verified to be correct, except for a 12-second data gap immediately following the recording of strong lateral accelerations and during which the crew was in the process of aborting the takeoff.

The DFDR recording generally indicates that after taxiing from its parking stand, the aircraft proceeded toward the head of runway 36L.

- 13:06:30 The takeoff run is initiated with reduced power, quickly reaching a longitudinal acceleration of 0.23 g.
- 13:06:54 Some 24 seconds later, at an IAS of 98.4 kt, the aircraft reduces takeoff power and starts to brake.
- 13:06:55 The aircraft's speed is still increasing during the following second, reaching a maximum of 98.9 kt IAS; its deceleration reaches 0.27 g and its pitch angle exceeds the -0.9 degrees maintained during the acceleration, to reach an angle of -1.3 degrees.
- 13:06:56 Two seconds later, the speed has reduced considerably to 62 kt (though this reading may be spurious), with the reverse thrust on engines 3 and 4 already engaged. Longitudinal and lateral acceleration readings, which are recorded every quarter of a second, fluctuate between ± 1 g twice in this second.

The DFDR then stopped recording for the next 12 seconds and by the time the recording started again, the aircraft had practically come to a stop.

The data from the recordings of LATG, LATA, LATB and LATC are plotted in one single time sequence on Figure 1.

A check of the recorder's Parameter Data Frame revealed that the amplitude, or range, of the lateral and longitudinal acceleration parameters is limited to ± 1 g. Actual absolute values of these parameters experienced by the aircraft in excess of 1 g would not have been recorded.

The progression of the longitudinal accelerations is likewise shown in Figure 2.

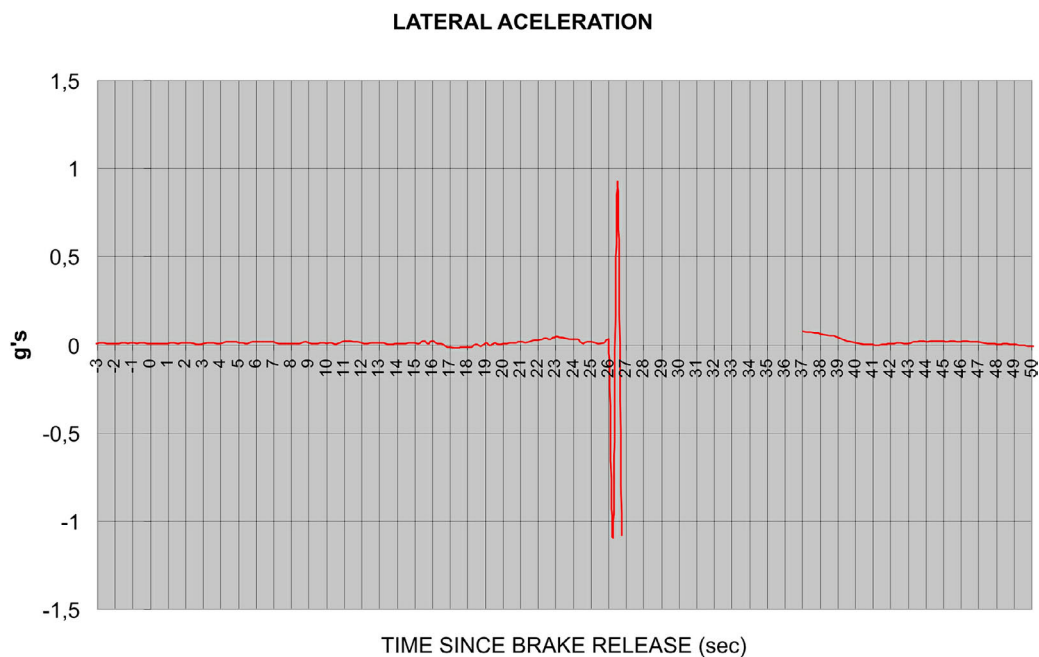


Figure 1. Graph of lateral acceleration

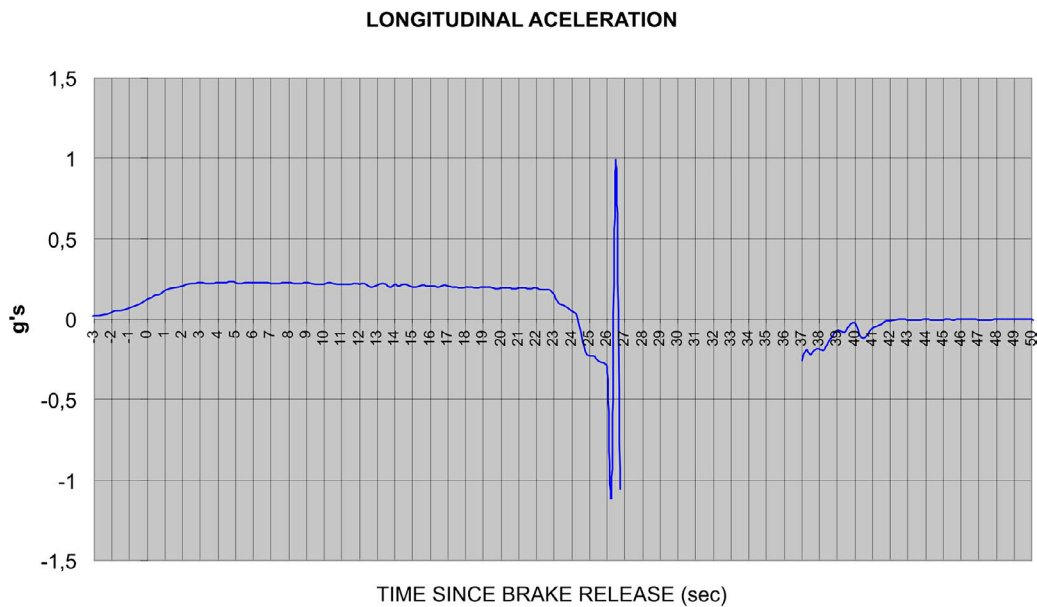


Figure 2. Graph of longitudinal acceleration

Fault indications while taxiing

It should be noted that the lateral acceleration readings while taxiing show values above ± 0.2 g at time marks 12:56:40 and 13:00:00, when the airplane was moving in a straight line on taxiways at speeds, not recorded, below 50 kt.

1.6.2. Cockpit voice recorder (CVR)

The aircraft was equipped with a FAIRCHILD Cockpit Voice Recorder, model A100A, P/N 93-A100-80 and S/N 10394.

It was read at the CIAIAC's sound laboratory, which yielded a proper recording on all four channels. However, since the time to stop and evacuate the aircraft exceeded the CVR's 30-minute recording capacity, the recording did not contain the sounds and voices associated with the event.

1.7. Wreckage and impact information

1.7.1. Aircraft damage

The aircraft was inspected by Iberia Maintenance which, among other tasks, performed checks associated with a hard landing and turbulence, serviced the shock absorber on the nose gear, tightened the bearings on the nose gear wheels and verified the torsion link freeplay on the nose leg. The clearance, as measured after the incident, was 0.11 in, versus the 0.19-in limit set by the manufacturer, Boeing.

Aside from the defects found in the regulating valve and transfer tubes noted in Section 1.9, the defects found were as follows:

The aircraft suffered various forms of damage in the cockpit, with dislodged instrument panels, instruments outside their respective panels or even on the floor, overhead panels and fairings that had fallen, both in the cockpit and in the main cabin. The ceiling support beam between rows 43 and 44 was cracked.

Small anomalies were found on the exterior of the aircraft, such as excessive clearance in the nose gear, broken ground straps, a loose engine fairing panel with screws missing and a displaced nut in an engine mount. A hydraulic leak was detected in a transfer tube in the nose gear section.

The thermal fuses on all the wheels of the left main leg and of the fuselage legs were blown as a result of the elevated brake temperature reached during the aborted takeoff.

No damage or abnormal wear was noted on any of the main or nose gear tires.

1.7.2. Tracks on the runway

An inspection of runway 36L by airport maintenance services following the incident revealed zigzag lines along the runway axis, apparently caused by the nose gear, from the taxiway V-1 intersection until taxiway Z-1.

1.8. Survival aspects

The cabin announcements, assistance provided by the cabin crew and prompt confirmation by the fire brigade that no fire existed allowed for an orderly deplaning of the passengers without creating any additional risk.

The coordination between airport services worked properly.



Figure 3. Flight Engineer's panel



Figure 4. Main cabin overhead

1.9. Tests and research

The tests and research focused on a component of the nose gear steering system, the metering valve, first in Iberia's component workshop and then at Parker, manufacturer of the component, under Boeing's supervision.

1.9.1. *Inspections and tests at Iberia's facilities*

The initial inspection of the nose gear steering metering valve revealed recent hydraulic leaks and that the control spool did not return to a neutral position after being manually actuated. All other actuation, flow, continuity and airtightness checks were satisfactory.

Once the valve was disassembled, it was discovered that the inner centering spring was displaced past its retainer.

External hydraulic fluid leaks were also found between one of the transfer tubes and the left swivel assembly.

1.9.2. *Inspections and tests at the manufacturer's facilities*

The regulating valve was sent to Parker, the manufacturer of the component, for inspection and testing under Boeing's supervision.

The tests were performed without the inner centering spring so as to avoid the possible damage and operational alterations that could have resulted from a loose internal component, and to try to reproduce the oscillation of the control spool under the conditions the valve was in when the incident took place. When the control valve piston was disassembled, an excessive friction force was noted although no scratches or scoring were present. The bypass valve slide exhibited deep scratches on the outer diameter. The inner diameter of the bypass valve did not exhibit scratches.

These tests were incapable of recreating the vibration, probably as a result of the excessive friction of the control valve.

These tests were unable to determine the cause of the shift in the centering spring. The possibility that the control valve's condition, especially insofar as the dimensions of the control and bypass flow areas and high internal friction are concerned, could have been the root cause of the event was confirmed. It is therefore possible that the spring shifted as a result of the vibration, instead of causing it.

It was also decided that further research would probably be unable to determine what triggered the event. Consequently, it was decided to refrain from further testing.

1.10. Additional information

1.10.1. History

The manufacturer of the metering valve, Parker, reported that, after reviewing this component's history of returns to its workshop, only one other similar case was found in its thirty-year design life. In that case, the returned metering valve had the centering spring displaced. A bench test of that valve had shown that, after requests to either side, the control spool achieved a self-sustained oscillation with a frequency of one to two cycles per second. Previously to the publication of this report, Boeing and Parker have reviewed record of returned metering valves as of July 2007 and found two reports: One was return due to heavy vibration, on 12th October 2005, and the other for severe nose vibration after takeoff, on 15th December 2006; in neither case were abnormalities found with the inner centering spring.

2. ANALYSIS

2.1. Flight background

Flight IB-6501 was dispatched normally on 23 January 2005. It was a regularly scheduled flight, and aboard were 318 passengers and a crew of 17 en route to Santo Domingo (SDQ). The weight and balance of the B747-300 aircraft, registration TF-ATI, were within prescribed limits. There was a slight wind with no precipitation and visibility was normal.

2.2. Aircraft response

The crew noticed no abnormalities during the taxiing or start of the takeoff run on runway 36L at Madrid-Barajas Airport. The data recorded by the DFDR, however, show that anomalies in the lateral and longitudinal acceleration values had already been recorded twice while taxiing out from the parking stand to the runway threshold. These may have been indicative of an existing malfunction.

Later, during the takeoff run, the crew felt a vibration prior to reaching 40 kt. This vibration got stronger and became very violent beyond 80 kt. DFDR data confirm the vibration, with lateral and longitudinal acceleration readings of $\pm 1g$, which are the maximum the accelerometers can record. It is very possible that the actual accelerations were in excess of this magnitude. Just as these parameters were being recorded, and possibly because of their elevated value, the DFDR stopped recording for some 12 seconds, thus precluding the availability of data from the braking conditions experienced during the aborted takeoff.

The deflections from one side to the other of the nose gear are considered to have caused the skidding that resulted in the recorded values of lateral and longitudinal acceleration.

2.3. Crew actions

The crew aborted the takeoff when the speed reached the 99-kt mark. The runway's large dimensions, 4,350 × 60 m, prevented the aircraft from exiting the paved area during the deceleration despite the control problems induced by the vibrations and the high operating weight.

The energetic braking heated the brake components, though the maximum temperature reading was unavailable. The fire brigade responded immediately and escorted the aircraft to the assigned parking stand, where the passengers were smoothly and calmly disembarked via stairs and onto shuttles.

2.4. Origin of the vibrations

The zigzag marks left by the tires on the pavement and observed by airport personnel made it clear from the start that the strong vibrations resulted from a zigzagging motion of the nose gear. A check of the twisting clearance on the gear's components, which was within the manufacturer's specifications, discounted that as a possible cause or origin of the vibration.

Upon disassembling and inspecting the nose gear steering system regulating valve, however, it was found to be malfunctioning: after being actuated to the left or right, the control stick did not return to the neutral position. The valve was dismantled and disassembled at the operator's workshop, where one of the internal centering springs was found to be displaced beyond the stop.

To investigate the relationship between this defect and the vibration in question, the component was sent to the manufacturer, where it was subjected to various operational tests.

The tests on the valve made it clear that:

1. Adjustment defects in the valve's components, such as internal scratches, led to excessive friction when the control stick was moved.
2. It was impossible to induce a self-sustained vibration in the control stick by submitting the valve to operating pressures and mechanical excitation.
3. A historical review of other regulating valves like the one involved in this incident that were returned to the manufacturer only revealed one similar case of a valve

with a displaced centering spring, which vibrated at a rate of one or two cycles per second.

In this case, it is estimated that the vibrating frequency was also on the order of 1.5 cycles per second as observed by the -1 g, +1 g, -1 g successive readings spaced a quarter of a second apart. Friction within the valve due to scratches possibly produced during the incident itself prevented the vibration from being duplicated during the tests.

The investigation established as an objective to determine whether the vibration occurred prior to the displacement of one of the centering springs out of its retainer or if, on the contrary, the movement of the spring beyond the retainer was the root cause behind the vibration.

The initial vibrations observed in the DFDR data while the aircraft taxied from the parking stand to the head of runway 36L indicate that the vibration preceded the displacement of the centering spring beyond the retainer. Then, during the takeoff run, when the vibration became more violent, the spring may have moved out of the retainer.

Assuming this to be the case, then the cause of the initial vibration would have to be attributed not to the displaced spring, but to the effect of the hydraulic liquid resulting from the extreme tolerances of the regulating and bypass fluids, as well as from the extent of the friction within the valve.

Given that the aircraft and component manufacturers are only aware of one other case similar to this one in the 30-year life of this regulating valve design, it would appear that both events should be considered as isolated cases which do not warrant any further investigation into the phenomenon.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

- The aircraft crew was properly qualified, experienced and in good physical condition. Every member was licensed in accordance with existing regulations.
- The aircraft had been maintained in accordance with the established Maintenance Program and had valid Airworthiness and Registration Certificates.
- The aircraft's weight and balance were within prescribed limits.
- The nose gear steering mechanism entered into a self-sustained vibration during the takeoff run that made the entire aircraft shudder violently. Said shaking was especially noticeable in the cockpit.
- One of the centering springs in the nose gear steering system's regulating valve was found displaced due to its displacement beyond its retainer.

3.2. Causes

The aircraft crew decided to abort the takeoff due to strong vibrations which were produced as a result of a self-sustained oscillation in the nose gear steering due to a malfunction in the steering system's regulating valve.

After the incident, one of the internal centering springs of said valve was found displaced. It has not been possible to determine whether the vibration resulted from the abnormal position of that spring, or from the regulation and bypass flow conditions within the valve and the level of friction between the piston and its housing.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

The malfunction history of this valve worldwide only records one similar prior case; hence, this case is regarded as one more isolated event that does not call into question the component's reliability. As such, issuing a relevant safety recommendation is considered unwarranted.

APPENDIX
**Airport map for aircraft
ground movements**

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Saturday, 14 April 2007; 10:15 local time
Site	Casas de los Pinos Aerodrome (Cuenca)

AIRCRAFT

Registration	EC-JOE
Type and model	PILATUS PC-6 B1-H2 Turbo Porter
Operator	Aerobalas

Engines

Type and model	PRATT AND WHITNEY PT6A-20
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	28 years
Licence	Commercial pilot license
Total flight hours	650 h
Flight hours on the type	138 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			1
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Serious
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work – Commercial – Parachute drop
Phase of flight	Landing

REPORT

Date of approval	25 July 2007
------------------	---------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On Saturday, 14 April 2007, at 10:15 local time, aircraft EC-JOE, with a pilot and passenger onboard, ran off runway 30 at the Casas de Los Pinos aerodrome while landing. The aircraft, used for parachuting operations, was making a reconnaissance flight before the parachuting flights, which were scheduled for later. According to the pilot's statement, during the flare, and before touching down, a gust of wind lifted the left wing. The pilot used left rudder and tilt to try to level the aircraft, but could not keep it from exiting the runway. As stated by the pilot, the approach was performed without flaps, at a speed of 70 kt and with the aft gear locked.

The aircraft ended up 25 m from the edge of the runway on a heading of 190°, resting on its lower fuselage, which was damaged along its underside, as were the left aileron and the horizontal stabilizer. The right main landing gear was bent outward, the left gear had detached and was 30 m away from the aircraft, and the propeller had detached at the reduction gearbox and was next to the aft landing gear to the left of the aircraft.

Both occupants were able to exit the aircraft under their own power. The pilot received a slight injury to his chin and the passenger was unhurt.

1.2. Wreckage and impact information

The aircraft departed the runway at about a 30° angle, leaving marks on the ground with its propeller, main landing gear and fuselage. After traversing 50 m, the aircraft veered left before finally coming to a stop on a heading of 190°.



Figure 1. Final condition of the aircraft

The tracks left by the aircraft were located outside the runway, in an area of hard, flat ground, and traced out a straight line up to the point where the aircraft made its last turn before coming to a stop. The first marks on the ground were from the main landing gear, and indicate that the gear kept its integrity following the runway excursion and that the impact to the left gear was greater than that to the right. The subsequent separation of the tracks in excess of the design distance between them suggests that the collapse of the right gear and the detachment of the left must have taken place within the first 25 m following the impact. A comparison of the tracks left by the landing gear and the fuselage indicates that the aircraft exited the runway while sliding slightly to the left.

The fuselage marks were more evident in the final 25 m, a single drag mark being noticeable until the final turn, at which point it split in two, with the engine marks on one side and the marks from the rest of the fuselage on the other. As the propeller detached, it left three deep grooves in the ground in the area where the aircraft turned left before coming to a stop.

The damage to the aircraft was as follows:

- **Engine and propeller:** the propeller detached from the engine at the reduction gearbox (RGB). The accessories were still attached to the accessory gearbox (AGB) and there was a slight clearance that allowed for movement between the AGB and gas generator crankcase, indicative of a crack in the air inlet housing. The propeller



Figure 2. Marks and final aircraft resting place

had not lost any blades, though they were bent and showed scrape marks in all directions.

- **Fuselage and cockpit:** the underside of the fuselage was damaged from sliding along the ground. In the cockpit, the floor and windshield were cracked, though it maintained its structural integrity.
- **Landing gear:** the left main gear detached. Its final resting place and the marks it left suggest it separated in the initial phase of the accident. Tire tracks from the left landing gear were found on the left side of the fuselage, behind the passenger door. The right gear, though bent outward, was attached to the fuselage. The aft gear was intact. The locking mechanism was warped such that even though the gear was in a locked position, it could still move in response to rudder input. Photographs taken after the accident show that the aft gear was locked.

The brake assemblies were sent to the manufacturer for inspection, which revealed normal wear and tear. All components were within specifications as far as dimensions are concerned, with the exception of the coating on the left brake, which showed wear in excess of limits.

- **Tail section:** the rudder had an impact mark on its lower outside corner, where it had struck the horizontal stabilizer. The elevator was bent downward as a result of the impact. The horizontal stabilizer actuator was cracked and had detached from its lower housing toward the front of the aircraft, indicative of deceleration.
- **Wings:** the left aileron was cracked due to the impact from the wing's left counterweight, which was dragged along the ground and subsequently detached. The flaps were retracted.

1.3. Personnel information

The pilot, who had been working for this operator for 8 months, had a commercial pilot's license dated August 2002. He was rated for single- and multi-engine piston, single-engine turbine and Pilatus aircraft, and had IFR and instructor ratings. The license, ratings and medical certificate were all valid at the time of the accident.

He had accumulated a total of 650 hours, 138 of them on the type. Since joining the company, he had flown the Pilatus PC-6. He had 56 hours of experience on the accident aircraft EC-JOE, all of them after 20 January 2007, he being the only pilot to have flown this aircraft since that date.

The pilot had recent experience at the La Mancha and Ocaña aerodromes. He had been flying out of the Casas de Los Pinos aerodrome for about a month, 6 days of which he

had gone on parachuting flights, the last on 25 March 2007. The week before the accident, the aircraft and pilot had been on parachuting operations at the Ocaña aerodrome. The flight from Ocaña to Casas de Los Pinos aerodrome had taken place on the day before the accident, Friday, 13 April 2007.

1.4. Aircraft information

The Pilatus PC-6 B1-H2 aircraft, S/N 705, was manufactured in 1969 and had been engaged in parachuting operations in Spain under French registration F-GZDO. On 27 April 2006 it was registered in Spain with a total of 8812 hours.

On 6 August 2005 this aircraft, still under French registration, experienced an engine failure resulting from a problem with a blade in the power turbine at the Ocaña aerodrome while on a parachuting flight. The engine, a Pratt and Whitney PT6A-20, S/N 22072, was repaired and was the same as that installed on the aircraft at the time of the accident with 8,962 total hours.

1.4.1. Maintenance information

According to its log, the aircraft had 9,046 flying hours. Its certificates, licenses and insurance were all valid. The last maintenance tasks had been two 100-hour inspections on 14 April 2006 and 12 January 2007, with 8,885 and 8,989 hours, respectively. The aircraft had flown 57 hours between the inspection of 12 January 2007 and the accident.

1.4.2. Additional information

The aircraft's landing gear consists of a main gear and an aft gear with a locking mechanism. The aircraft flight manual states that for taxiing, the aft gear must be selected to "steer," or not locked, in the cockpit, while for takeoff and landing it must be locked so as to facilitate directional control of the aircraft.

The aft gear's locking system is such that while locked, the leg is aligned with the fuselage, while in "steer," or not locked, the aft gear's movement is linked to that of the vertical stabilizer, which allows the aircraft to be steered while taxiing.

The stall speed listed in the flight manual for a weight of 4,850 lb (MTOW) without flaps is 52 kt. The aircraft's weight at the time of the accident was less than 4,850 lb, since it was not fully fueled and only one of the nine allowable passengers was onboard, which would have resulted in a stall speed below 52 kt.

1.5. Meteorological information

No meteorological information specific to the Casas de Los Pinos aerodrome is available, nor has any information regarding meteorological conditions or the frequency of wind gusts been found for the aerodrome.

1.5.1. *Information obtained on day of accident*

Meteorological conditions obtained from NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration) for the Casas de Los Pinos aerodrome site on the day of the accident showed winds from 120°-130° at 08:00 and from 0° at 11:00, both at 5 kt.

1.5.2. *Information provided by the INM*

The estimate from the INM (Instituto Nacional de Meteorología, National Weather Institute) on the most likely weather conditions at the accident site, based on radar images, Albacete Airport METARs, general conditions over the peninsula and the forecasts for Cuenca and Albacete, is cloudy skies, without precipitation or storm-related phenomena, average to good visibility, winds out of the northwest at 5 to 15 kt and a temperature around 7 °C.

1.5.3. *Information provided by the pilot*

The pilot did not have access to weather information in the cockpit beyond what he could see out the window. In his post-accident notification to the Commission, he did not provide any information on the wind, reporting only the presence of scattered clouds and a 12° temperature. During the telephone conversation held with the pilot 10 minutes after the accident, he himself remarked that the windsock at the aerodrome indicated 3 kt abeam of runway 30 (from 120°).

1.6. Aerodrome information

The aerodrome at Casas de Los Pinos is a private facility located in the province of Cuenca near the town of La Roda. It has one paved runway, 12-30, measuring 719 m in length and 18 m wide. There is a path some 20 m away from and parallel to the runway.

1.7. Pilot statement

In his statement the pilot informed that he made the approach at 70 kt, without flaps as was his custom, and with the aft gear locked. During the flare a gust of wind lifted

the left wing, causing him to stall. He “gave it” some left rudder and tilted it to the left to try to regain control, but he ran off the runway. He could not recall any additional details or sounds in the cockpit.

2. ANALYSIS

On Saturday, 14 April 2007, aircraft EC-JOE took off from runway 30 at the Casas de Los Pinos aerodrome with a pilot and passenger onboard for a reconnaissance flight before commencing parachuting operations. The flight had been uneventful and the aircraft proceeded to initiate its approach and landing on runway 30. During the landing something happened which made the aircraft veer 30° to the right of the runway centerline. The lack of tracks on the runway indicate that the aircraft did not touch down on it. The proximity of the first tracks to the edge of the runway indicate the aircraft deviated from its path while at a low altitude.

The landing gear and propeller marks on the ground show that the aircraft initially contacted the ground at a slightly downward angle. The more pronounced marks on the left gear as compared to the right, and the impact of the counterweight on the left wing with the ground are consistent with the left roll and rudder maneuver described by the pilot as he tried to counteract the lift of the left wing. The horizontal stabilizer actuator fractured as the result of a sudden deceleration which must have taken place just after impact, probably at the same time as the main landing gear collapsed. From that point on, the aircraft slid along the ground on its fuselage until it came to a stop 50 m later. The propeller must have detached toward the end, after the first 20 m and beyond the path running alongside the runway.

2.1. Meteorology

The weather must be considered among the possible causes that led to the aircraft deviating from its course. The pilot stated that a gust of wind caused the accident. The pilot’s own observation of the windsock 10 minutes after the accident, along with the early hour and the estimated wind conditions for that day, do not suggest the presence of gusts or turbulence, though no available information exists to corroborate this point.

2.2. Aircraft

From a technical standpoint, the inspection of the brakes revealed excessive wear on the coating of the left brake, wear which could have reduced the braking capacity of the left gear and induced a deviation to the right. Since, however, the aircraft did not actually land on the runway, as evidenced by the lack of brake marks, the brakes were

never applied, and thus could not have influenced the outcome of the accident. For this same reason it is thought that the warping found in the aft gear's locking mechanism was produced after the impact, which confirms the absence of problems noted by the pilot before the accident.

The damage to the aircraft is thought to have been produced as a consequence of the impact, thus ruling out the existence of previous problems which may have played a part in the accident.

2.3. Operation

The speed at which, according to the pilot, the approach was carried out represents a 20 kt safety margin with respect to the stall speed. That is, the aircraft's speed was suitable for a landing without flaps and with gusts, which should have resulted in a controlled landing. This calls into question the possibility that the wind gust destabilized the aircraft and caused the runway excursion. The lack of additional data on the flight makes it impossible to determine whether the approach to the runway was stable or the landing maneuver adequate, either of which could have contributed to explaining the accident.

Moreover, the excess speed above stall speed seems too large for the aircraft to have stalled over such a short distance as described by the pilot. It seems unlikely, then, that the initial impact of the aircraft with the ground in a nose-down attitude was the result of the stall. Said attitude was more likely the result of an uncorrected diving maneuver while trying to recover the aircraft.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

- The aircraft had all the required valid certificates and licenses.
- The aircraft was authorized to perform parachuting operations.
- The aircraft had 9,046 flying hours and had passed a 100-hour inspection on 12 January 2007, 57 hours prior to the accident.
- The pilot had a valid license.
- The pilot had 650 total flying hours, 138 on the type.
- The pilot had flown out of Casas de Los Pinos Aerodrome 6 days.
- All damage to the aircraft is considered to have been caused by the accident and non-existent before it.
- The coating on the left brake was worn in excess of limits, but this had no influence on the accident.
- The approach speed was some 20 kt above the MTOW stall speed.

3.2. Causes

It is not known why aircraft EC-JOE left runway 30 during the landing, though it seems obvious that the aircraft's path was altered while it was flying at a low altitude. The possibility that a technical problem with the aircraft caused the accident has been ruled out. It has not been possible to confirm if the wind was gusting at the aerodrome at the time of the accident, though even gusty conditions should not have affected control of the aircraft since its airspeed was high enough with respect to the stall speed.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

None.

