

CIAIAC

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

Boletín Informativo

2/2008



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

2/2008



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-08-009-5
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-037/2004	17-06-2004	EC-GXE	Fairchild SA227-AC Swearingen Metro III	Aeropuerto de Valencia	1
A-004/2007	03-02-2007	EC-BFY	Hughes 269-B	Aeropuerto de Girona	35
A-039/2007	11-08-2007	EC-DTN	Socata Rallye 180-T	Sanlúcar de Barrameda (Cádiz)	43
A-043/2007	10-10-2007	EC-JRJ	Eurocopter AS 350 B3 Ecureuil	Forada del Toscar (Huesca)	49
IN-046/2007	28-10-2007	EC-HUZ	McDonnell Douglas 717-200	Aeropuerto de Palma de Mallorca	59
A-002/2008	18-01-2008	EC-HSN	Robinson R-44	Sierra de Guadarrama (Madrid)	69
IN-011/2008	29-02-2008	EC-GIO	CASA Bucker 1131 E	Aeropuerto de Granada	75

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
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AFM	Manual de vuelo de la aeronave preparado por el fabricante
ALT	Altitud
aprox.	Aproximadamente
ARM	Armado
ATC	Control de tránsito aéreo
ATPL	Piloto de transporte de línea aérea
AWI	Alcohol water injection
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetro(s)
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CPL(H)	Piloto comercial de helicóptero
CRM	Gestión de recursos en cabina
CVR	Registrador de voz en cabina
deg	Grados
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
ERA	Área de restricción de equipos
FDR	Registrador de datos de vuelo
FIAF(H)	Habilitación de instructor de vuelo agroforestal
FI(H)	Habilitación de instructor de vuelo
ft	Pie(s)
g	Aceleración de la gravedad
h	Hora(s)
HFM	Manual de vuelo del helicóptero
hs	Horas
hv	Horas de vuelo
IAS	Velocidad indicada
IFR	Reglas de vuelo instrumental
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental de avión
IR(H)	Habilitación de vuelo instrumental de helicópteros
JAR FCL	Requisitos conjuntos para licencias de tripulación de vuelo
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
LECU	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos
LEGE	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Girona
LELL	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Sabadell
LH	Izquierda
m	Metro(s)
MD	McDonnell Douglas
min	Minuto(s)
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MHDG	Rumbo magnético
MMEL	Lista de equipo mínimo
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
N	Norte
NM	Milla(s) náutica(s)
NWS	Nose Wheel Steering system
P/N	Número de parte
PCP	Permiso de conducción en plataforma

Abreviaturas

PPL(A)	Piloto privado de avión
PPL(H)	Piloto privado de helicóptero
RH	Derecha
S/N	Número de serie
s	Segundo(s)
SB	Boletín de servicio
SE	Sudeste
STD	Synthetic Training device
TCP	Tripulantes de cabina de pasajeros
TWR	Torre de control de aeródromo
UTC	Tiempo universal coordinado
V1	Velocidad de decisión
VEMD	Vehicle Engine Management Display
VERG	Aceleración vertical
VFR	Reglas de vuelo visual
VHF	Frecuencia muy alta
VLC	Valencia
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 17 de junio de 2004; 18:40 h UTC¹
Lugar	Aeropuerto de Valencia

AERONAVE

Matrícula	EC-GXE
Tipo y modelo	FAIRCHILD SA227-AC, Swearingen METRO III
Explotador	Swiftair

Motores

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

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	31 años	33 años
Licencia	CPL(A)	CPL(A)
Total horas de vuelo	3.664 h	800 h
Horas de vuelo en el tipo	1.956 h	70 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores afectando a los neumáticos y a una pala de la hélice izda.
Otros daños	Ninguno

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	27 de febrero de 2008
---------------------	------------------------------

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 FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El vuelo de Swiftair número SWT-7025, con un avión Swearingen SA227-AC/Metro III, se disponía a iniciar su carrera de despegue en el aeropuerto de Valencia con destino Madrid, en la tarde del día 17 de junio de 2004, a las 18:40 UTC. Se trataba de un vuelo de carga de paquetería. A bordo de la aeronave iba una tripulación de dos pilotos. El copiloto, sentado en el asiento de la derecha era el piloto a los mandos.

Las condiciones meteorológicas eran VMC con ligero viento en cola para la pista 30. Se hizo un plan de vuelo IFR.

Entraron en el umbral de la pista 30 donde mantuvieron la posición durante unos minutos a requerimiento de ATC; el tráfico precedente en despegue era un Boeing B-757. Torre de Control les autorizó e iniciaron un despegue con potencia húmeda (inyección de agua/metanol). A mitad de la carrera, cuando alcanzaron aproximadamente 85 kt, después de haber soltado el botón de activación del NWS («Nose Wheel Steering system»), la aeronave comenzó a desviarse a la derecha. El comandante tomó los mandos e inició el aborto del despegue pero no pudo evitar que la aeronave se saliera de la pista por el lado derecho. La aeronave se desplazó por terreno llano unos 350 m y al final giró, derrapó incontroladamente y se detuvo dentro de la franja, a unos 75 m del eje de la pista y a unos 1.000 m del punto de suelta de frenos. La orientación final de la aeronave marcaba un rumbo aproximado de 050°. El giro del avión se produjo a baja velocidad, según un informe de mantenimiento, al engancharse una pata en un desnivel del terreno.

Después de parar los motores y comprobar que no había fuego y que los sistemas de avión estaban desenergizados la tripulación evacuó la aeronave cuando ya habían acudido los servicios de socorro y anti-incendios.

Los neumáticos no reventaron. Las dos hélices estaban abanderadas.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

Únicamente se observó tras el accidente que una punta de pala de la hélice izquierda estaba doblada y que tres ruedas, una en cada pata, estaban desinfladas. Se observó asimismo una pérdida de combustible por debajo de la góndola izquierda.

1.3. Otros daños

No se apreciaron otros daños.

1.4. Información sobre la tripulación

1.4.1. Comandante

Edad:	31 años
Nacionalidad:	Española
Licencia:	CPL(A)
Última renovación de la licencia:	21-01-2004
Horas de vuelo totales:	3.664 h
Horas de vuelo en el tipo:	1.956 h
Habilitaciones en vigor:	Tipo SA 226/227 (METRO), multimotor e instructor de Metro III

El último periodo de actividad aérea finalizó con un vuelo de Barcelona a Ibiza a donde llegó el día 16 a las 03:26 UTC como tercer tripulante en entrenamiento en línea. Desde allí se posicionó a Madrid donde disfrutó de más de 24 horas de descanso hasta iniciar una nueva actividad el día siguiente. El día 17 su actividad comenzó con el vuelo de posición de Madrid a Valencia, para hacerse cargo del vuelo del incidente.

Durante el año precedente realizó cursos de CRM y de salvamento y emergencias. La última verificación en línea la realizó el día 2 de marzo de 2004.

Era jefe de flota desde hacía tres años.

1.4.2. Copiloto

Edad:	33 años
Nacionalidad:	Española
Licencia:	CPL(A)
Antigüedad de la Licencia:	26-04-1993
Horas de vuelo totales:	800 h
Horas de vuelo en el tipo:	70 h
Habilitaciones en vigor:	Cessna SET, SA226/227 (Metro) e instructor (IR(A))

El periodo de actividad anterior había sido de 12 horas 5 minutos con una actividad de vuelo de 4 horas y un descanso parcial en medio de la actividad de 8 horas 30 minutos.

Antes de iniciar el vuelo disfrutó de un descanso de 11 horas 55 minutos en su base de Valencia.

Durante el año precedente realizó cursos de CRM y de salvamento y emergencias. La última verificación en línea la realizó el día 12 de mayo de 2004.

1.5. Información sobre la aeronave

El 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 M7 Aerospace (Texas, USA).

1.5.1. Célula

Marca:	Fairchild Swearingen Metro III
Modelo:	SA227-AC
Núm. de fabricación:	AC-694, año de fabricación 1987
Matrícula:	EC-GXE
MTOW:	14.500 lb
Explotador	Swiftair, S. A.
Certificado de aeronavegabilidad:	N.º 4398
Validez del certificado de aeronavegabilidad:	30-10-2004
Total de horas de vuelo:	22.285 h

1.5.2. Dimensiones, peso y centrado

La hoja de carga y centrado utilizada para el despacho del vuelo SWT-7025 declaraba un peso al despegue de 14.466 lb y una estación de centro de gravedad de 266,86, ambos valores dentro de los límites establecidos en el manual de vuelo.

1.5.3. Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje es convencional triciclo, con pata de morro dotada de un sistema de dirección, NWS.

Las ruedas de las dos patas principales del tren disponen de frenos de disco.

1.5.4. Sistema de dirección rueda de morro

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 consiga 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 por 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 AD93-08-09. 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. No tenía el boletín n.º SB 227-32-030 instalado ni se había implementado el SB 227-32-040.

A continuación se describe someramente el sistema NWS en estado de modificación Post-SB227-32-006 y Pre-SB227-32-030, Pre-SB227-32-040, correspondiente al avión del incidente.

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 ARM (Armado) 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.

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 del piloto, existe un pulsador, «Power lever button», que resulta de difícil acceso para el copiloto. 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 el «speed lever» está en posición LOW.

Cuando el sistema está armado y se pulsa el botón de palanca de gases o se retarda a LOW la palanca de «speed lever» la dirección de la rueda de morro se controla con los pedales. Dos conjuntos 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 y caja de detección de fallos. Los dos conjuntos de potenciómetros, en dos canales distintos proporcionan la capacidad de detección de fallos. 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° 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 primer piloto. Un relé, «Power control Reley» situado al lado del panel de «circuit breakers» conmuta las señales eléctricas de actuación de los solenoides de los servos cuando:

1. El sistema está armado;
2. El botón de palanca de gases o el micro del 'speed lever' activados, y
3. El tren de aterrizaje está extendido (véase esquema eléctrico del NWS en APÉNDICE B-4).

El sistema NWS se complementa con un sistema de avisos luminosos: una luz verde, situada en el «annunciator panel», etiquetada «NOSE STEER», indica, cuando se ilumina, que el sistema está armado, y cuando parpadea, que hay un fallo en el sistema. Una segunda luz ámbar, etiquetada «NOSE STEER FAIL» accionada por un microinterruptor

de presión, se enciende cuando hay presión hidráulica en el actuador estando el sistema NWS desarmado y desenergizado.

Componentes del conjunto hidráulico del sistema NWS (véase esquema APÉNDICE 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, por el contrario, conectar el sistema al retorno de hidráulico; esta válvula 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 control de la rueda de morro, y modo «caster», en el que el líquido hidráulico se aísla del sistema hidráulico pero, permitiendo el paso del líquido de un actuador a otro. En el modo «caster» la rueda es auto-orientable, pero el paso de líquido se restringe proporcionando una función de amortiguación de «shimmy» o de zigzaguo (véase detalle en figura APÉNDICE B-2).
- Servoválvula variable, de tres posiciones posibles: 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 (véase posiciones en figura APÉNDICE 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 de «steering».
- Microinterruptor de presión, que si detecta presión de hidráulico en el conjunto de actuador enciende una luz en la cabina.

1.5.5. 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.

1.5.6. Sistema de inyección agua-metanol (AWI – Alcohol-Water Injection)

Los motores del avión disponen de un sistema de inyección de una mezcla de agua y metanol en las cámaras de combustión con el fin de disminuir la temperatura de los

gases de entrada en turbinas y para proporcionar mayor potencia. Se usa en el despegue cuando las condiciones ambientales y operativas lo requieren.

Con el empleo de la inyección de agua-metanol el par motor de despegue puede alcanzar 110%.

1.5.7. *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 hace 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 7º, 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 ó 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».

1.6. Información meteorológica

El METAR de Valencia de las 16:30 UTC daba un viento de dirección 120° e intensidad de 9 kt. La visibilidad era superior a 10 km, había pocas nubes a 4.000 ft, la temperatura era de 28° y la presión estándar.

Antes del despegue TWR comunicó al avión de Swiftair un viento de procedencia 60° con intensidad de 5 kt.

1.7. 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:

- A las 18:41 h la tripulación comunicó que estaban listos para rodar.
- A las 18:46:57 la tripulación, después del cambio de frecuencia de rodadura, comunicó por primera vez con TWR informando que se encontraban en el punto de espera de la pista 30 y listos.
- A las 18:47:28 se autorizó a la aeronave a entrar en pista y mantener posición; un minuto más tarde se le autorizó a despegar. TWR comunicó a la aeronave que el tráfico precedente había sido un B-757 para alertarle de una posible estela turbulenta.
- A las 18:49:45, comunicaciones entre TWR VLC y operaciones mostraban que habían visto directamente que la aeronave de Swiftair se salía de la pista.
- La aeronave comunicó el aborto de despegue y su posicionamiento fuera de pista a las 18:50:06
- Después de comprobar que la pista estaba limpia y que la distancia del borde de pista a la aeronave era superior a la requerida para reanudar la operación del aeropuerto, se puso de nuevo la pista en servicio en torno a las 19:07.

1.8. Información sobre el aeródromo

El Aeropuerto de Valencia, elevado 225 ft respecto del nivel del mar, dispone de una pista nombrada como 12-30, de dimensiones 2.700 × 45 m, dentro de una franja de 2.920 × 300 m.

Otra pista, 04-22, cruza a la pista principal al Oeste de los edificios aeroportuarios.

En el APÉNDICE A se incluye la carta de movimientos en tierra, donde se aprecia la plataforma de carga, el punto de espera H1 de la pista 30, así como la supuesta trayectoria que describió la aeronave.

1.9. Registradores de vuelo

1.9.1. Registrador de datos de vuelo. FDR

La aeronave disponía de un equipo registrador de parámetros de vuelo FDR que grababa exclusivamente datos de altitud, velocidad IAS, orientación magnética, aceleración vertical así como la operación de los equipos de comunicaciones VHF y otras variables discretas. Los datos se grababan cada segundo aunque de la aceleración vertical se tomaban dos lecturas en ese intervalo.

La grabación duró 7 minutos y 46 segundos, cubriendo toda la operación desde la salida de la plataforma.

Los datos de altitud dieron constantemente, a lo largo de toda la grabación, un valor de 565 ft.

Los datos de velocidad IAS permanecieron en casi toda la grabación en el valor de 85 kt, subiendo en los segundos finales hasta 119,6 kt con disminución posterior a 111,2 kt.

La orientación magnética mostraba rumbos en torno a los 150° correspondiente al movimiento por las calles de rodadura. En el último minuto se observaba la entrada en pista con rumbos en torno a 300°. En los últimos segundos la orientación magnética crecía hasta 309,3° y en el penúltimo segundo tomaba el valor de 106,2°.

La aceleración vertical alcanzaba valores de 3,56 y 3,88 g, pero se debe observar que existen muchos valores espurios con valores de 2,28 g durante tiempos en los que el avión debía estar parado. Existen también valores espurios en los registros de los otros parámetros.

Se registraron, además, 8 actuaciones de los equipos de comunicaciones VHF que se pueden correlacionar exactamente con las comunicaciones entre ATC y la aeronave de Swiftair, según la transcripción facilitada por ATC.

Desde la suelta de frenos hasta la parada final transcurrieron 52 segundos.

En el APÉNDICE C se incluye una tabla de los parámetros del FDR en el que se han incluido comentarios sobre la operación en cada instante.

1.9.2. *Registrador de voces de cabina. CVR*

El avión tenía un registrador de voces en cabina, pero cuando se recibió la comunicación del incidente, ocho días después, no se había preservado y guardado la grabación de esta operación.

1.10. Ensayos e investigaciones

1.10.1. *Pruebas y observaciones de mantenimiento en línea*

En los días siguientes al del incidente se hizo una inspección completa de la aeronave, con los siguientes resultados:

- No se encontró ningún defecto estructural.
- El neumático derecho del tren de morro y tres de las patas principales se encontraron anormalmente desgastados. Se sustituyeron todas las ruedas para poner el avión en servicio.
- Los conjuntos de frenos estaban bien y solamente hubo que limpiarlos.
- Se reemplazó la hélice izquierda que tenía una pala doblada.
- Se hicieron pruebas completas del sistema NWS con resultado satisfactorio. No obstante se desmontaron el amplificador y el conjunto electro-hidráulico de los actuadores de NWS para comprobación en banco.

1.10.2. *Ensayos en M7 Aerospace (Texas, USA)*

Se desmontaron del avión la caja de control o amplificador P/N 35021-502 S/N 152 y el conjunto electro-hidráulico de actuadores, P/N 27-53043-075, S/N 113 para su inspección y prueba en banco.

En cuanto al actuador, el resultado de las pruebas indicó que no tenía ningún fallo y que estaba en condiciones de uso de acuerdo con las especificaciones del fabricante.

En lo que concierne al amplificador, se encontró solamente un pequeño desajuste en un potenciómetro variable que requería un nuevo ajuste y calibración.

En un principio se identificó ese elemento como una posible causa inicial del incidente. Sin embargo, finalmente se consideró que, desde el punto de vista operativo, aunque el desajuste pudo producir algún desequilibrio en la amplitud del movimiento de la rueda hacia un lado o el otro, no podía influir en una guiñada violenta del avión.

1.11. Información adicional

1.11.1. *Declaraciones de la tripulación*

De las declaraciones de la tripulación se destacan las siguientes informaciones:

- Era el primer vuelo de su rotación y habían descansado suficientemente.
- Durante el rodaje decidió el comandante emplear potencia con AWI por ir a plena carga y tener una temperatura de 28 °C.
- El piloto a los mandos era el copiloto. Era la primera vez que el copiloto usaba el sistema de AWI.
- En el punto de despegue pisaron frenos y metieron gases hasta que el torque subió por encima del 40%. Soltaron frenos y a continuación ajustaron potencia durante la carrera de aceleración, al 110% con un pequeño desajuste del 2%, menor en el motor derecho.
- El copiloto pulsaba el botón de activación del NWS en la cara izquierda de la palanca de gases del motor izquierdo.
- Al alcanzar 60 kt el comandante cantó esa velocidad y el copiloto soltó el botón del NWS. Interrogados sobre la acción concreta de soltar el botón de activación de NWS contestaron que no sabían concretamente de donde procedía esa práctica extendida de soltar ese botón y desactivar el sistema de dirección de rueda de morro al alcanzar esa velocidad.
- Alcanzando 85 ó 90 kt el avión empezó a desviarse a la derecha sin que el copiloto pudiera corregir la deriva a pesar de pisar el pedal izquierdo a fondo.
- El comandante se hizo con los mandos y comenzó el aborto del despegue.
- Abandonaron la superficie de asfalto de la pista, se levantó una gran polvareda, y justo antes de parar hizo otra guiñada brusca a la derecha.
- Pararon los motores tirando de las palancas de parada de emergencia.
- Se quedaron dentro de la cabina unos 30 s comprobando que todo estaba desenergizado antes de salir de la aeronave
- Al entrar en pista no tenían a la vista al avión B757, que les había precedido en el despegue. Esperaron unos minutos en el punto de inicio de la carrera hasta recibir la autorización de Control.
- No experimentaron turbulencia.
- Después de ocurrido el incidente observaron marcas de neumáticos en la pista antes de que la aeronave se saliera de ella.

1.11.2. *Información acerca de la flota de la compañía*

Durante la investigación la compañía dejó de tener dentro de su Certificado de Operador Aéreo aeronaves del tipo Fairchild SA 227-AC Metro III, como la del incidente.

1.11.3. Información sobre el entrenamiento impartido en la compañía

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

1.11.4. Antecedentes

En mayo de 2004 se produjo un incidente en el que se vio involucrada una aeronave del mismo tipo y modelo SA227-BC. La Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (CIAIAC) realizó la investigación de este suceso y el informe se aprobó en julio de 2007 (referencia: Informe Técnico IN-026/2004).

En ese incidente la aeronave fue autorizada a despegar por la pista 06R del aeropuerto de Palma de Mallorca. El piloto a los mandos era el copiloto. La aeronave inició la carrera de despegue acelerando normalmente y haciendo uso del NWS, 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 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 del sistema de guiado en tierra («steering») y poco después el avión comenzó a desviarse a la derecha del eje de pista sin que la tripulación apreciara ningún fallo de potencia ni de los sistemas.

La investigación valoró como causa probable del incidente que las ruedas de la pata de morro giraron y se bloquearon a la derecha por una acción no comandada por la tripulación.

Se emitieron a raíz de la investigación, entre otras, las siguientes recomendaciones de seguridad:

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 malfuncionamiento 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 malfuncionamiento y que las actuaciones de ejecución de dichos procedimientos sean adecuadas para garantizar la seguridad de la aeronave.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del incidente

En la tarde del día 17 de junio de 2004 el avión Swearingen Metro III, matrícula EC-GXE hacía su primer salto de la jornada desde Valencia con una tripulación de dos pilotos que estaba lista para el vuelo y descansada. Las condiciones eran VMC con ligero viento en cola para la pista 30.

El despacho del vuelo fue normal, con peso al despegue próximo al máximo y el centrado dentro de límites. La aeronave abandonó la plataforma de carga y se dirigió primero al punto de espera de la pista 30 y después a la cabecera de la pista 30 donde mantuvo posición durante unos minutos, a requerimiento de TWR, para que se separara de la posible estela turbulenta de un B757 que le precedió.

Comenzó la carrera de despegue con potencia AWI siguiendo el procedimiento para este tipo de despegue. Era la primera vez que el copiloto, que estaba a los mandos, usaba empuje húmedo.

Realizaron un despegue estático, aumentando las revoluciones de las hélices y el torque de los motores mientras pisaban los frenos. Soltaron frenos al sobrepasar el 40% de torque en ambos motores, y comenzaron la carrera, mientras el copiloto pulsaba el botón de activación, en palanca de gases izquierda, del NWS que estaba armado. Mientras aceleraban comprobaron que el torque subía hasta el 110%, normal en despegue con potencia húmeda, con un pequeño desequilibrio del 2% entre los dos motores que trataban de ajustar.

Al alcanzar 60 kt de velocidad el comandante anunció esa velocidad, en la que comienza a tenerse control aerodinámico, y el copiloto soltó el botón de activación del NWS, según un procedimiento extendido entre los operadores de ese tipo de avión. Al alcanzar velocidades en torno a los 85-90 kt la aeronave empezó a desviarse a la derecha sin que el copiloto pudiera corregir la deriva.

El comandante pidió el control del avión y se hizo con los mandos, y abortó el despegue sin poder evitar que se salieran de la pista por el lado derecho. Recorrieron unos 350

m por el terreno llano sin compactar de la franja. Se detuvieron por fin entre la pista y la plataforma Norte a unos 1.000 m del punto de suelta de frenos y 75 m del eje de la pista. Al final de la frenada el avión hizo una guiñada a la derecha al engancharse la pata de ese lado en irregularidades del terreno quedando el avión orientado con un rumbo de aproximadamente 50° de azimut.

El recorrido de unos 1.000 m en la carrera de aceleración-parada implica una correcta aceleración y una buena frenada si alcanzaron efectivamente los 90 kt de velocidad IAS. Ese recorrido se hizo en unos 52 segundos desde la suelta de frenos.

No se produjeron lesiones y los daños de la aeronave se limitaron a los neumáticos y a una pala de la hélice izquierda que pudo golpear alguna baliza.

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 cinco circunstancias pueden considerarse de entidad para explicar cambios bruscos en el rumbo durante la carrera de despegue:

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

En este caso, la causa a) puede descartarse habida cuenta de que el viento era flojo de unos 5 kt a 9 kt, con pequeña componente de viento cruzado.

La causa b) igualmente puede ser desechada ya que no hay indicios de que pudiera haber una posible turbulencia de la estela del B757 que precedió en el despegue: primero porque los pilotos no la sintieron, después porque habían pasado los minutos prescritos. Además el Metro se movió solo por el espacio por el que la aeronave B757 se desplazó antes de entrar en rotación. Los torbellinos que se desprendieran de sus alas serían entonces débiles y el viento en cola los desplazaría hacia delante, separándolos de la aeronave del incidente.

Como se hizo un procedimiento de despegue con potencia AWI parece poco probable que la causa c) fuera el origen en el incidente. Se debe también desechar la idea de un posible fallo en el sistema de paso de hélice, que en paso fino, produjera una propulsión o resistencia diferencial. En las dos hélices subió el torque de forma pareja y luego

abanderaron correctamente mostrando un funcionamiento correcto del mecanismo de cambio de paso.

En consideración a los valores de aceleración conseguidos también se puede desechar la causa d), es decir, que un freno, que no se utiliza usualmente en un despegue normal, pudiera haber quedado agarrotado. La inspección de la aeronave posterior al incidente reveló que los conjuntos de frenos estaban en perfectas condiciones operativas y que los neumáticos no reventaron, mostrando solo desgastes anormales consecuencia de la frenada enérgica de un aborto de despegue y de su incursión por terrenos no preparados de la franja de la pista.

Los chequeos realizados por personal de mantenimiento en línea y los resultados de las pruebas en banco de M7 Aerospace (del amplificador, con solo pequeños desajustes, y del conjunto de actuadores, que se encontró en perfectas condiciones), conducen a desechar en principio la causa e). Sin embargo se tiene que considerar la posibilidad de un fallo intermitente.

Además de las evidencias constatadas se puede estimar que los pilotos estaban descansados y físicamente preparados para la operación, tenían cualificación y experiencia suficientes y que la situación meteorológica era apropiada para el vuelo.

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

De acuerdo con lo anterior, se puede suponer que las ruedas de morro se desviaron a la derecha y se bloquearon en esa posición después de que se soltara el pulsador en la 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 realizadas a la aeronave a posteriori. 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 apagarán sin que lo observara la tripulación durante la emergencia.

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).

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. 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 mas clara del problema que afecta al sistema y por otro, una mayor garantía de que la seguridad de la aeronave no se ve comprometida. Se considera que las recomendaciones **REC 32/07**, dirigida al fabricante y **REC 31/07**, dirigida al operador de la aeronave involucrada en el incidente de referencia IN-026/2004, identifican ya estas mismas necesidades, por lo que no se van a formular ahora nuevas recomendaciones al respecto. Además, el operador de la aeronave del incidente que se trata en el presente informe ya no dispone de aeronaves tipo Fairchild SA227-AC, Swearingen

METRO III en su flota, por lo que no sería pertinente formular una recomendación similar a la ya referida REC 31/07.

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 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.

Se desprende de las acciones y declaraciones de los pilotos que en su entrenamiento y según sus prácticas, estaba estipulado soltar el botón de activación de 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, ni se ha podido concretar cual es el origen de su aplicación.

En la lista de chequeo de despegue según el manual de vuelo, en operación normal, solo 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, al fabricante que proporcione información a los operadores sobre los efectos de un malfuncionamiento 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. En este sentido se pronuncia la ya citada recomendación **REC 32/07** que se recoge en el informe IN-026/2004 y que sería de aplicación a este mismo informe.

Por otro lado, y de forma análoga a las conclusiones que se derivaron en el caso IN-026/2004, sería conveniente recomendar 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. Además, la compañía ha dejado de tener aeronaves de las del tipo del incidente en su flota por lo que se desestima la posibilidad de emitir una recomendación.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

1. El avión estaba certificado y mantenido de acuerdo con las regulaciones en vigor.
2. El estado de modificación de la aeronave era anterior a la incorporación del boletín de servicio del fabricante SB227-32-030.
3. La carga y el centrado del avión estaban dentro de los límites de operación.
4. Los dos pilotos tenían sus licencias en vigor.
5. Las condiciones meteorológicas eran VMC.
6. El avión comenzó a desviarse a la derecha a alta velocidad en la carrera de despegue después de que el piloto a los mandos dejara de pulsar el botón de activación del NWS.
7. La distancia recorrida en la carrera de aceleración-parada permite estimar que la planta de potencia y los sistemas de frenada funcionaron correctamente.
8. Se han desechado como posibles factores desencadenantes del incidente la turbulencia producida por otros aviones, el funcionamiento de los frenos de las ruedas y el empuje asimétrico de los motores y hélices.
9. La inspección y chequeos de la aeronave por mantenimiento en línea y las pruebas en banco de los componentes del NWS realizadas tras el incidente, confirmaron el buen estado del sistema de dirección de las ruedas de morro.
10. Se sospecha, aún sin evidencias directas, que probablemente la rueda de morro se orientó a la derecha y se bloqueó sin que se sepa por qué razón.
11. Se estima que los procedimientos del manual de vuelo no son claros en el caso de una deflexión de las ruedas de morro repentina y no comandada por el piloto y en cuanto al uso del botón de activación del sistema NWS.

3.2. Causas

La aeronave se salió de la pista debido a que, probablemente, se deflectaron y se bloquearon a la derecha las ruedas de la pata de morro sin que lo comandara el piloto a los mandos.

No se ha identificado el tipo concreto de fallo que pudo afectar al sistema de dirección de las ruedas de morro (NWS).

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

No se considera pertinente emitir recomendaciones sobre seguridad adicionales a las formuladas en el informe de referencia IN-026/2004.

APÉNDICE A
**Plano del aeropuerto y trayectoria
de la carrera de despegue abortado**

AIP
ESPAÑA

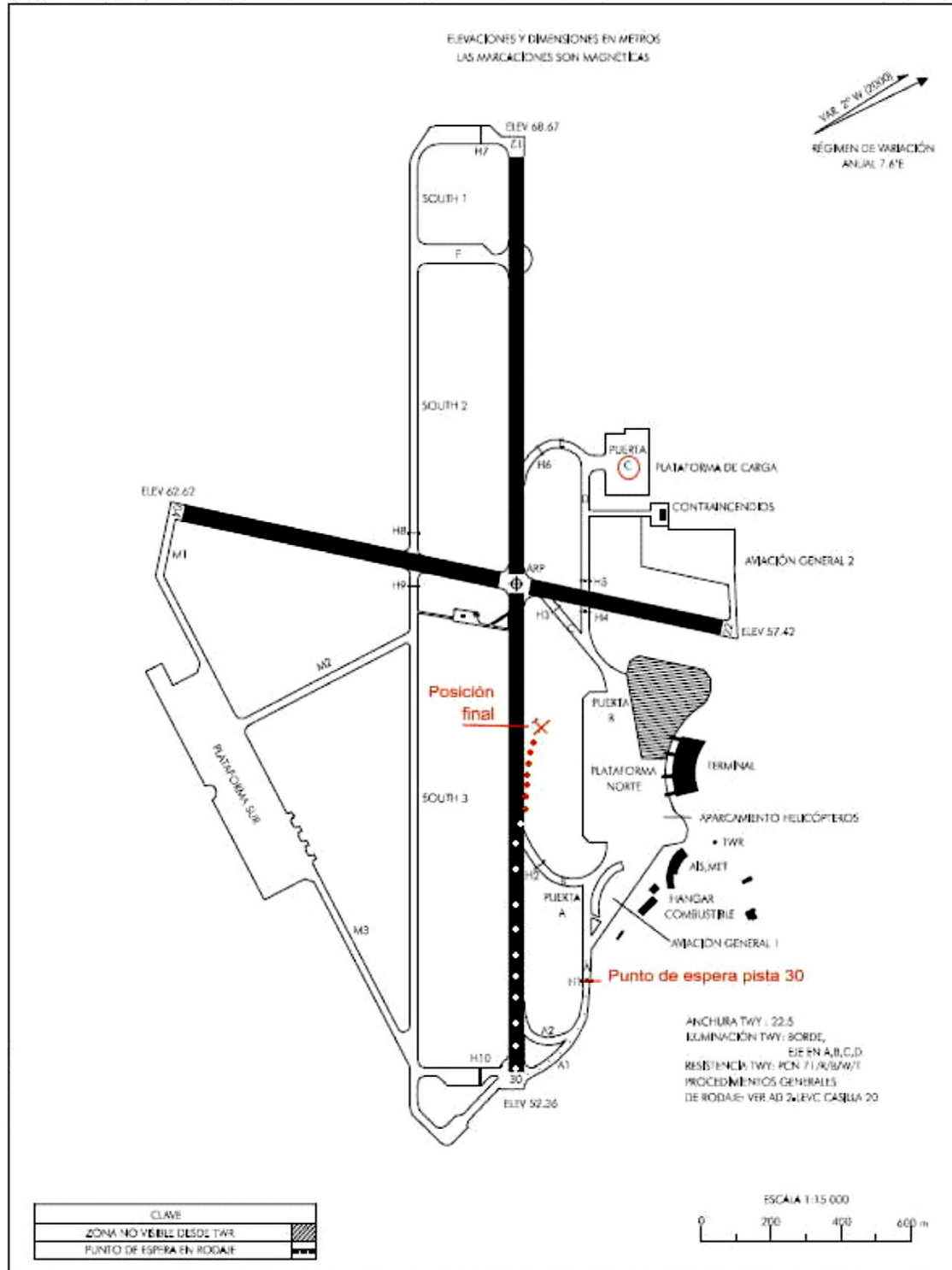
AD 2-LEVC GMC
18-APR-02

PLANO DE AERÓDROMO PARA
MOVIMIENTOS EN TIERRA-OACI

ELEV
PLATAFORMA NORTE
55.8 m

TWR 118.55
GMC 121.70

VALENCIA



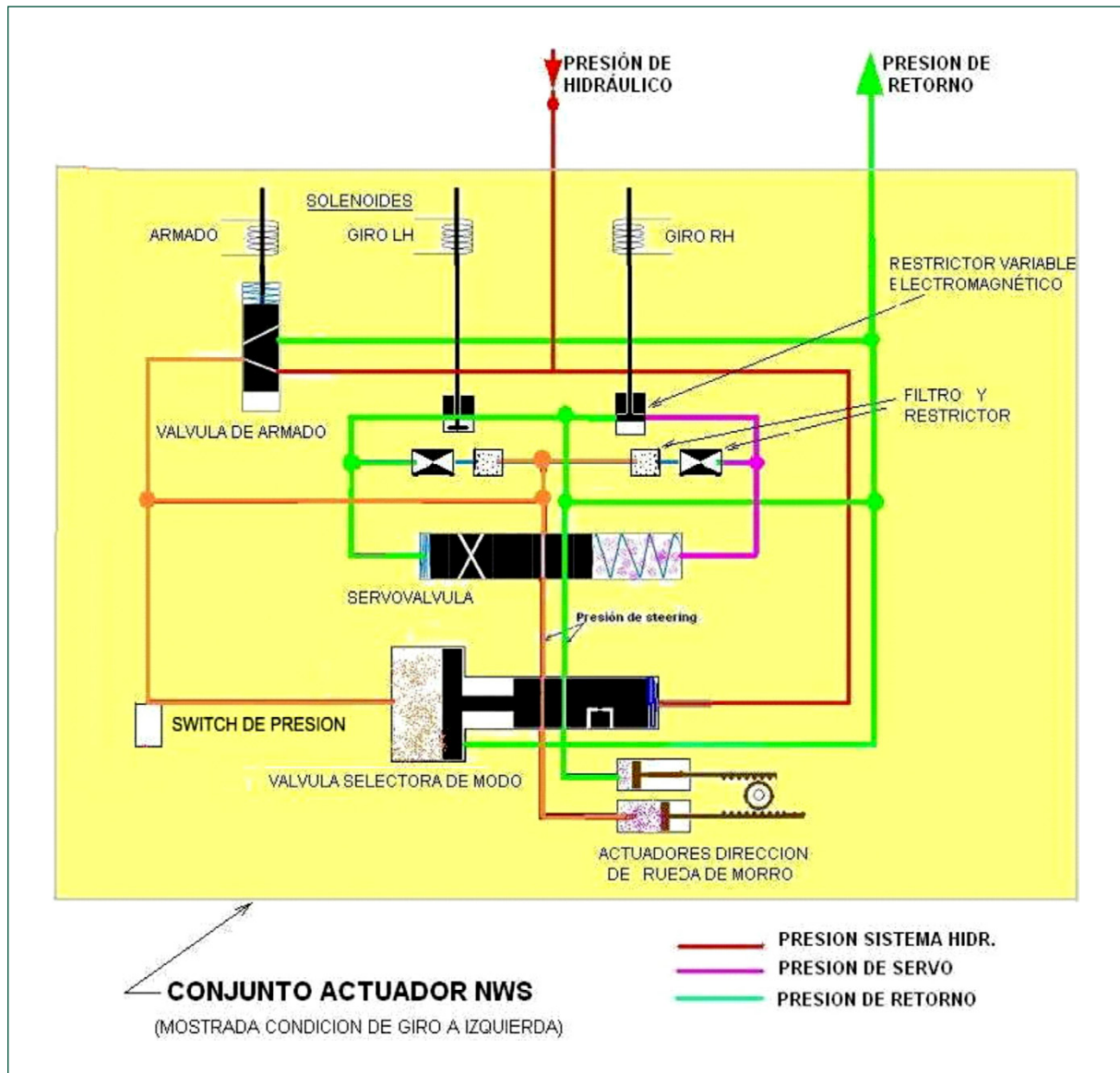
AIS-ESPAÑA

AMDT 85/02

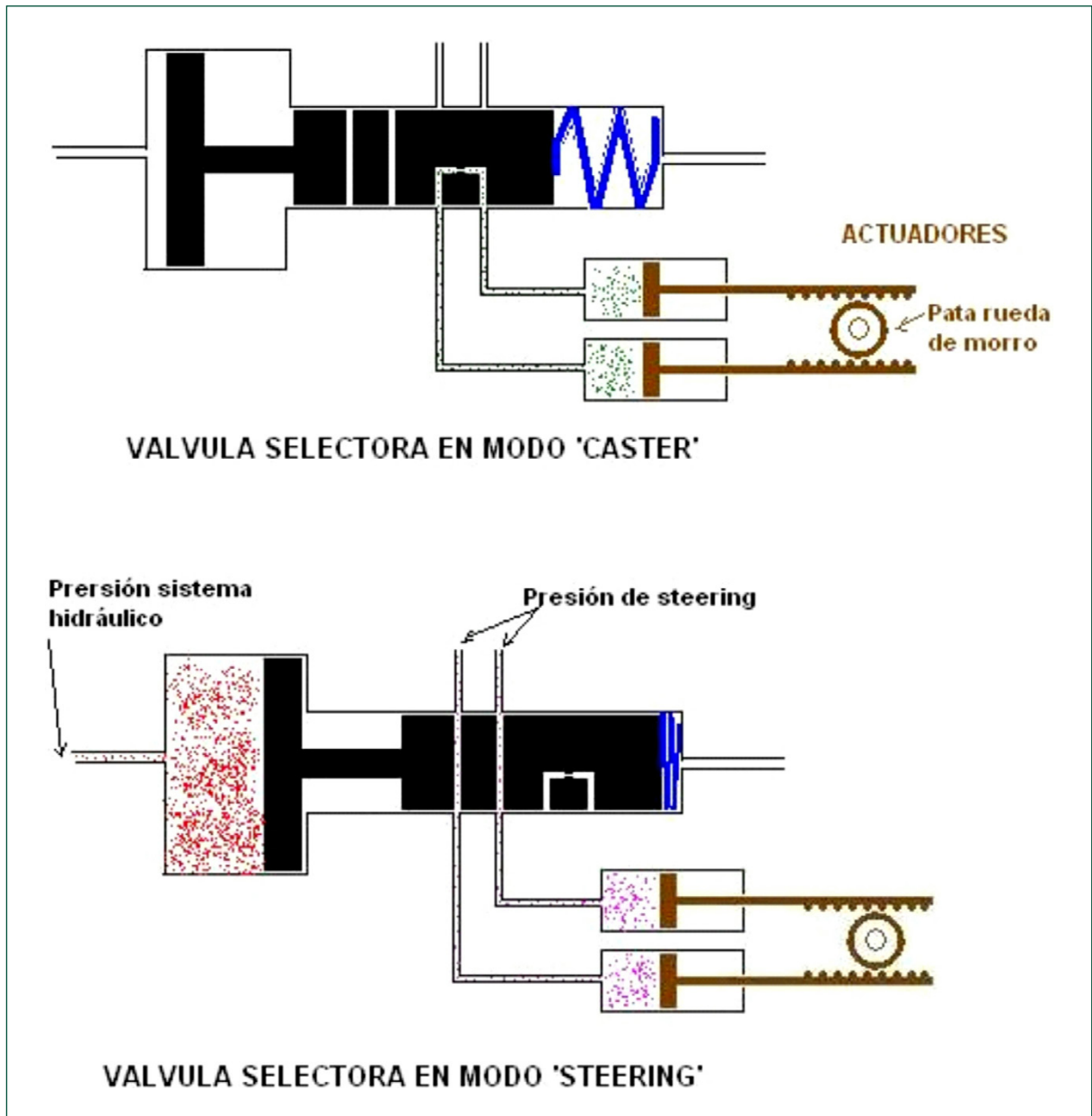
Apéndice A-1. Plano del Aeropuerto de Valencia y trayectoria de aceleración-parada

APÉNDICE B

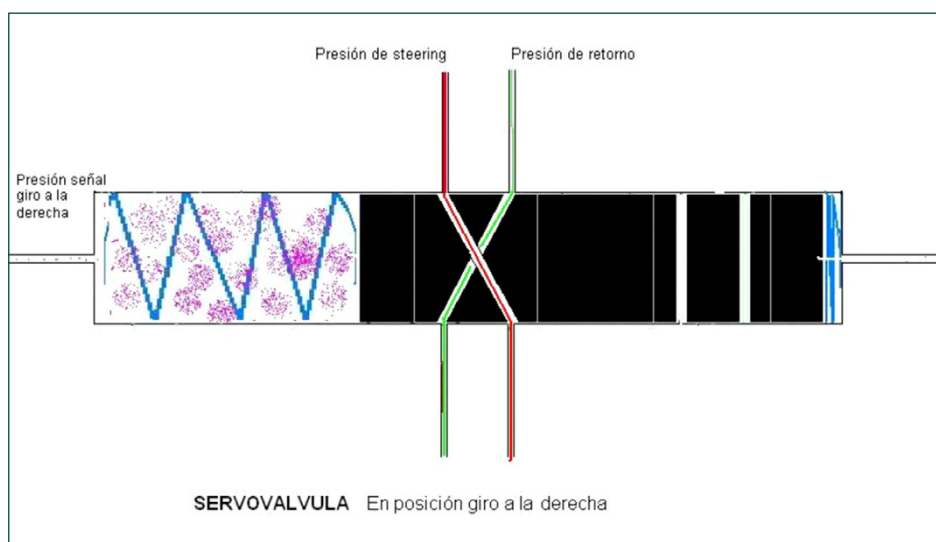
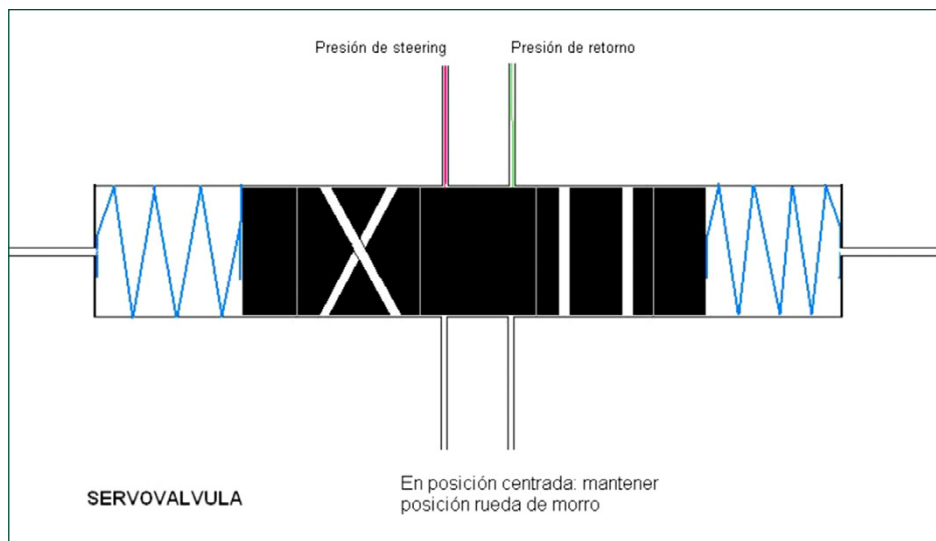
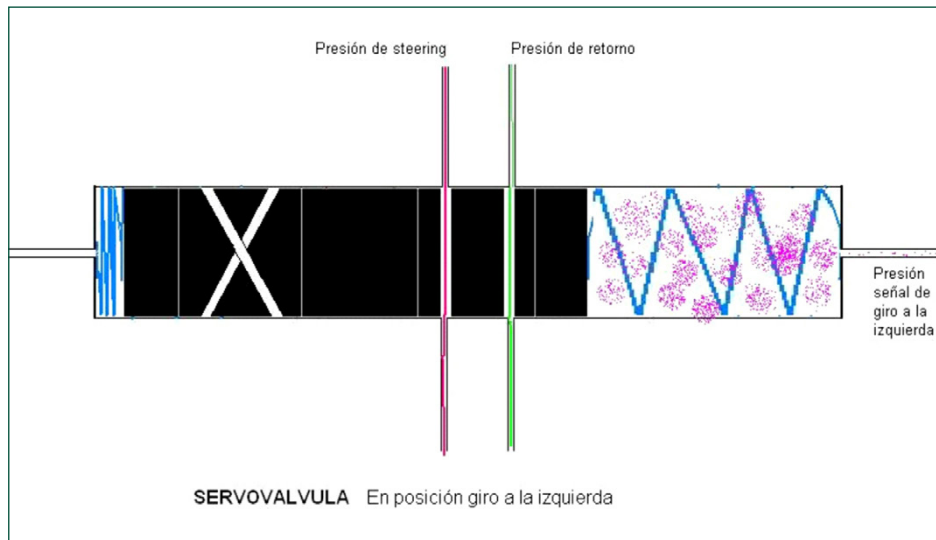
Esquemas hidráulico y eléctrico



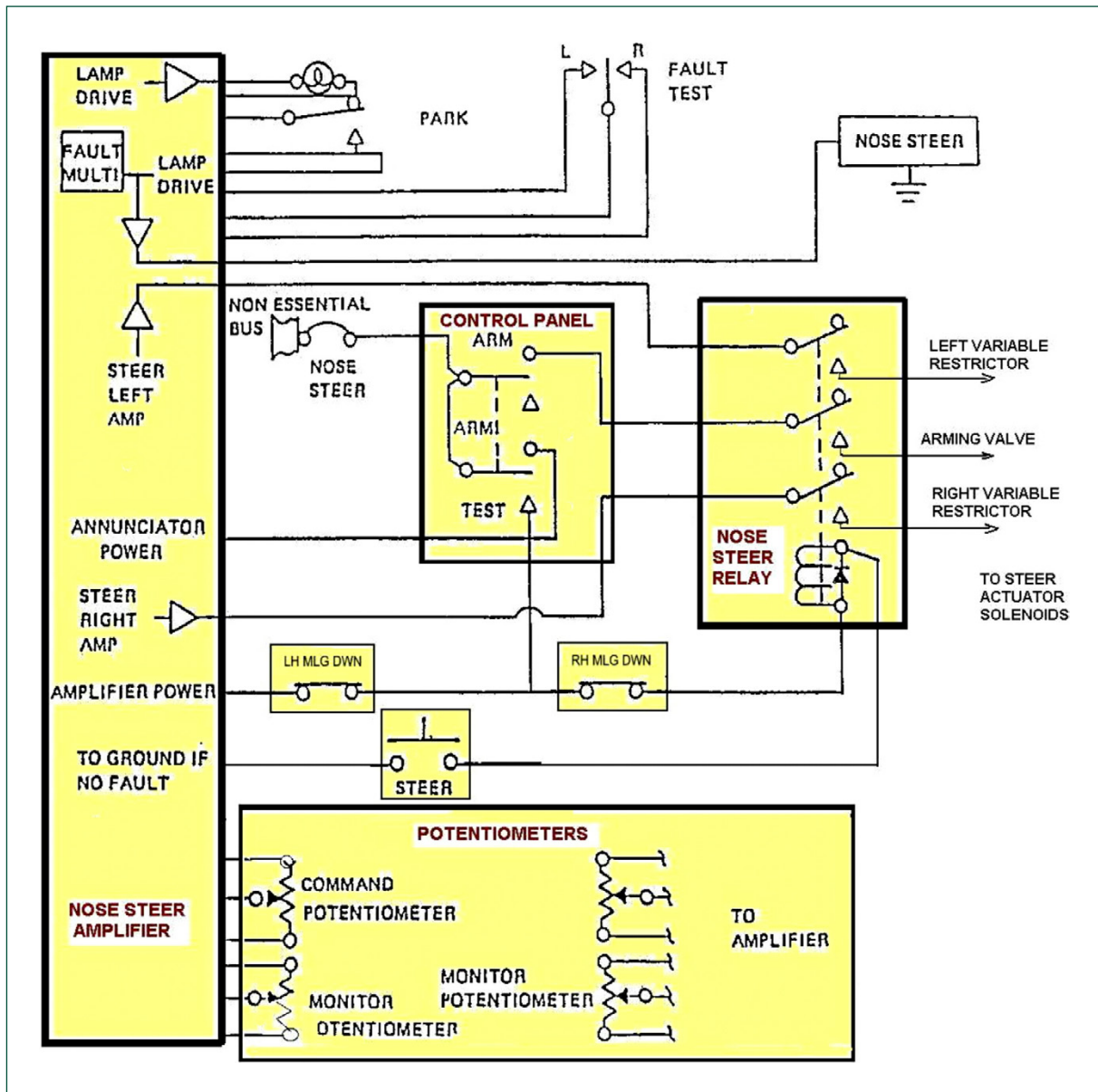
Apéndice B-1. Esquema hidráulico



Apéndice B-2. Detalles válvula selectora de modo



Apéndice B-3. Posiciones de la servoválvula



Apéndice B-4. Esquema eléctrico del NWS

APÉNDICE C

Parámetros del DFDR

Tiempo s	min	s	ALT	IAS	MHDG deg	VERG G	VERG G	VHF	Comentario
			565	85,2	123,8	1	0	—	
			565	85,2	123,8	1	0	KEYED	Autorizados a
-60	-1	0	565	85,2	123,8	1	0	KEYED	entrar en pista
-59	-1	1	565	85,2	123,8	2,28	1,28	KEYED	y mantener
-58	-1	2	565	85,2	124	2,28	0	—	
-57	-1	3	565	85,2	125	1	0	—	
-56	-1	4	565	85,2	125,9	1	0	—	
-55	-1	5	565	85,2	127,2	1	1,28	—	
-54	-1	6	565	85,2	128,7	2,28	0,64	—	
-53	-1	7	565	85,2	130	2,28	0	—	
-52	-1	8	565	85,2	130,7	1	0	—	
-51	-1	9	565	85,2	131,5	1	1,28	—	
-50	-1	10	565	85,2	132,1	2,28	0	—	
-49	-1	11	565	85,2	132,5	2,28	1,28	—	
-48	-1	12	565	85,2	133	2,28	1,28	—	
-47	-1	13	565	85,2	133,7	2,28	1,28	—	
-46	-1	14	565	85,2	134,8	2,28	1,28	—	
-45	-1	15	565	85,2	135,6	2,28	1,28	—	
-44	-1	16	565	85,2	137,1	1	0	—	
-43	-1	17	565	85,2	138,4	1	0	—	
-42	-1	18	565	85,2	139,3	2,92	1,92	—	
-41	-1	19	565	85,2	140,9	2,92	0	—	
-40	-1	20	565	85,2	143,3	1	0	—	
-39	-1	21	565	85,2	145,5	2,28	1,28	—	
-38	-1	22	565	85,2	147,6	2,28	1,28	—	
-37	-1	23	565	85,2	149,2	2,28	0	—	
-36	-1	24	565	85,2	151,1	1	1,92	—	
-35	-1	25	565	85,2	153,2	2,28	1,28	—	
-34	-1	26	565	85,2	155	1	1,28	—	
-33	-1	27	565	85,2	156,9	1	0	—	
-32	-1	28	565	85,2	158,8	2,92	0	—	
-31	-1	29	565	85,2	161,6	1	1,28	—	
-30	-1	30	565	85,2	164,4	2,28	0	—	
-29	-1	31	565	85,2	168,1	2,28	0	—	

Tiempo s	min	s	ALT	IAS	MHDG deg	VERG G	VERG G	VHF	Comentario
-28	-1	32	565	85,2	171,8	2,28	1,28	—	
-27	-1	33	565	85,2	175,7	2,28	0	—	
-26	-1	34	565	85,2	179,7	1	1,28	—	
-25	-1	35	565	85,2	182,8	2,92	0	—	
-24	-1	36	565	85,2	186,9	1	0	—	
-23	-1	37	565	85,2	189,7	1	1,28	—	
-22	-1	38	565	85,2	192	1	1,28	—	
-21	-1	39	565	85,2	193,9	2,28	1,92	—	
-20	-1	40	565	85,2	195,4	1	1,28	—	
-19	-1	41	565	85,2	196,9	1	0	—	
-18	-1	42	565	85,2	198,2	2,28	1,28	—	
-17	-1	43	565	85,2	200,3	2,28	2,56	—	
-16	-1	44	565	85,2	205,1	2,92	2,24	—	
-15	-1	45	565	85,2	213,7	1	1,92	—	
-14	-1	46	565	85,2	222,5	1	1,92	—	
-13	-1	47	565	85,2	230,2	2,28	1,28	—	
-12	-1	48	565	85,2	240,5	2,28	0	—	
-11	-1	49	565	85,2	254,4	1	1,28	—	
-10	-1	50	565	85,2	263,2	1	0	—	
-9	-1	51	565	85,2	271,7	2,28	0	—	
-8	-1	52	565	85,2	278,7	1	1,28	—	
-7	-1	53	565	85,2	287,9	2,28	1,28	—	
-6	-1	54	565	85,2	293,1	2,28	0	—	
-5	-1	55	565	85,2	294,2	1	0	KEYED	Autorizados a despegar
-4	-1	56	565	85,2	297,3	2,28	1,28	KEYED	
-3	-1	57	565	85,2	299,4	2,92	1,28	KEYED	
-2	-1	58	565	85,2	300,5	1	0	KEYED	
-1	-1	59	565	85,2	300,8	2,28	0	—	
0	0	0	565	85,2	301	1	0	—	Comienza t.o.
1	0	1	565	85,2	301	2,28	0	—	aprox
2	0	2	565	85,2	301	1	0	—	
3	0	3	565	85,2	301	2,28	0	—	
4	0	4	565	85,2	301	2,28	0	—	
5	0	5	565	85,2	301	1	0	—	

Tiempo		s	ALT	IAS	MHDG deg	VERG G	VERG G	VHF	Comentario
s	min								
6	0	6	565	85,2	301	1	0	—	
7	0	7	565	85,2	301	1	0	—	Sueltan frenos/AWI
8	0	8	565	85,2	300,9	2,28	0	—	
9	0	9	565	85,2	300,9	1	0	—	
10	0	10	565	85,2	300,8	1	1,28	—	
11	0	11	565	85,2	300,8	2,28	1,28	—	
12	0	12	565	85,2	300,8	1	0	—	
13	0	13	565	85,2	300,8	1	0	—	
14	0	14	565	85,2	300,8	1	1,28	—	
15	0	15	565	85,2	300,8	1	0	—	
16	0	16	565	85,2	300,6	1	1,28	—	
17	0	17	565	85,2	300,6	2,28	0	—	
18	0	18	565	85,2	300,3	1	0	—	
19	0	19	565	85,2	300,3	1	1,28	—	
20	0	20	561	85,2	300,2	1	1,28	—	
21	0	21	565	85,2	300,2	1	0,64	—	
22	0	22	565	85,2	300,2	1	0	—	
23	0	23	561	85,2	300,1	1	0	—	
24	0	24	565	85,2	300,1	2,28	1,28	—	
25	0	25	565	85,2	300,1	2,28	0	—	
26	0	26	561	85,2	299,8	2,28	1,28	—	
27	0	27	565	85,2	299,4	2,92	1,28	—	
28	0	28	561	85,2	299,4	2,28	1,92	—	
29	0	29	556	85,2	300,8	2,28	0	—	
30	0	30	561	85,2	303,1	2,28	1,28	—	Deriva a la derecha
31	0	31	561	85,2	302,6	2,28	1,92	—	
32	0	32	565	85,2	302,3	2,28	1,28	—	
33	0	33	565	85,2	301,9	2,28	1,28	—	
34	0	34	565	99,7	301,7	2,28	1,92	—	
35	0	35	561	98,9	302,6	2,92	1,92	—	
36	0	36	565	100,5	303	2,28	1,28	—	
37	0	37	561	102	301,6	3,24	1,92	—	Aceleración vertical
38	0	38	565	104,3	300,9	2,28	1,28	—	
39	0	39	565	105,8	303,1	1	1,28	—	

Tiempo s	min	s	ALT	IAS	MHDG deg	VERG G	VERG G	VHF	Comentario
40	0	40	565	107,3	303,7	2,28	2,56	—	
41	0	41	565	110,4	303,7	2,28	1,28	—	
42	0	42	565	111,2	303,7	1	1,28	—	
43	0	43	565	114,2	302,6	2,28	1,28	—	
44	0	44	565	116,5	305,1	3,56	1,28	—	
45	0	45	565	118,8	309,3	3,56	1,28	—	Máx desviación
46	0	46	565	119,6	309,3	1	1,92	—	Máxima IAS
47	0	47	565	119,6	306,7	2,28	1,28	—	
48	0	48	561	118,8	305,4	2,92	1,92	—	
49	0	49	565	113,5	308,1	3,88	2,56	—	Máx acel vertical
50	0	50	561	111,2	106,2	-75,48	33,36	—	Orientación final
51	0	51	248	177,7	306,8	1	0,64	KEYED	Fuera de la pista
52	0	52	253	178,5	306,8	2,28	0	KEYED	

Valores espurios

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 3 de febrero de 2007; 18:09 h local
Lugar	Aeropuerto de Girona

AERONAVE

Matrícula	EC-BFY
Tipo y modelo	HUGHES 269-B
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	TEXTRON LYCOMING HIO-360A1A
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	56 años
Licencia	Piloto privado de helicóptero
Total horas de vuelo	115:20 h
Horas de vuelo en el tipo	16:40 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje – Descenso incontrolado

INFORME

Fecha de aprobación	27 de febrero de 2008
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 3 de febrero de 2007, el piloto tenía previsto realizar un viaje desde Perpignan (Francia) hasta el Aeropuerto de Sabadell en dos etapas. La primera se realizó entre los aeropuertos de Perpignan y Girona (LEGE), en condiciones de vuelo VFR¹, aterrizando en el aeropuerto de Girona a las 16:52 h². La segunda etapa, igualmente con plan de vuelo VFR, entre los aeropuertos de Girona y Sabadell (LELL), se inició a las 18:50 h.

Después de despegar del Aeropuerto de Girona y antes de abandonar el área de control del aeropuerto, la TWR comunicó al piloto que el Aeropuerto de Sabadell cerraría en tres minutos debido al ocaso y le autorizó el regreso y aterrizaje en Girona.

Sobre la plataforma del aeropuerto y cuando el helicóptero se hallaba realizando un estacionario alto para tomar tierra, la aeronave inició un giro continuado sobre su eje vertical en sentido derecha-izquierda, seguido de un descenso rápido que finalizó impactando contra el suelo de la plataforma y deteniendo su movimiento de giro.

El piloto desconectó el interruptor general («Master Switch»), cortó el suministro de combustible («Fuel Valve» en OFF) y abandonó la aeronave por sus propios medios sin lesiones.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave presentaba daños muy importantes en el tren de aterrizaje, el cual resultó colapsado y parcialmente separado del conjunto principal de la aeronave.

El revestimiento de la parte frontal e inferior de la cabina estaba deformado. La parte posterior del cono de cola se había desplazado hacia abajo y las riostras que lo sujetan por su parte delantera a la estructura principal estaban deformadas. Las dos palas del rotor de cola habían perdido la mitad de su superficie aproximadamente.

En el área de impacto del helicóptero con el terreno existían dos zonas de huellas, situadas al lado izquierdo de los restos y a la altura del cono de cola, respectivamente. En ambas zonas se encontraron muestras de pintura blanca y roja procedentes de las palas del rotor de cola.

¹ VFR: Reglas de vuelo visual.

² Las horas que se reflejan en el presente informe están referidas a la hora local.



Foto 1. Estado general de la aeronave

1.3. Información sobre la tripulación

La experiencia total de vuelo del piloto era de 115:20 h, de las que 16:40 h eran en el tipo Hughes HU269 y 98:40 en el tipo Robinson R22, de las que 96:30 h fueron las necesarias para la obtención de la licencia de piloto de helicóptero.

La formación del título de piloto privado de helicóptero la finalizó el mes de julio de 2006 en España. Asimismo, la fase teórica y la fase de vuelo fueron realizadas en dos escuelas de vuelo diferentes. La fase de vuelo para la obtención de la licencia fue realizada en un helicóptero Robinson R22.

El curso para la obtención de la habilitación tipo HU269 fue realizado en enero de 2007. Incluyó la realización de 10:00 h de formación de vuelo y una hora más para efectuar la prueba de pericia correspondiente.

Anteriormente, a la realización del curso de habilitación de tipo HU269, el piloto había tenido intención de obtener la habilitación en otro centro de formación. En dicho centro, el día 19 de diciembre de 2006, realizó dos vuelos de 42 y 48 minutos, según el registro de su cartilla, con el fin de evaluar su grado de pericia en vuelo. Los dos instructores que acompañaron en sendos vuelos al piloto indicaron que requeriría 25 horas de vuelo para alcanzar un grado de pericia aceptable y obtener la habilitación HU269.

1.4. Información sobre la aeronave

1.4.1. *Mantenimiento*

El día del suceso, la aeronave procedía de un taller de mantenimiento ubicado en Francia dónde se le había realizado una revisión de 1.200 h.

1.4.2. *Información sobre el rotor principal*

El rotor principal del helicóptero Hughes HU269 gira en sentido contrario a las agujas del reloj, visto desde el asiento del piloto. En este tipo de helicóptero, con todos los sistemas operando con normalidad durante un vuelo, los giros sobre su eje vertical y en sentido de derecha a izquierda se pueden producir por la actuación del piloto sobre el pedal izquierdo o cuando se actúa de forma descompensada sobre la palanca de paso colectivo y el control de gases situado en dicha palanca (puño de gases).

El puño de gases del helicóptero HU269 tiene un recorrido entre la posición de totalmente abierto (posición de vuelo) hasta la posición de ralentí, de aproximadamente un tercio de vuelta. Cuando el piloto sube o baja la palanca del colectivo, el número de revoluciones del rotor principal disminuyen o aumentan, respectivamente. El helicóptero dispone de un sistema mecánico que compensa de forma muy limitada dichas variaciones, debiendo ser complementado por la acción del piloto abriendo o cerrando respectivamente el puño de gases.

1.5. Información meteorológica

La meteorología entre las 16:30 y las 18:30 h era de viento calma. La visibilidad disminuyó desde 7.000 a 6.000 m, las nubes eran escasas a 2.500 ft y la temperatura ambiente descendió desde 13 °C hasta 9 °C. La temperatura del punto de rocío era de 6 °C.

1.6. Ensayos e investigaciones

1.6.1. *Inspección de los restos de la aeronave*

En el lugar del suceso se inspeccionó visualmente los sistemas de transmisión de potencia al rotor de cola y el control de mando del mismo rotor, siendo el estado de ambos normal. Asimismo, se comprobó que los pedales se desplazaban a lo largo de todo su recorrido y sin restricciones. En la cabina, el puño de gases se hallaba parcialmente desplazado desde su posición de vuelo hacia su posición de ralentí.

La inspección técnica realizada posteriormente al conjunto del rotor de cola mostró que los recorridos de los controles de mando discurrían dentro de los valores establecidos en el manual de mantenimiento.

1.6.2. *Antecedentes del vuelo anterior al accidente*

El día del suceso el piloto había realizado un vuelo de 1 hora y 42 minutos entre el Aeropuerto de Perpignan (Francia) y el Aeropuerto de Girona, aterrizando a las 16:52 h. En dicho vuelo y en las proximidades del aeropuerto de Girona existían zonas de bruma que disminuían la visibilidad horizontal

A las 16:14 h el piloto comunicó a la torre de Girona cuando se encontraba sobre punto «Eco», distante 12 NM³ del campo. A partir de este momento el piloto permaneció perdido durante 30 minutos en las proximidades del aeropuerto.

El personal de los controles de aproximación y torre, apoyados en las indicaciones que les aportaba el goniómetro⁴ de sus instalaciones sobre la posición del helicóptero, guió al piloto hasta las proximidades del mismo.

1.6.3. *Declaración del piloto*

El piloto informó que el helicóptero inició un movimiento giratorio sobre el eje vertical, no recordando hacia que lado se desplazaba el morro. Asimismo manifestó que apreció cierta dureza en el pedal izquierdo y que éste no funcionaba correctamente. Al pisar pedal derecho, el helicóptero aumentaba su giro y por esta circunstancia decidió bajar el colectivo con decisión para evitar una mayor inestabilidad y posibilidad de vuelco.

En el vuelo de arribada a Girona procedente de Perpignan, el piloto informó que próximo al Aeropuerto de Girona se desorientó debido a la existencia de bancos de bruma y que necesitó de la ayuda del control de torre para proceder hasta el aeropuerto.

También declaró que conocía el Aeropuerto de Girona, al haber realizado en el mismo la fase de vuelo del curso de piloto privado de helicóptero.

1.6.4. *Declaración de testigos*

Testigos cualificados del suceso informaron que, cuando la aeronave se hallaba en estacionario entre 15 y 20 m de altura, inició un giro del morro hacia la izquierda y a

³ NM: Millas náuticas.

⁴ Goniómetro, aparato de radio receptor con antena direccionable que determina la dirección de donde procede la emisión de radio recibida.

continuación descendió de forma brusca hasta impactar con el suelo. Durante el descenso el helicóptero realizó entre dos y tres giros.

1.7. Información adicional

1.7.1. Curso de habilitación Tipo

El apéndice 1 a la JAR FCL 2.261(b), referido a la instrucción en vuelo y prueba de pericia indica que, al menos, para helicópteros monomotor el número de horas para instrucción de vuelo serán de cinco.

Por su parte, la Dirección General de Aviación Civil de España dispone de un procedimiento para las organizaciones de instrucción de habilitación de tipo de helicópteros, en el que establece un mínimo de horas de vuelo a impartir para la obtención de una habilitación de tipo, según el siguiente cuadro:

Experiencia de vuelo	Entre 50 y 350 hv	Entre 351 y 500 hv	Entre 501 y 1.000 hv	Más de 1.000 hv	Duración de la prueba de pericia de vuelo
Sin STD⁵					
Monomotor	10 horas v	8 horas v	6 horas v	5 horas v	De 1 a 2 h
Multimotor	12 horas v	10 horas v	9 horas v	8 horas v	De 1 a 2 h
Multipiloto	15 horas v	13 horas v	11 horas v	10 horas v	De 1 a 2 h
Con STD					
Monomotor	8 hs + 5 hv	7 hs + 4 hv	6hs + 3 hv	5 hs + 2 hv	De 1 a 2 h
Multimotor	10 hs + 6 hv	8 hs + 5 hv	7hs + 4 hv	6 hs + 3 hv	De 1 a 2 h
Multipiloto	20 hs + 8 hv	15 hs + 6 hv	10hs + 5 hv	8 hs + 4 hv	De 1 a 2 h

De acuerdo con la información anterior, la organización que impartió al piloto el curso de habilitación tipo del HU269 fijó en 10 horas de instrucción de vuelo y a continuación se formalizó el vuelo para la prueba de pericia que contempla la JAR FCL 2.240.

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis del giro del helicóptero en sentido antihorario

El helicóptero, de acuerdo con la declaración de testigos cualificados inició un giro hacia la izquierda desde una posición de estacionario alto y descendió hasta impactar contra el suelo.

⁵ «Synthetic Training Device» (STD).

La inspección técnica del rotor de cola no presentó evidencias de que el giro del helicóptero se hubiera originado por fallo mecánico de los sistemas de transmisión de potencia o del control de mando del rotor de cola.

De la información recopilada, parece que la disminución de potencia aplicada fue el origen del inicio del giro, al bajar la palanca del mando colectivo para iniciar el descenso, cerrar más de lo requerido el puño de gases y no corregir suficientemente con los pedales el giro iniciado hacia la izquierda.

En tal situación, la posterior actuación de bajar la palanca del mando colectivo con decisión pudo incrementar el régimen de descenso y mantener el giro del helicóptero hasta el impacto contra el suelo.

2.2. Relativo a la experiencia y grado de pericia del piloto

El historial de vuelo del piloto revela que de las 115:20 h de vuelo en helicóptero, 96:30 h fueron empleadas para la obtención de la licencia PPL(H) en el tipo R22 y 16:40 h fueron las realizadas en el tipo HU269, incluidas la de instrucción para la obtención de la habilitación. Los datos anteriores indican que la experiencia del piloto estaba constituida básicamente por cursos en formación.

Por otra parte, los antecedentes del piloto respecto a la obtención de la habilitación de tipo HU296, indican que inicialmente solicitó realizar la instrucción en vuelo en un centro de formación, que estimó que necesitaba 25 horas de instrucción de vuelo. El piloto optó por otro centro para obtener la habilitación y en el que recibió 10 horas de instrucción en vuelo, de acuerdo con lo establecido por la DGAC española, y superior a las 5 horas mínimas que prescribe la JAR FCL 2.261(b).

2.3. Antecedentes del vuelo

En relación con el apartado anterior, cabe valorar la situación acontecida en el vuelo previo al del suceso y en la que el piloto estuvo desorientado durante un tiempo de treinta minutos, cuando ya se encontraba sobre el punto «Eco» de la carta de aproximación visual, y por el que requirió el apoyo del control de aproximación y torre para conducirse al aeropuerto.

Por otra parte, resulta difícil estimar la razón de la desorientación sufrida por el piloto ya que, según los datos conocidos en la investigación, la presencia de una ligera bruma durante la aproximación no implicaba la pérdida de referencias sobre el terreno y, además, por el conocimiento previo que tenía el piloto del terreno, al haber desarrollado la instrucción en vuelo del curso de piloto privado en el mismo aeropuerto.

3. CONCLUSIONES

La causa más probable del accidente fue la pérdida de control de la aeronave, al no adecuar el piloto el mando de gases con el desplazamiento del colectivo.

Como factor contribuyente al accidente se puede considerar la escasa pericia del piloto, acentuado por los posibles factores de estrés existentes durante la realización del vuelo anterior al del suceso y la cancelación del vuelo que iniciaba.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 11 de agosto de 2007; 17:30 h local
Lugar	Sánlucar de Barrameda (Cádiz)

AERONAVE

Matrícula	EC-DTN
Tipo y modelo	SOCATA RALLYE 180-T
Explotador	Suraviación

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A3A
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	32 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	670 h
Horas de vuelo en el tipo	140 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Valla de cerramiento

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Anuncios aéreos
Fase del vuelo	En ruta – Crucero

INFORME

Fecha de aprobación	27 de febrero de 2008
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave despegó del Aeropuerto de Jerez sobre las 15:05 locales para realizar un vuelo de arrastre de cartel sobre la costa de la provincia de Cádiz con dos personas a bordo. Cuando habían transcurrido aproximadamente 2 horas y 30 minutos de vuelo se produjo una parada del motor que obligó al piloto a soltar el cartel y a realizar un aterrizaje de emergencia en un camino cercano a una urbanización. Los servicios de emergencia (sanitarios y bomberos) se personaron en el lugar del suceso al poco tiempo.

Los dos ocupantes pudieron abandonar la aeronave por sus propios medios sin ningún incidente adicional. El piloto resultó herido de carácter leve y fue evacuado en ambulancia con un golpe en la cabeza del que fue dado de alta en el mismo día. El otro ocupante resultó ileso.

La aeronave sufrió daños en la bancada y capos del motor, tren de aterrizaje y planos. Antes de que se pudiera realizar una inspección de los restos sufrió diversos actos de vandalismo que impidieron establecer con claridad el origen de algunos daños.

Los daños a terceros fueron unos metros de valla de malla metálica arrancados y algunos postes de la misma doblados.

En el momento del accidente el piloto contaba con licencia, habilitaciones y certificado médico en vigor y adecuados al tipo de vuelo que estaba realizando. Se desconoce si la otra persona que iba a bordo tenía algún tipo de calificación aeronáutica.

En el momento del accidente la aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor y según la documentación consultada era mantenida de acuerdo a su programa de mantenimiento autorizado.

1.2. Inspección de la aeronave

En la inspección realizada en el lugar del accidente se encontró que la llave selectora de combustible estaba situada en la posición que permite la alimentación del motor desde el depósito derecho. La palanca de gases estaba en la posición de gases al mínimo (posición más retrasada de la palanca) y el interruptor de batería (master) desconectado (en posición OFF).

Aunque los daños sufridos por la aeronave no permiten determinar con total precisión la posición de los flaps antes del aterrizaje, se apreció que muy probablemente estaban poco desplegados, claramente menos de 30°. Los flaps son de accionamiento eléctrico.

Cuando se retiró el combustible de los planos se encontró que en el depósito derecho había unos 75 litros y prácticamente nada en el izquierdo.

1.3. Ensayos e investigaciones

1.3.1. *Declaración del piloto*

Era el segundo vuelo del día y el primero había tenido una duración de 2 horas y 45 minutos. Se llenaron completamente los depósitos antes de realizar el vuelo en el que se produjo el suceso y durante el vuelo el piloto indicó que fue alternando la alimentación de combustible entre uno y otro depósito cada 45 minutos.

Cuando se encontraba en las proximidades de Sanlúcar de Barrameda y a 1.000 ft sobre el terreno notó un rateo en el motor que intentó resolver conectando la bomba eléctrica de combustible y realizando varios cambios de depósito con la válvula selectora, la cual dejó finalmente en la posición de depósito derecho. En todo este proceso, el piloto calculaba haber perdido unos 400 ft de altura. Al ver que no se corregía totalmente el problema decidió soltar el cartel y tras un segundo rateo del motor, buscar un campo apropiado. Cuando estaba a unos 500 ft de altura sobre el suelo localizó un campo de golf donde efectuar el aterrizaje, pero al comprobar que no llegaría aterrizó en un camino.

1.3.2. *Sistema de combustible de la aeronave*

La aeronave cuenta con dos depósitos situados uno en cada plano con 184 litros de capacidad total de los cuales 4,4 son inutilizables.

La aeronave cuenta con una válvula selectora de accionamiento manual de tres posiciones que permite escoger la alimentación del motor desde el depósito derecho o izquierdo (nunca los dos a la vez), y además tiene una posición de cerrado.

El consumo del motor en este tipo de operación se puede estimar entre 35 y 40 litros por hora de vuelo.

1.3.3. *Procedimientos de emergencia*

Los procedimientos de emergencia por fallo de motor en vuelo y aterrizaje tras fallo de motor que recoge el manual de vuelo en aviones de este tipo son los siguientes:

FALLO DEL MOTOR EN VUELO

Comprobar:
PRESIÓN DE COMBUSTIBLE

BOMBA ELÉCTRICA PUESTA

INDICADORES DE COMBUSTIBLE:

SELECTORA
MEZCLA

EN EL MÁS LLENO
RICA

ATERRIJAJE FORZOSO DEBIDO AL FALLO DEL MOTOR

SELECTORA
GASES
MAGNETOS

CERRADA
ADELANTE
OFF

Antes de aterrizar:

TODOS LOS CONTACTOS ELECTRICOS
CINTURONES DE SEGURIDAD
CÚPULA DE LA CABINA
VELOCIDAD
FLAPS EN FINAL
MASTER

OFF
ABROCHADOS
DESBLOCADA (No abierta)
120 km/h (65 kt)
30°
OFF

2. ANÁLISIS

La cantidad total de combustible encontrada en la inspección de la aeronave tras el accidente es compatible con las afirmaciones del piloto de que despegó con los depósitos llenos y llevaba volando aproximadamente 2 horas y 30 minutos. En este tiempo el consumo puede establecerse entre 95 y 100 litros y dado que la capacidad total es de 184 litros, quedarían en la aeronave aproximadamente entre 85 y 90 litros. En la inspección se retiraron de la aeronave unos 75 litros, que es acorde con la estimación anterior, teniendo además en cuenta que no fue posible drenar completamente los depósitos.

La situación encontrada indicaba que el tanque izquierdo estaba prácticamente vacío , mientras que el derecho estaba casi lleno. Teniendo en cuenta que la válvula selectora de combustible no permite el paso de un depósito al otro, que no se apreció derrame de combustible ni daños en los depósitos y que la cantidad total a bordo era coherente con el tiempo de operación, se pudo dar la posibilidad de que el motor estuviera alimentado casi en exclusiva desde el depósito izquierdo hasta que quedó vacío.

Los rateos del motor que menciona el piloto parecen síntomas típicos de la falta de combustible. Al conectar la bomba eléctrica y cambiar varias veces de depósito se pudieron corregir momentáneamente los problemas de alimentación al motor cuando el combustible procediera del depósito lleno. Sin embargo, aunque finalmente la llave selectora quedara en la posición del depósito derecho, probablemente la interrupción en el suministro de combustible que había experimentado el motor ya había afectado

a su funcionamiento normal e impidió que el motor recuperase su potencia y que no hubiera tiempo para realizar un arranque del mismo en vuelo.

Las circunstancias sugieren que no se efectuaron los cambios de depósito a intervalos adecuados (entre 30 y 45 minutos) y que en el momento en que el motor empezó a ratear, el piloto no tenía la certeza de cual era el depósito a emplear. Se realizaron varios cambios de depósito con la llave selectora que pudieron no simultanearse con la observación de los indicadores de combustible, como indica el procedimiento del manual de vuelo.. Aunque es sabido que los indicadores de combustible no son muy precisos, en este caso, con un tanque lleno y otro vacío, hubieran permitido conocer con la suficiente aproximación cual era la situación.

Se considera que también hubo desviaciones en la aplicación del procedimiento de aterrizaje forzoso en el punto que se refiere a poner la selectora en posición de cerrada, en lo referente a la posición de la palanca de gases y a la de los flaps, que no estaban en la posición de 30°. Probablemente debido a la intención declarada de llegar al campo de golf no se desplegaron los flaps hasta 30° para disponer de mejor coeficiente de planeo. El lugar elegido no pudo ser alcanzado y posiblemente cuando el piloto ya se decidió por el lugar en el que finalmente aterrizó, no hubo tiempo para bajarlos o le distrajeron otras tareas pensando en la inmediatez de la toma o incluso se había desconectado el interruptor eléctrico principal antes de accionar los flaps y éstos no se pudieron desplegar. La consecuencia fue una velocidad mayor en la toma de contacto que tal vez incrementó los daños sufridos.

Se encontraba a bordo una persona que no tenía ninguna relación con la operación de la aeronave con el consiguiente riesgo de sufrir las consecuencias del accidente.

3. CONCLUSIONES

Se considera que los factores contribuyentes más probables del accidente fueron una mala gestión del combustible y una aplicación incorrecta de los procedimientos de emergencia.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 10 de octubre de 2007; 10:30 h local
Lugar	Forada del Toscar (Huesca)

AERONAVE

Matrícula	EC-JRJ
Tipo y modelo	EUROCOPTER AS 350 B3 Ecureuil
Explotador	Sky Helicópteros

Motores

Tipo y modelo	TURBOMECA ARRIEL 2B-1
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	49 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero (CPLH)
Total horas de vuelo	6.882 h
Horas de vuelo en el tipo	3.021 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Rotura de un quitamiedos de la carretera de acceso a Senz

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Transporte de troncos
Fase del vuelo	Maniobrando

INFORME

Fecha de aprobación	27 de febrero de 2008
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El helicóptero modelo Eurocopter AS-350-B3 Ecureuil, con matrícula EC-JRJ, realizaba labores de carga externa transportando troncos en la finca Lanau, sita en el paraje de Las Abichachas, junto al margen izquierdo de un camino asfaltado que unía las localidades de Senz y Viu en el término municipal de Forada del Toscar (Huesca).

En el momento del accidente estaba transportando un tronco de madera de unos 15 m de largo y 630 kg de masa, que colgaba de un gancho sujeto a 2 m de su extremo superior, por una eslinga de 7 m de longitud, alargada por una cuerda amortiguadora de otros 3 m. El tronco tenía más diámetro en el extremo sujeto por el gancho (cercano al helicóptero) que en el otro extremo.

El depósito del tronco en el suelo se realizaba de manera que cuando el extremo inferior del tronco apoyaba en el terreno, el helicóptero se desplazaba suavemente hacia adelante manteniendo la trayectoria de aterrizaje, y realizaba un ligero descenso. De esta forma el tronco se inclinaba despacio y cuando el extremo superior estaba a 2 ó 3 m de altura sobre el terreno se actuaba el gancho remoto para que el tronco terminara cayendo con suavidad.

El piloto comentó que había reconocido previamente la zona donde iba a operar, y que junto con el técnico que le ayudaba en la operación habían estado calculando la longitud adecuada de la eslinga y de la cuerda que iban a utilizar. Ya había realizado algún viaje y en el momento del accidente, el helicóptero estaba avanzando lentamente

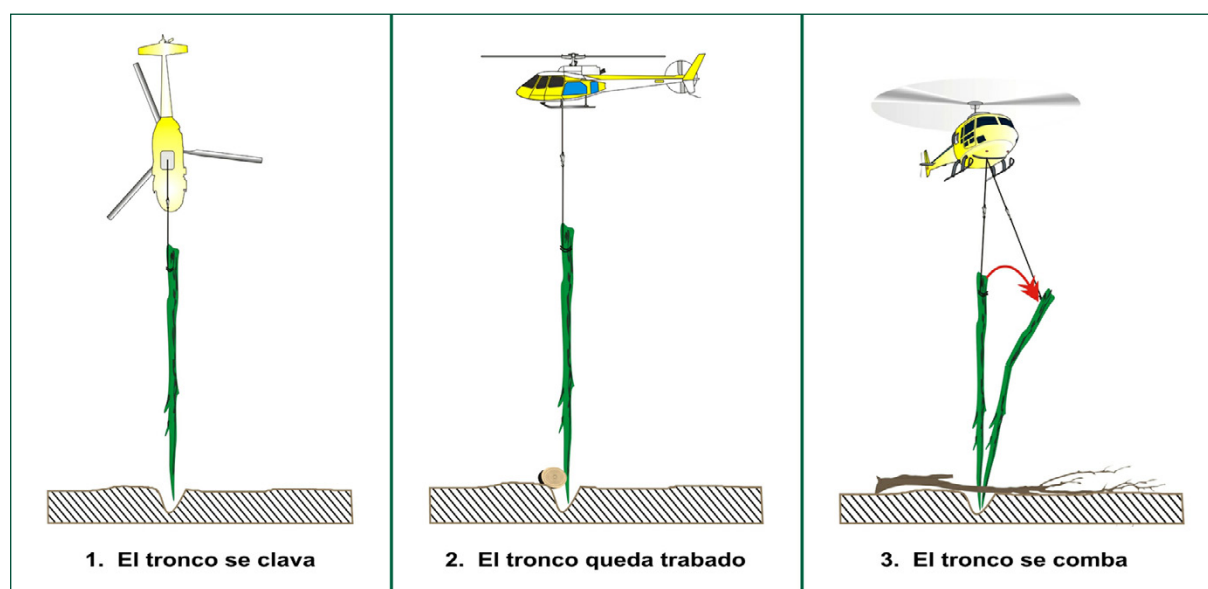


Figura 1. Croquis descriptivo del accidente

con rumbo este y con viento de cara muy ligero (prácticamente en calma). Según su relato, antes de soltar el tronco el extremo inferior se clavó en el terreno unos 20 cm de profundidad a la vez que el helicóptero continuaba desplazándose hacia adelante manteniendo una velocidad muy pequeña. Tras clavarse en el suelo, el tronco quedó trabado además por otro que había en el terreno, y se fue flexionando hacia adelante hasta que se partió por una sección situada aproximadamente a 1 m del extremo inferior. En ese instante el helicóptero realizó un giro descontrolado sobre su eje vertical, en sentido antihorario.

El piloto explicó que actuó entonces sobre el pedal derecho, pero no pudo contrarrestar el giro, y finalmente el helicóptero dio poco más de una vuelta sobre sí mismo, a la vez que realizaba un desplazamiento lateral hacia la izquierda e impactó contra el terreno. La aeronave no llegó a volcar, quedando ligeramente apoyada sobre su costado derecho. El tronco permaneció enganchado al helicóptero en todo momento.

Un testigo cualificado que se hallaba situado detrás del helicóptero y a una distancia aproximada de 30 m también coincidió al describir la secuencia de hechos.

El piloto afirmó que no pudo actuar sobre las aperturas eléctrica y mecánica del gancho de carga instalado en el helicóptero debido a la rapidez con la que sucedieron los hechos, pero que sí había pulsado varias veces el interruptor del gancho remoto, aunque no fue capaz de precisar en que momento concreto actuó sobre dicho interruptor ni si el mismo había fallado o no.



Foto 1. Fotografía del estado final del helicóptero

1.2. Información sobre la aeronave

1.2.1. Información general

El helicóptero Eurocopter AS-350-B3 Ecureuil, con número de serie 4077 se fabricó en 2006, tenía acumuladas 473 h de vuelo en el momento del accidente y contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor.

Su peso máximo al despegue era 2.800 kg para el transporte con carga externa y estaba dotado con un motor Turbomeca Arriel-2B1 que había pasado las correspondientes revisiones de mantenimiento.

Sus dimensiones eran 12,94 m de longitud, 3,14 m de altura y 2,53 m de anchura máxima, y el rotor principal tenía un diámetro de 10,69 m y constaba de tres palas. El rotor de cola tenía un diámetro de 1,86 m y dos palas.

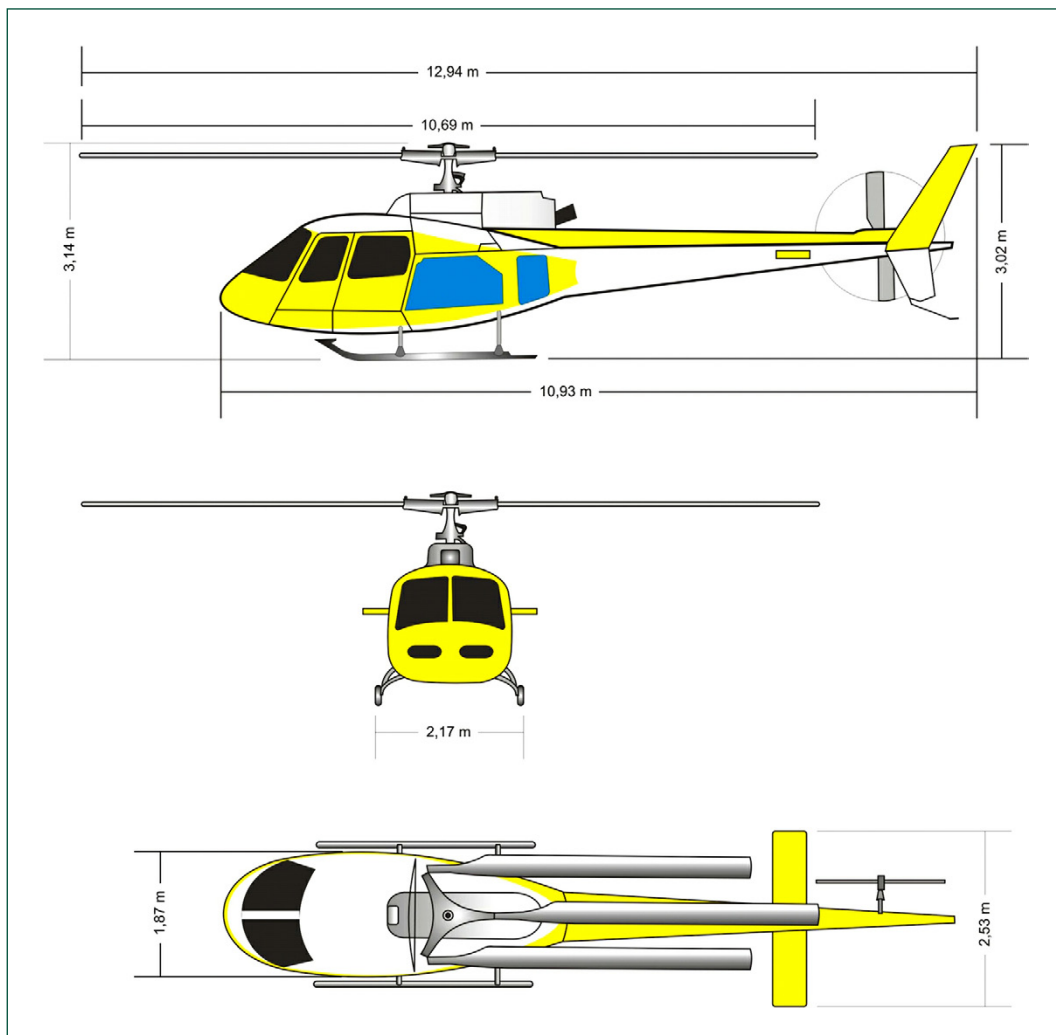


Figura 2. Vistas de la aeronave

1.2.2. Información sobre el sistema de carga

El sistema de carga que llevaba el helicóptero constaba, por un lado de un gancho de carga exterior con el mando de control de apertura a bordo y además de otro gancho de carga remoto suspendido del anterior y con su propio interruptor de control de apertura. El piloto contaba con un sistema de espejos y una ventanilla en el suelo de la cabina para el control visual de la carga suspendida.

1.2.2.1. Gancho de carga exterior

El sistema de gancho de carga exterior instalado en el helicóptero estaba compuesto por una armadura piramidal, dos tirantes elásticos y un anillo antigolpes (ver figura 3). Tenía un sistema eléctrico de apertura en el modo de operación normal y contaba con un sistema mecánico de emergencia.

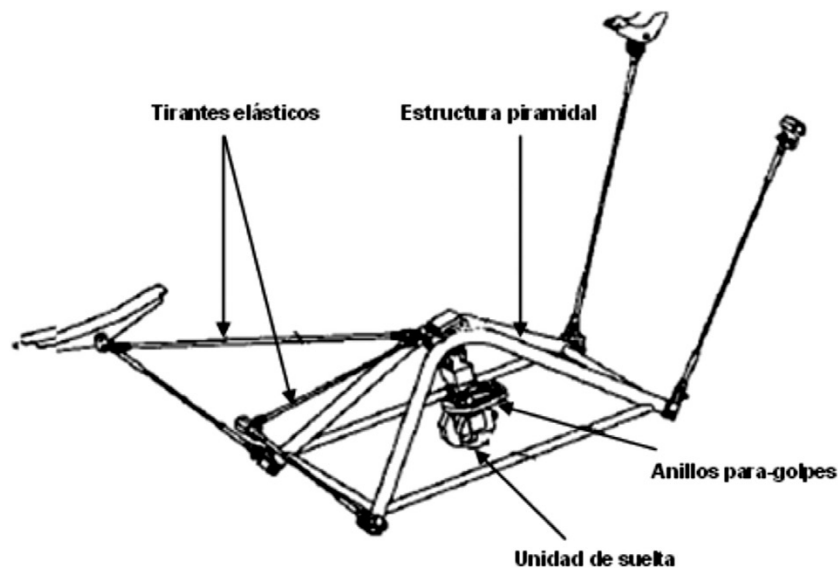


Figura 3. Gancho de carga exterior

1.2.2.2. Gancho de carga remoto

El sistema de gancho de carga remoto iba suspendido del gancho de carga externa, y constaba de una eslinga de 10 m de longitud y el propio gancho cuya apertura se realizaba mediante un sistema eléctrico activado por el piloto con un pulsador situado en la palanca del cíclico.

El sistema de apertura había sido modificado cortando el cable eléctrico que conectaba el gancho de carga para instalar un sistema de enchufe convencional con clavijas hembra-macho para su conexión.

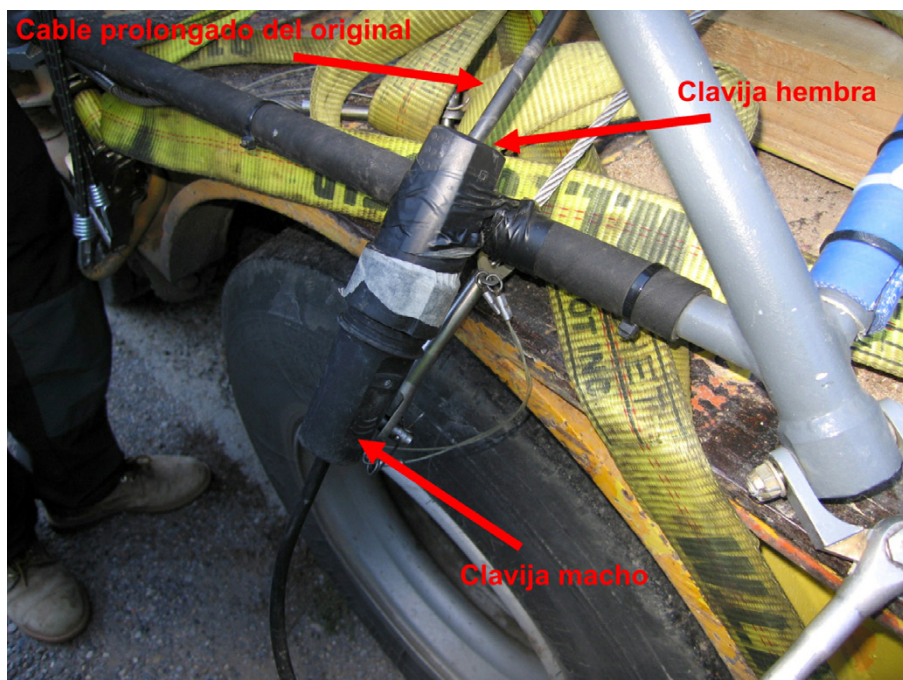


Foto 2. Fotografía de la conexión del gancho remoto

Esta modificación no estaba documentada en los registros del avión y se había realizado sin utilizar material normalizado para uso aeronáutico.

1.3. Información sobre la tripulación

El piloto, de 49 años de edad, estaba en posesión de la licencia de piloto comercial de helicóptero (CPL(H)) con habilitación para vuelo instrumental (IR(H)), habilitación agroforestal para incendios en aeronaves españolas y habilitaciones de tipo de los helicópteros AS350/AS350B3, AS35S/AS35N y BELL 212/412. También poseía habilitaciones de instructor de vuelo (FI(H)), instructor de vuelo agroforestal (FIAF(H)) e instructor para entrenamiento en los tipos anteriormente citados, estando tanto la licencia como todas las habilitaciones en vigor.

Acumulaba una experiencia total de 6.882 h, de las cuales 3.021 h eran en el tipo.

Había un técnico de apoyo en tierra controlando el paso de vehículos por la carretera en el momento de la descarga de los troncos e informaba por radio al piloto.

1.4. Inspección posterior al accidente

1.4.1. Huellas en el terreno

Se constató que el campo donde se estaban realizando las labores de depósito de los troncos era lo suficientemente amplio para que operara el helicóptero bajo unas

condiciones adecuadas de seguridad. El terreno estaba reblandecido debido a la lluvia. Se hallaron las dos partes del tronco que se estaba transportando en el momento del accidente, una que tenía una longitud aproximada de 1 m correspondiente al extremo que se clavó en el suelo y la otra que correspondía al resto del tronco que permanecía enganchado al helicóptero.

No se encontraron otras huellas de importancia, excepto las que produjo el propio helicóptero al caer y las palas del rotor principal. Una de estas palas había golpeado contra el quitamiedos de la carretera y lo había cortado.

1.4.2. *Inspección de la cabina*

La palanca de alimentación de combustible se hallaba en la posición más atrasada, que era la posición de corte y el interruptor principal estaba desconectado.

La palanca de mando del colectivo se hallaba totalmente arriba (paso máximo de las palas del rotor principal) y el mando de gases en posición de ralentí, selección prevista en las maniobras de arranque y parada del motor.

En el pedestal todos los interruptores se hallaban en posición OFF excepto el de apertura del gancho de carga («sling») que se hallaba activado, es decir, en posición ON.

Se energizó el helicóptero y se visualizaron las pantallas de parámetros de motor («Vehicle Engine Management Display» (VEMD)) comprobándose que en el vuelo del accidente se había grabado una excedencia del par motor, que había alcanzado un 137% durante un tiempo de 2 sg.

1.4.3. *Daños producidos en la aeronave*

El cono de cola se había partido por una sección situada a un tercio de su longitud total vista desde el encastre con el fuselaje. La cabeza del rotor principal y sus tres palas presentaban daños importantes por impactos. Las palas del rotor de cola presentaban desperfectos producidos por el impacto contra algún objeto duro, encontrándose restos de madera adheridos en las mismas. El estabilizador horizontal solamente tenía ligeras deformaciones. Los esquís del tren de aterrizaje sufrieron daños importantes, quedando destruidos el esquí y parte de los travesaños del lado derecho.

1.4.4. *Funcionamiento del sistema de carga*

Se realizaron varias pruebas funcionales del sistema de gancho remoto pulsando el interruptor de apertura. Los resultados revelaron que la fiabilidad del sistema era muy

baja y fallaba recurrentemente. La tasa de fallos era menor cuando al pulsar el interruptor se manipulaba simultáneamente el conector hembra del enchufe adaptado.

Al desmontar las clavijas hembra y macho de dicho enchufe se comprobó que la conexión de uno de los conductores era deficiente, de manera que no había buen contacto eléctrico. Había evidencias de oxidación en un tornillo de unión, lo que indicaría que había sufrido un sobrecalentamiento excesivo.

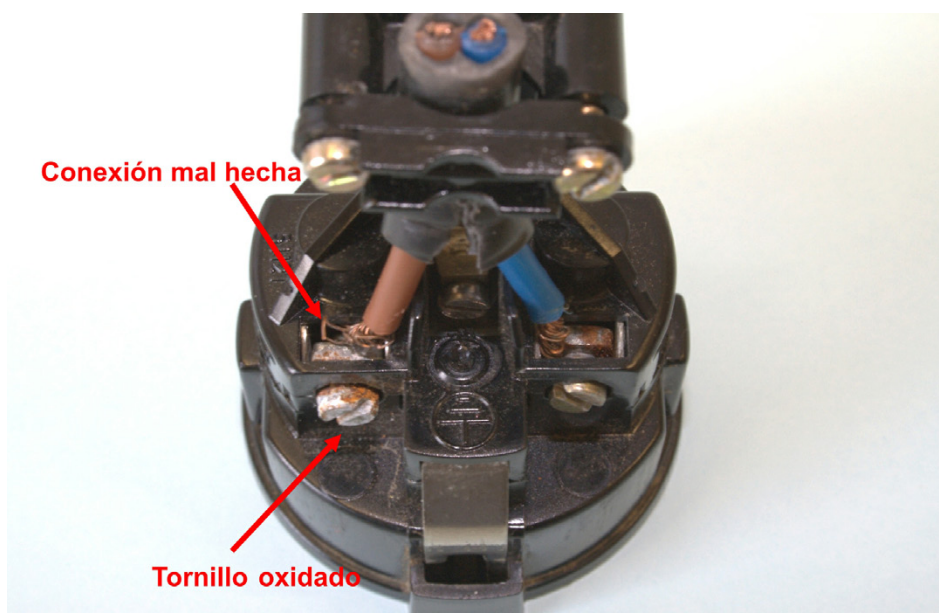


Foto 3. Fotografía de la clavija del sistema del gancho remoto

1.5. Información sobre la actividad de transporte de troncos

La empresa operadora tenía autorización de la DGAC española, expedida en enero de 2007 para realizar labores de fotografía oblicua, observación y patrullaje, transporte de material, lanzamiento de agua con helicóptero, operaciones de emergencia y publicidad con cartel suspendido.

En el manual de operaciones de la compañía existía un apartado específico donde se daban pautas sobre operaciones con carga externa.

El correspondiente capítulo se expone a continuación:

«PARTE A / GENERAL / BÁSICO
13.9. CARGA EXTERNA CON HELICÓPTERO

Generalidades

El objeto de este apartado es dar las normas adecuadas para realizar el trabajo de carga externa con Helicóptero que se encuentre debidamente habilitado para ello,

por lo que deberá disponer de gancho homologado para la sujeción y carga de material. Para este tipo de operación se observará todo lo que, con carácter general, ha sido expuesto en los apartados anteriores. Si participa personal auxiliar, deberá estar convenientemente instruido.

Preparación de los vuelos

El Piloto tendrá en cuenta los siguientes factores:

- Calcular el peso de la carga a transportar y tomar en consideración las dimensiones de la misma.
- Estudio de las limitaciones de peso máximo al despegue de la aeronave, a fin de que pueda llevarse a cabo la operación de la misma dentro de las normas de seguridad, conforme a las variables correspondientes.
- Enganche correcto y seguro de la carga a transportar.
- Altitud estimada de las operaciones.
- Condiciones meteorológicas de la zona.
- Estudio minucioso de las Cartas de Navegación.
- Coordinación con las aeronaves que puedan encontrarse operando en la misma zona o en sus proximidades.

Ejecución de los vuelos

Serán respetadas en todo momento las limitaciones especificadas en el Manual de Vuelo de la aeronave.

Se sobrevolará la zona para determinar:

- Limitación de velocidad a la indicada en el HFM.
- Dirección e intensidad del viento.
- Elección de trayectorias.
- Dimensiones y obstáculos próximos a los lugares de la operación.
- Comprobación de los parámetros de vuelo que aseguren aterrizajes y despegues con seguridad, mediante pasadas a aproximadamente 100 ft y 50 kt sobre áreas de contacto, que indiquen reserva de potencia suficiente para la toma.
- Trayectorias de vuelo de escape ante emergencias que puedan presentarse.
- Desenganche de la eslinga y carga.
- Comprobar que la carga ha sido depositada en un lugar correcto.

En el punto de toma, si la aeronave ha de permanecer durante un tiempo en tierra, lo hará con el motor en marcha, y sin que en ningún caso el Piloto abandone su puesto de pilotaje. En todo momento será mantenido enlace vía radio entre el Piloto y el encargado del trabajo en tierra a la que vaya dirigida la carga a transportar.

Normas de seguridad

En toda operación tendrá máxima prioridad la seguridad de la aeronave y de sus ocupantes. Prever las corrientes de aire en zona montañosa y los movimientos de

convención de las masas de aire. Si hubiere varias aeronaves trabajando en la zona, todas ellas deberán estar enlazadas por radio, actuando siempre una como directora.

Queda prohibido en las operaciones agroforestales de extinción de incendios o en aplicaciones de productos fitosanitarios, participen a bordo de la aeronave personas diferentes a las requeridas para la operación y la Tripulación de vuelo.»

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Con el helicóptero EC-JRJ se estaban llevando a cabo operaciones de carga externa de transporte de troncos. De acuerdo con las indicaciones recogidas en el manual de operaciones del explotador, se había preparado el vuelo, se había reconocido previamente la zona donde se iba a operar y se había estudiado cual era la longitud adecuada de la eslinga a utilizar de acuerdo con las dimensiones y el peso de los troncos que se iban a transportar.

Los hechos indican que en uno de los transportes que realizaba la aeronave, al ir a depositar el tronco en el suelo, éste se clavó en el terreno y se vio trabado además por otro que estaba cruzado en el suelo. En estas circunstancias el piloto intentó soltar el tronco presionando el interruptor del gancho de carga remoto al mismo tiempo que actuaba sobre los mandos de la aeronave para mantener el control. El sistema eléctrico de apertura del gancho de carga posiblemente falló. Según se comprobó tras el accidente, la instalación eléctrica del sistema de carga externa con el que estaba equipado el helicóptero había sido modificada empleando material que no estaba normalizado para uso aeronáutico. La fiabilidad del sistema era baja, produciéndose fallos recurrentes en la apertura del gancho posiblemente porque el conector empleado se montó de manera defectuosa, lo que se tradujo en un sobrecalentamiento de uno de los conductores que ocasionó un proceso de oxidación y una consecuente mala conductividad eléctrica. En esas condiciones la gestión de la emergencia se haría muy complicada, con el tronco ejerciendo fuerzas sobre el helicóptero de difícil compensación. Los inconvenientes que encontró el piloto llevarían a que se excediera el par motor en el intento por estabilizar el helicóptero, alcanzando un valor del 137% y a que se produjera finalmente el impacto contra el suelo.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 28 de octubre de 2007; 09:05 h local
Lugar	Aeropuerto de Palma de Mallorca

AERONAVE

Matrícula	EC-HUZ
Tipo y modelo	MCDONNELL DOUGLAS 717-200
Explotador	Aebal

Motores

Tipo y modelo	ROLLS ROYCE BR700-715
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	37 años	31 años
Licencia	ATPL(A)	CPL(A)
Total horas de vuelo	7.365 h	4.337 h
Horas de vuelo en el tipo	4.054 h	4.044 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			5
Pasajeros			50 aprox.
Otras personas			1

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Cristal delantero y marco del autobús de transporte de pasajeros

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular de pasajeros
Fase del vuelo	Estacionado – Embarque de pasajeros

INFORME

Fecha de aprobación	29 de abril de 2008
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del suceso

La mañana del domingo 28 de octubre de 2007, la aeronave Boeing 717-200 EC-HUZ se posicionó en el puesto de estacionamiento 90 del módulo D para realizar el embarque de los pasajeros por pasarela de un vuelo Palma de Mallorca-Barcelona de la compañía Spanair operado por Aebal.

Mientras, un autobús de transporte de pasajeros (jardinera) de la compañía Acciona realizaba el traslado de pasajeros desde el puesto remoto 91 del módulo D, situado debajo del puesto 90, hasta el puesto de estacionamiento 157. Había realizado un viaje y volvía vacío a recoger más pasajeros para lo que necesitaba realizar un cambio de sentido que pretendía hacer en el puesto contiguo, el puesto 88. Cuando fue a iniciar el giro, el conductor de la jardinera vio que venía una aeronave al puesto 88, por lo que esperó a que se detuviera y apagara las luces anticollisión. Cuando esto sucedió, la jardinera reanudó su movimiento y procedió a rodear por detrás la aeronave del puesto 88, que era un MD-88, para pasar entre el MD y la aeronave de Aebal y alcanzar la puerta del puesto 91.

Durante su desplazamiento entre ambas aeronaves, se produjo el impacto de la jardinera contra el extremo del plano derecho de la aeronave EC-HUZ en el puesto 90. La hora del impacto fue a las 9:05 h¹ con condiciones de luz diurna.

A bordo de la aeronave se encontraban 50 pasajeros aproximadamente, 3 tripulantes de cabina de pasajeros (TCP), piloto y copiloto, mientras que la jardinera iba ocupada sólo por el conductor. Como consecuencia del impacto, la aeronave se movió y se produjeron lesiones leves a los TCP y a un pasajero. El conductor de la jardinera resultó ileso.

Los daños en la aeronave (foto 1) afectaron al extremo del plano derecho que se desprendió, comprimió y dobló hacia el borde de ataque y fuselaje. Los daños en la aeronave indicaban que el choque de la jardinera se produjo en sentido del borde de

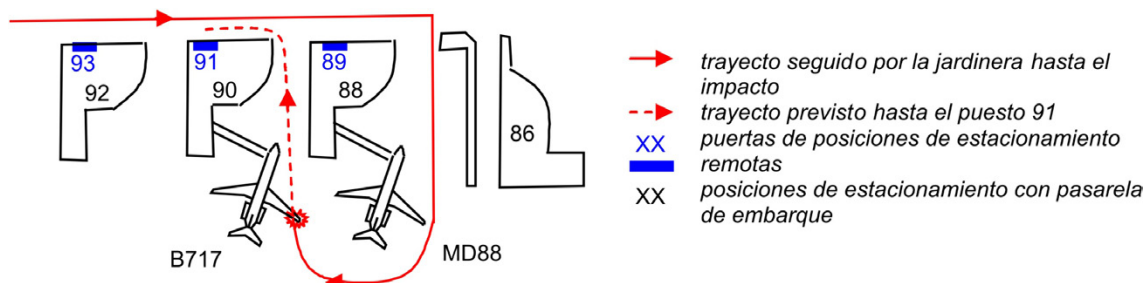


Figura 1. Trayecto de la jardinera

¹ La referencia horaria utilizada en el informe es la hora local.



Foto 1. Daños en la aeronave y jardinera

salida hacia borde de ataque, y con un ángulo de entre 20° y 30° respecto a la cuerda del perfil en sentido desde el extremo del plano hacia el encastre. El autobús (foto 1) resultó con daños en el extremo izquierdo superior del cristal delantero que quedó cuarteado y en el marco del cristal de la misma zona, que se desprendió. No se identificaron marcas de frenada en el suelo.

Después de que el piloto comprobó los daños que tenía la aeronave ordenó la evacuación de todo el pasaje por la misma pasarela por la que se estaba realizando el embarque.

1.2. Información personal

El conductor del autobús de pasajeros, de 38 años de edad, llevaba ejerciendo este tipo de trabajo desde el mes de abril, periodo en el que trabajó un mes para otra compañía de handling y posteriormente para Acciona. Toda su experiencia se había desarrollado en el Aeropuerto de Palma de Mallorca.

Contaba con un Permiso de Conducción en Plataforma (PCP) emitido por AENA el 24/04/2007 válido y en vigor en el momento del accidente obtenido antes de comenzar a trabajar para Acciona. Los cursos de formación recibidos en Acciona fueron un curso de formación inicial en abril, un curso de prevención de riesgos en mayo y un curso sobre jardinería en junio.

El día del accidente había comenzado su turno a las 7:00 de la mañana.

1.3. Información sobre el autobús de transporte de pasajeros

El vehículo utilizado para el transporte de pasajeros era un autobús modelo COBUS 3000, fabricado en el año 2001. Su identificación era R-0576, JAR 22 y contaba con un certificado de inspección técnica de equipos aeroportuarios válido y en vigor en el momento del accidente.

La operación de este tipo de vehículos, dedicada al transporte de pasajeros entre los terminales y las aeronaves estacionadas en puestos remotos, se coordina desde un centro de coordinación de rampa de cada operador de handling, desde el cual se van asignando a las jardineras los servicios a realizar. La comunicación se realiza mediante una frecuencia única para el operador, no existiendo ninguna otra frecuencia en escucha por las jardineras. El movimiento de estos y otros vehículos en la plataforma debe realizarse, según define la Normativa de Seguridad en Plataforma de AENA por las vías de servicio, que son viales marcados en la plataforma para permitir el movimiento seguro de equipos de tierra con mínima interferencia con las aeronaves.

1.4. Información meteorológica

A la hora en que se produjo el accidente existían condiciones de luz diurna y la posición del sol era baja debido al cambio horario que se había producido ese mismo día.

1.5. Información del aeródromo

El módulo D del Aeropuerto de Palma de Mallorca se encontraba en obras en el momento del accidente y dichas obras afectaban a los viales que utilizaban las jardineras. Antes de las obras existía un circuito con dos viales, uno para cada sentido de circulación, de dos carriles cada uno. Los cambios de sentido se realizaban a la altura de los puestos 84 y del 98.

Con el inicio de las obras uno de los dos viales se había eliminado y el vial restante se estaba utilizando para la circulación en ambos sentidos, con un carril para cada sentido. Los cambios de sentido en esta nueva configuración, según la información proporcionada por el Aeropuerto de Palma de Mallorca, se realizaban en los puestos 82 y 98.

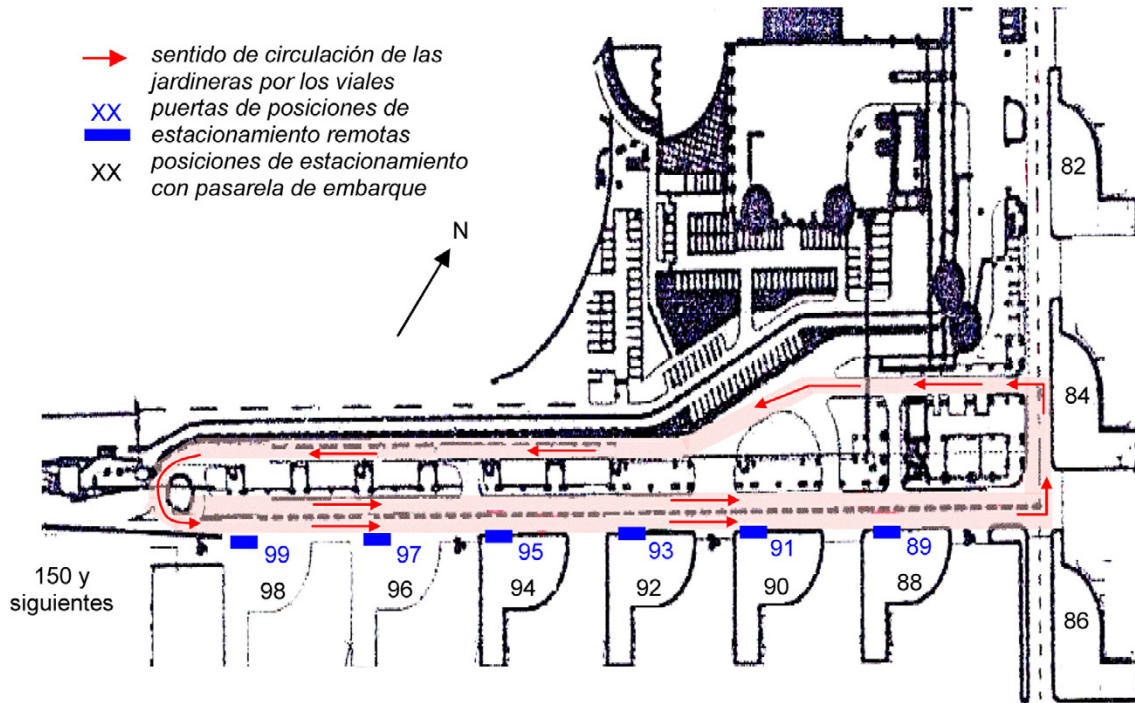


Figura 2. Circulación por los viales antes de las obras

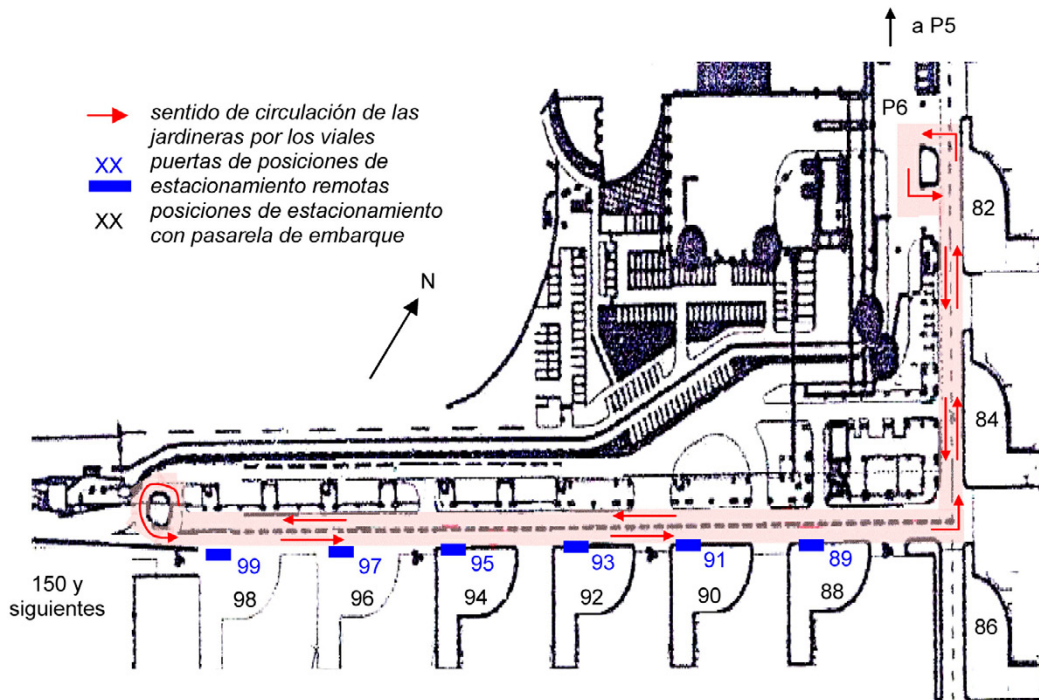


Figura 3. Circulación por los viales después de las obras

La notificación de AENA a los operadores de handling que operaban en el aeropuerto se realizó por correo electrónico sin adjuntar ningún esquema o croquis de la nueva circulación e indicaba que a partir del día 10 de octubre de 2007, y con carácter

provisional debido a las obras, «la circulación por el vial que se encuentra debajo del módulo entre las puertas D89 y D99 será de doble sentido de circulación, quedando cerrado el vial más próximo al vallado que actualmente tiene sentido único E-W. Para conseguir la mejor fluidez en la circulación, las jardineras que recojan pasaje de las puertas de remoto (del D89 a D99), deberán limitar su estacionamiento ante la puerta al tiempo dedicado exclusivamente al embarque de los pax».

La compañía de handling Acciona, transmitió esta información a su personal sin proporcionar ningún esquema de la nueva circulación. Después del accidente, el 1 de noviembre de 2007 el operador emitió una nota informativa en la que concretaba, entre otros, los siguientes aspectos: «los cambios de sentido para acceder a los puestos 150 a 159 se realizarán en P6 (en frente del puesto 82) o P5 (más adelante en el módulo B) y en caso de no ser posible el giro en estos puntos se contactará con el Coordinador. Se recuerda la prohibición de circular por los parkings de los aviones (ERA)² ya sea en finger como en remoto».

1.6. Declaraciones

1.6.1. Declaración del conductor de la jardinera

En su declaración el conductor informó que estaba llevando pasajeros desde la puerta de embarque 91 al puesto de estacionamiento remoto 157. Había realizado ya un viaje y volvía para recoger más pasaje para lo que tenía que dar la vuelta y cambiar de sentido. Iba a realizar esta maniobra en el puesto 88 cuando vio que llegaba un avión, un MD. Esperó a que se apagaran las luces anticollisión y cuando esto ocurrió procedió a rodear por detrás el avión. Llevaba la ventana derecha abierta y cuando se encontraba detrás de la aeronave, notó aire caliente de los motores en la cara que le molestaba y giró la cabeza hacia la izquierda. La posición del sol en ese momento le deslumbró y le hizo perder las referencias. Momentos después notó un impacto sin saber lo que había pasado. Iba a unos 20 km/h, no llevaba luces y no frenó. Era consciente de que en el puesto 90 había un avión ya que llevaba mucho tiempo allí. Por último, declaró que desde el inicio de las obras era una práctica habitual realizar la maniobra tal y como la estaba haciendo en el momento del accidente.

2. ANÁLISIS

El domingo 28 de octubre la jardinera número 22 del Aeropuerto de Palma de Mallorca estaba llevando pasajeros desde la puerta de embarque 91 al puesto de estacionamiento

² La Normativa de Seguridad en Plataforma publicada por AENA, define el área de restricción de equipos (ERA) como un área cerrada en la que estaciona una aeronave para ser atendida por los equipos handling, en la que no puede haber ningún equipo ni persona durante las maniobras de la aeronave (excepto el necesario para la maniobra). Es equivalente al puesto de estacionamiento de aeronave.

remoto 157. Ya había realizado un viaje y volvía vacía para recoger más pasaje, para lo cual tenía que realizar un cambio de sentido que inició en el puesto de estacionamiento 88, contiguo a la puerta de embarque a la que se dirigía. La llegada de una aeronave al puesto 88 obligó a la jardinera a esperar hasta que parara los motores, momento en el cual reanudó su desplazamiento rodeando la aeronave por detrás. Según la declaración del conductor de la jardinera, el calor de los motores le afectó, lo que se considera posible considerando que la aeronave que estaba rodeando tenía dos motores traseros y que además posiblemente reanudó la marcha inmediatamente después de que se apagaran las luces anticollisión, existiendo todavía calor remanente en los motores a pesar de estar apagados. También se considera posible que la jardinera estuviese relativamente cerca de los motores para que le afectara el calor, por lo que estaría pendiente de la aeronave y todos los equipos y vehículos de ayuda en tierra asociados a la aeronave que estaba bordeando.

Los hechos posteriores descritos por el conductor indican que al girar la cabeza quedó deslumbrado por el sol. La trayectoria detrás de la aeronave debió realizarse aproximadamente en sentido suroeste y un giro de cabeza hacia la izquierda le situaría mirando hacia el SE, posición que podría verse afectada por la posición baja del sol que acababa de salir.

Momentos después se produjo el choque de la jardinera contra la aeronave, bien por un posible deslumbramiento como declaró el conductor, bien por estar pendiente de la aeronave que estaba rodeando o por una combinación de ambos. La ausencia de marcas de frenada indica que el impacto se produjo sin que el conductor fuese consciente de ello. El conductor hacía dos horas que había empezado su turno por lo que se descartan factores como el cansancio.

De la declaración el conductor de la jardinera se desprende que realizaban el cambio de sentido en el puesto de estacionamiento 88 desde las obras, ya que en situación normal nunca lo hacían. Esto sugiere que la información que recibió sobre la nueva situación de circulación en el aeropuerto durante las obras no fue lo suficientemente clara. Así lo demuestra el comunicado que, posteriormente al accidente, el operador de handling Acciona envió a su personal especificando los dos puntos donde realizar los cambios de sentido y recordando la prohibición de circulación en los puestos de estacionamiento.

2.1. Aspectos relacionados con la información facilitada sobre las obras

Desde el 10 de octubre de 2007 el módulo D del Aeropuerto de Palma de Mallorca se encontraba en obras. Estas obras habían afectado a los sentidos de circulación por las vías de servicio y a los puntos donde realizar los cambios de sentido para acceder a los puestos de estacionamiento 89 a 99. El contenido de la comunicación del aeropuerto a los operadores de handling sobre los cambios en las vías de servicio en el módulo donde

ocurrió el incidente había hecho sólo referencia a los sentidos de circulación y no incluía ningún esquema gráfico.

Así mismo, el operador de handling Acciona transmitió a su personal la misma información recibida del aeropuerto sin clarificar ni especificar, textual o visualmente, los nuevos puntos donde realizar los cambios de sentido.

Aunque la Normativa de Seguridad en Plataforma especifica que los autobuses de transporte de pasajeros deben utilizar las vías de servicio para sus desplazamientos así como la prohibición de circulación en los puestos de estacionamiento, la presencia de obras es una situación anómala que puede favorecer a la relajación en la aplicación de las normas. Esta percepción de situación de excepción es la que parece desprenderse de la declaración del conductor de la jardinera. Sin embargo, por la situación de complejidad que suponen las obras en un entorno de alta actividad como es la plataforma de un aeropuerto como el de Palma de Mallorca, se hace más necesario todavía la clarificación de las normas o trayectorias a seguir para evitar sucesos como el ocurrido.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

- El conductor del autobús de pasajeros contaba con todas las autorizaciones y permisos necesarios para realizar la actividad.
- El autobús de pasajeros contaba con todas las autorizaciones para operar en el aeropuerto.
- Las condiciones meteorológicas eran de buena visibilidad, luz diurna y baja posición del sol.
- El autobús de pasajeros estaba realizando una maniobra en un puesto de estacionamiento.
- La zona del aeropuerto estaba en obras y afectaba a la circulación en las vías de servicio y los puntos donde realizar los cambios de sentido.
- La información proporcionada por AENA y el operador de handling Acciona sobre los cambios en las vías de servicio debido a las obras no incluía información ni textual ni gráfica sobre los lugares donde realizar los cambios de sentido.

3.2. Causas

La causa del incidente ocurrido a la aeronave EC-HUZ fue el choque de una jardinera durante una maniobra de cambio de sentido realizada fuera de las vías de servicio en una zona no permitida para ello. La presencia de obras en la zona y la falta de concreción de la información transmitida por AENA y por Acciona se consideran factores de influencia en el incidente.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

La información de carácter general y poco aclaratoria proporcionada por AENA y por el operador de handling Acciona sobre la circulación en plataforma durante las obras en el módulo D han podido contribuir a la percepción de situación de excepción y de no aplicación de las normas vigentes que se ha constatado en este incidente, por lo que se considera necesario emitir la siguiente recomendación de seguridad.

REC 08/08. Se recomienda al Aeropuerto de Palma de Mallorca que elabore instrucciones precisas sobre los sentidos de circulación y cambios de sentido en las vías de servicio afectadas por la ejecución de obras con el propósito de suministrar información clara a los operadores de handling de su aeropuerto.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 18 de enero de 2008; 16:30 h local
Lugar	Sierra de Guadarrama (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-HSN
Tipo y modelo	ROBINSON R-44
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-540-F1B5
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	57 años
Licencia	Piloto privado de helicóptero (PPL(H))
Total horas de vuelo	312 h
Horas de vuelo en el tipo	254 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	29 de abril de 2008
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El helicóptero Robinson R-44, de matrícula EC-HSN, había partido a las 16:00 (hora local) del Aeropuerto de Madrid Cuatro Vientos (LECU) con dos personas a bordo (piloto y pasajero) para realizar un vuelo de dos horas de duración con la intención de alcanzar el valle de Lozoya y regresar al aeródromo de partida.

Según la información proporcionada por los ocupantes, las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el vuelo VFR, con buena visibilidad, ausencia de nubes y con vientos en general flojos o en calma.

El piloto relató que a las 16:30, cuando se encontraban a unos 8.000 ft de altitud, y sobrevolando por encima del monte conocido como «Cabeza de Hierro Mayor» perteneciente a la denominada «Cuerda Larga» en la sierra de Guadarrama, con una velocidad indicada de 80 kt, observó humo en la cabina y detectó olor a quemado, motivo por el cual decidió realizar un aterrizaje de emergencia sobre la cima del citado monte. Con el helicóptero nivelado, pero todavía con gran velocidad hacia delante en rumbo de unos 160°, hizo un primer contacto, sobrepasada la cima, con los patines del tren sobre la nieve que cubría el monte. Después se deslizó ladera abajo unos 95 m. En el recorrido colapsaron los dos patines del tren, se ladeó a la izquierda el fuselaje y golpeó una pala del rotor con una roca. Al detenerse la aeronave se declaró inmediatamente un incendio. Los dos ocupantes de la aeronave, que resultaron ilesos, evacuaron la cabina por la puerta derecha, y aunque en un principio intentaron apagar el fuego, desistieron ante la posibilidad de que se produjera una explosión y se alejaron. Finalmente llegaron caminando después de dos horas y media hasta la estación invernal del puerto de Valdesquí, donde les prestaron auxilio.



Foto 1. Fotografía de la posición final y restos del helicóptero

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto, de 57 años de edad, estaba en posesión de la licencia de piloto privado de helicóptero PPL(H) y tenía habilitación para el helicóptero Robinson R-44 en vigor. Acumulaba una experiencia total de 312 h, de las cuales 58 h las había realizado a bordo del R-22 durante el curso de formación para la obtención de la licencia y el resto, 254 h en el R-44. También poseía la licencia de piloto privado de avión PPL(A). No poseía ninguna formación especial para vuelo en montaña, excepto la básica.

El pasajero tenía la licencia de piloto privado de avión PPL(A) y no llevaba ninguna misión a bordo.

1.3. Descripción del entorno físico

En el momento del accidente el helicóptero volaba con rumbo este por encima del eje montañoso denominado «Cuerda Larga» perteneciente a la sierra de Guadarrama, que comienza en el puerto de Navacerrada a una altitud de 1.858 m (6.095,8 ft) y se extiende de oeste-suroeste a este-noreste con una longitud de 16 km en línea recta, para terminar en el puerto de la Morcuera que está a 1.796 m (5.892,38 ft). Dicho eje está formado por seis picos. En la vertiente norte del mismo está la zona alta del valle del Lozoya, donde se dirigía la aeronave, y en la cara sur se extiende La Pedriza, vertiente ésta donde quedó el helicóptero después del accidente.



Foto 2. Fotografía del entorno del accidente¹

¹ Imagen tomada del servidor de Google Earth.

Tanto la cima del monte que estaba sobrevolando como las dos laderas estaban cubiertas por una capa de nieve de 40 cm de espesor.

Cuando el piloto detectó humo en cabina sobrevolaba el pico más alto, conocido como «Cabeza de Hierro Mayor», que tiene una altitud de 2.383 m (7.818,24 ft), y es el cuarto empezando a contar desde el puerto de Navacerrada, el cual quedaba por detrás del helicóptero.

1.4. Información sobre los restos

El helicóptero tuvo el primer contacto con el terreno a una altitud de 2.365 m (7.759,18 ft), en un punto de coordenadas 40° 48' 0,6556" N-3° 55' 51,107" W, que estaba situado a una distancia de 22 m de la cima del monte, quedando marcadas sobre la nieve las huellas de los patines del tren de aterrizaje. Los restos principales del helicóptero quedaron detenidos en el punto de coordenadas 40° 47' 58,735" N-3° 55' 47,922" W a una altitud de 2.325 m (7.627,95 ft) y a una distancia en línea recta de 95 m de la primera marca que dejaron los esquís y a 115 m aproximadamente de la cima del monte.

En el gráfico de la figura 3 se ha señalado sobre una fotografía aérea, tanto las huellas que dejó el helicóptero al tocar en el suelo, como los lugares donde quedaron los restos de los esquís a lo largo de su recorrido en tierra.

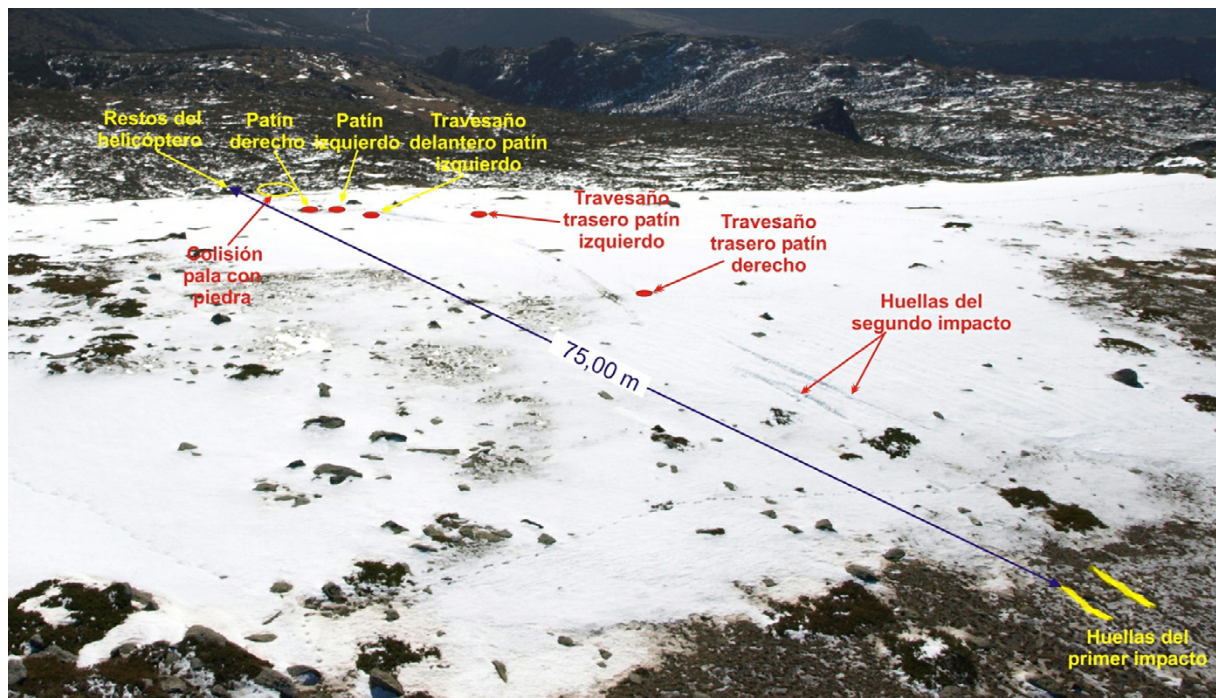


Foto 3. Croquis de la distribución de restos

La aeronave estaba prácticamente calcinada, excepto el cono de cola, el cual resultó afectado por el fuego solo en su parte delantera.

Tanto el motor y sus accesorios, como la cabina y los instrumentos de a bordo quedaron totalmente calcinados, a excepción del anemómetro, en el que a pesar de estar muy afectado por el fuego, aún se podía ver la escala.

1.5. Procedimiento de emergencia descrito en el manual del piloto

Según se describía en el manual del piloto para esta aeronave, el procedimiento de emergencia en caso de producirse fuego en vuelo era el siguiente:

1. Configurar el helicóptero para la autorrotación.
2. Desconectar la batería.
3. Poner en posición off la calefacción (si el tiempo lo permite).
4. Activar la ventilación de la cabina (si el tiempo lo permite).
5. Si el motor está funcionando, realizar un aterrizaje normal e inmediatamente cortar la válvula de suministro de combustible.

2. ANÁLISIS

Cuando se vuela en zonas de montaña el margen de seguridad se reduce notablemente como consecuencia de varios factores.

Por una parte los cambios meteorológicos se producen con más rapidez e imprevisión, lo cual introduce un fenómeno de inestabilidad atmosférica que provoca movimientos convectivos del aire, creando corrientes ascendentes y descendentes que ocasionan turbulencias térmicas. El rozamiento del aire con la superficie, acrecentado por la orografía, produce turbulencias de tipo mecánico, las cuales, dependiendo de lo pronunciado de las pendientes pueden originar perturbaciones muy distintas en la zona de sotavento respecto a la de barlovento.

También hay que tener en cuenta que con la altitud la diferencia entre la velocidad real respecto al aire (TAS) y la velocidad indicada (IAS) aumenta, estimándose esa diferencia en aproximadamente un 2% más por cada 1.000 ft.

Otro factor a considerar es que la abrupta morfología del terreno montañoso reduce las zonas donde se puede realizar una toma de tierra segura, a lo que hay que añadir la falta de visualización del horizonte debido a la proximidad de la montaña lo que dificulta la localización de referencias adecuadas.

El conocimiento de todos estos factores sirven para dotar al piloto de una idea clara de las condiciones en las que se desarrolla el vuelo en montaña y junto con la experiencia

adquirida le predisponen para asegurar una respuesta rápida y adecuada en el caso de que surja alguna emergencia.

En el transcurso del vuelo, ante una alarma no confirmada el piloto tomó la decisión de interrumpir de inmediato el vuelo intentando posar la aeronave en la cima de un monte. Aunque se hizo una buena elección del emplazamiento, no se preparó bien la maniobra del aterrizaje con una estimación de los vientos que soplaban y la mejor realización precisa de la maniobra, necesario especialmente en este caso teniendo en cuenta la escasa experiencia del vuelo en montaña que el piloto tenía.

El resultado fue un aterrizaje iniciado con una velocidad excesiva, con viento en cola y sobrepasado el lugar elegido, quizá envuelto ya el helicóptero en descendencias de sotavento.

No se tiene constancia de cómo empezó el incendio que sucedió al violento aterrizaje, ni hay indicios de un posible origen eléctrico que confirmara el humo observado en cabina por el piloto.

Reconociendo que no se tienen suficientes evidencias sobre lo que realmente ocurrió en el desarrollo del vuelo solamente se puede concluir, a tenor de las informaciones recabadas, que probablemente se tomó la decisión precipitada de interrumpir el vuelo sin una evaluación general de la situación y sin mantener la calma suficiente para aplicar los procedimientos de emergencia previstos para el caso de humo en cabina.

3. CONCLUSIONES

La causa del accidente fue la gestión incorrecta de la emergencia ocasionada por la aparición de humo en cabina.

En la cima de la montaña había espacio suficiente para haber realizado un aterrizaje bajo unas condiciones mínimas de seguridad, pero no se consiguió porque la aproximación a tierra se realizó con viento en cola y a una velocidad excesiva.

Debido al estado en el que se encontraron los restos, no fue posible averiguar el motivo por el que se produjo humo en cabina.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 29 de febrero de 2008; 16:00 h UTC
Lugar	Aeropuerto de Granada

AERONAVE

Matrícula	EC-GIO
Tipo y modelo	CASA BUCKER 1131 E
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	ENMASA TIGRE G-IV-BE
Número	1

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Piloto
Edad	36 años	29 años
Licencia	Piloto comercial de avión	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.630 h	177 h
Horas de vuelo en el tipo	432 h	7 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje – Carrera de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	29 de abril de 2008
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

El día 29 de febrero de 2008 la aeronave Bucker 1131-E, matrícula EC-GIO, realizaba un vuelo local desde el Aeropuerto de Granada. La tripulación a bordo estaba compuesta por dos pilotos con licencia de piloto comercial de avión, y el objeto del vuelo era la familiarización con este tipo de aeronave de uno de los tripulantes.

Durante la ejecución de una maniobra consistente en una toma seguida de un despegue, la aeronave sufrió una toma dura que afectó principalmente a la pata izquierda del tren principal. Los dos tripulantes manifestaron que la aeronave se había desplomado imprevistamente sobre el suelo cuando ésta se encontraba a un metro de altura sobre la pista. Tras el despegue, la aeronave realizó un circuito y volvió a aterrizar en la pista. Durante el rodaje la pata izquierda cedió y finalmente la aeronave se salió de la pista por el borde izquierdo de la misma.

La tripulación resultó ilesa y los daños sobre la aeronave afectaron a la punta del plano inferior izquierdo y al tren de aterrizaje.

En el momento del suceso no había fenómenos meteorológicos significativos.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIÓN

La aeronave Bucker 1131-E tiene, entre otras, como principales características constructivas las de ser biplano y que su tren de aterrizaje es de rueda de cola.

La tripulación de la aeronave estaba formada por un piloto con una experiencia de 432 horas de vuelo en la aeronave y otro que había iniciado recientemente el vuelo en este modelo. El propósito del vuelo era la familiarización con la aeronave y con las peculiaridades de su operación.

Durante la recogida pueden darse dos situaciones características: que se levante el morro demasiado pronto y la aeronave reduzca su velocidad, alcanzando las condiciones de pérdida y desplomándose sobre el terreno, y que la recogida se realice demasiado tarde y la aeronave entre en contacto con el terreno con una velocidad vertical excesiva.

Según las manifestaciones de la tripulación, la aeronave se desplomó de forma imprevista desde baja altura. Teniendo en cuenta que las condiciones de viento no eran condicionantes para la maniobra, probablemente la razón del incidente se encuentre en que la aeronave entrara en pérdida poco antes del contacto con la pista, debido a una ejecución prematura de la recogida.

ADDENDA

<u>Reference</u>	<u>Date</u>	<u>Registration</u>	<u>Aircraft</u>	<u>Place of the event</u>	
IN-037/2004	17-06-2004	EC-GXE	Fairchild SA227-AC, Swearingen Metro III	Valencia Airport	81

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°	Degrees
00 °C	Degrees centigrade
AD	Airworthiness directive
AFM	Aircraft Flight Manual
ALT	Altitude
AOC	Air Operator Certificate
ARM	Arming
ATC	Air traffic control
AWI	Alcohol-Water Injection
CIAIAC	Civil Aviation Aircraft Accident Investigation Commission
CPL(A)	Commercial pilot (aeroplane)
CRM	Cockpit resource management
CVR	Cockpit voice recorder
DFDR	Digital flight data recorder
FDR	Flight data recorder
ft	Feet
g	Acceleration due to gravity
h	Hour(s)
IAS	Indicated airspeed
IFR	Instrument flight rules
IR(A)	Instrumental Rate Aircraft
km	Kilometer(s)
kt	Knot(s)
lb	Pound(s)
LH	Left hand
m	Meter(s)
MHDG	Magnetic heading
min	Minute(s)
MLG	Main landing gear
MMEL	Master Minimum Equipment List
MTOW	Maximum take-off weight
NLG	Nose landing gear
NWS	Nose Wheel Steering
P/N	Part number
RH	Right hand
RPM	Revolutions per minute
s	Second(s)
S/N	Serial number
SB	Service Bulletin
TWR	Control tower
UTC	Coordinated universal time
V1	Decision speed
VERG	Vertical acceleration
VHF	Very high frequency
VLC	Valencia
VMC	Visual meteorological conditions

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 17 June 2004; 18:40 UTC¹
Site	Valencia Airport

AIRCRAFT

Registration	EC-GXE
Type and model	FAIRCHILD SA227-AC, Swearingen METRO III
Operator	Swiftair

Engines

Type and model	GARRETT TPE331-11U-612G
Number	2

CREW

	Pilot in command	Co-pilot
Age	31 years old	33 years old
Licence	CPL(A)	CPL(A)
Total flight hours	3,664 h	800 h
Flight hours on the type	1,956 h	70 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor damage to tyres and to a left propeller blade
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial air transport – Non-scheduled domestic cargo
Phase of flight	Take-off run, before V1

REPORT

Date of approval	27 February 2008
------------------	-------------------------

¹ All the times used in this report are UTC times. It is necessary to add two hours to get local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

Swiftair, flight number SWT-7025, a Metro Swearingen SA227-AC, was ready to initiate its takeoff run from Valencia airport to proceed to Madrid, on the evening of June 17th 2004, at 18:40 h UTC. It was in fact a cargo flight. On board the aircraft there were two crew members. The copilot, seated at the RH seat, was the pilot flying.

VMC conditions were prevailing and a light tail wind was blowing on runway 30. For this flight an IFR flight plan was filed.

The airplane entered the runway 30 threshold where it held its position for several minutes, advised by ATC. Previous traffic in the takeoff sequence was a B-757. A few minutes later, after being cleared by TWR-ATC, the airplane began its takeoff run under wet takeoff power, (making use of water/methanol injection). Half-way through its takeoff run, when reaching about 85 kt airspeed and after releasing the Nose Wheel Steering (NWS) button on the left side of the No 1 (i.e. left) power lever, the airplane started to veer to the right of the runway centre line. The captain took over the controls and initiated a rejected take-off procedure but he could not prevent the aircraft from exiting the runway at its right edge. The airplane ran approximately 350 m over flat terrain and at last, turned and skidded out of control until it came to a stop 1,000 m from the brake release point and 75 m from the runway centre line. The airplane's final magnetic heading was approximately 050°. The turning of the airplane occurred at low speed, according to a maintenance report, when a main landing gear got trapped in a ground hole.

After stopping the engines the crew checked to confirm that there was no fire and that the aircraft systems were shut down. They vacated the plane when the fire brigade and rescue personnel had already arrived.

The tyres did not come off. Both propellers were feathered.

1.2. Damage to aircraft

After the incident the only damage found was one of the left propeller blade tip bent and three wheels under-inflated, one on each landing gear. Also a fuel leak was detected in the left engine nacelle area.

1.3. Other damage

No other damage was noticed.

1.4. Personnel information

1.4.1. Captain

Age:	31 years old
Nationality:	Spanish
License:	CPL(A)
Latest license renewal:	21-01-2004
Total flight time:	3,664 h
Flight time on the type:	1,956 h
Current ratings:	Type rating in SA226/227(Metro), Multi-engine and Metro instructor

His latest duty period ended with a flight from Barcelona to Ibiza - where he arrived on June 16th at 03:26 UTC, as a third crew member in line training. From there he flew to Madrid where he enjoyed more than 24 hours of rest time. The next day, a new duty time was initiated when he flew from Madrid to Valencia in order to take command of the incident flight.

During the previous year he completed training courses on CRM, Rescue and Emergencies. His latest line check was flown on March, 2nd, 2004.

He had been fleet chief for three years.

1.4.2. Copilot

Age:	33 years old
Nationality:	Spanish
License:	CPL(A)
Date of first license issuance:	26-04-1993
Total flight time:	800 h
Flight time on the type:	70 h
Current ratings:	Type rating in Cessna SET, SA226/227(Metro) and IR(A)

His latest duty period had lasted 12:05 h with 04:00 flight time and a partial resting time in Madrid of 8:30 h.

Before he initiated the flight he had a resting period of 11:55 h at his Valencia base.

During the previous year he completed training courses on CRM, Rescue and Emergencies. His latest line check was flown on May, 12th 2004.

1.5. Aircraft information

SA227 Metro III is a pressurised twin turboprop aeroplane certified for public transport of passengers and cargo with accommodation for 19 passengers.

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

1.5.1. Aircraft

Manufacturer:	Fairchild Swearingen Metro III
Model:	SA227-AC
Serial Number:	AC-694, year of production 1987
Registration Number:	EC-GXE
MTOW:	14,500 lb
Operator:	Swiftair
Airworthiness certificate:	No. 4398
Validity and expiry dates of airworthiness certificate:	From 3-02-2004 to 30-10-2004
Aircraft total time:	22,285 h

1.5.2. Dimensions, Weight and Balance

The Weight and Balance Sheet used for dispatch of flight SWT-7025 declared an actual TOW of 14,446 lb and a centre of gravity station 266.86, both of them within the limits established on the AFM (Aircraft Flight Manual).

1.5.3. Landing Gear

The landing gear is of a conventional tricycle configuration, with a nose landing gear strut equipped with a NWS (nose wheel steering system).

Main landing gear wheels have disk brakes.

1.5.4. NWS system description

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 neither S.B. 227-32-030 nor S.B. 227-32-40 were installed.

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

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 labelled NWS, indicates when lit that the system is armed and that steering control is available. A second, amber, light, labelled 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.
- A pressure micro switch, which switches on a light in the cockpit whenever hydraulic pressure is detected in the actuator.

1.5.5. *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.

1.5.6. *AWI - Alcohol-Water Injection*

An injection system of a mixture of water and methanol into the engines' combustion chambers is used in order to lower the turbines inlet gas flow temperature and to provide an increase in takeoff power. It is used on takeoff when weather and operational conditions require it.

Takeoff torque can reach 110% when water methanol injection is employed.

1.5.7. *Airplane 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.

1.6. Meteorological information

The Valencia METAR report at 16:30 UTC advised of a 9 kt and 120° Wind. Visibility was over 10 km, there were few clouds at 4,000 ft, the temperature was 28 °C and pressure was standard.

Just before takeoff TWR reported to the Swiftair flight, a wind of 5 kt and 50°.

1.7. Communications

Radio contact was maintained between the airplane and TWR; a transcription of the communications that were held has been received and from it the following information is highlighted:

- At 18:41 the crew informed that they were ready to taxi out.
- At 18:46:57 the crew, after having changed the ground frequency, contacted TWR for the first time informing they were at the runway 30 holding point and ready.
- At 18:47:28 the airplane was cleared to enter the runway and hold position; one minute later it was cleared for takeoff. TWR informed the airplane that previous traffic was a B-757 in order to alert it of a possible wake turbulence.
- At 18:49:45 some communications between TWR-VLC and TRAFFIC shows that they had directly observed the Swiftair airplane going off the runway.
- The airplane transmission at 18:50:06 confirmed that it had rejected the takeoff and that its position was off the runway.
- After checking that the runway was unobstructed and that the distance from the runway edge to the airplane was over the minimum required, airport authority returned the runway into service at 19:07 approximately.

1.8. Aerodrome information

Valencia airport, at 225 ft of elevation, has a runway named 12-30. It is 2,700 m long by 45 m wide, within a strip of 2,920 × 300 m.

Another runway, 04-22, crosses the main runway west of the airport buildings.

In APENDIX A, an airport chart for ground movements is shown. In this chart the cargo apron, holding point H1 for runway 30 and the supposed trajectory of the airplane are depicted.

1.9. Flight recorders

1.9.1. *Flight Data Recorder*

The airplane was equipped with a flight data recorder (FDR), which was only able to record data of: pressure altitude, IAS, magnetic heading, vertical acceleration and discrete data as VHF communications. Parameters were recorded every second, although vertical acceleration was recorded twice per second during this interval.

The time span of the recording was 7 minutes and 46 seconds, encompassing the airplane's operation from the moment it exited the apron.

Altitude data was 565 ft throughout the recording.

IAS data was 85 kt during most of the recording; only in the final seconds it rose to 119.6 kt, then receding to 111.2 kt.

The magnetic heading showed values of about 150°, corresponding to the airplane's movement across the taxi ways. At the last minute the airplane's entered the runway and aligned with headings of 300°. In the final seconds the magnetic heading rose to 309.3° and in the last one it registered a value of 106.2°.

Vertical acceleration reached values of 3.56 and 3.88 g's but it has to be pointed out that many spurious values of 2.28 g's were recorded at times when the airplane was not running. Other parameters showed spurious data as well.

There were also recordings of 8 actuations of VHF equipment that can be precisely correlated to transmissions between TWR and the Swiftair plane, according to the transcription handed by ATC.

From brake release to the final stop 52 seconds elapsed.

APPENDIX C features a table with FDR parameter data, with comments added regarding the operation at each moment.

1.9.2. *Cockpit Voice Recorder CVR*

The airplane had a CVR, but, eight days later, when the incident was reported, the recorded information had not been preserved.

1.10. Tests and research

1.10.1. *Checks and line maintenance reports*

In the days after the incident took place a thorough inspection of the aircraft was made and the following results were recorded:

- No structural damage was found
- The right-hand tyre in the nose gear and three other tyres on the main gears were abnormally worn. All the wheels in the aircraft were replaced to return it into service.
- The wheel brakes were in good condition and only a clean up of the assemblies needed to be performed.
- The left propeller was replaced because of a bent blade tip.
- Full checks of the NWS were performed with a satisfactory result. However, the amplifier and the electro-hydraulic actuator assembly were dismantled for test bench.

1.10.2. *Tests in M7 Aerospace (Texas, USA)*

The amplifier or electronic control box P/N 35021-502 S/N 152 and the electro-hydraulic actuator assembly P/N 27-53043-075, S/N 113 were dismantled for test bench.

Regarding the actuator, the result of the test was that no fault was found and that it was in right condition according to the manufacturer specifications.

With respect to the amplifier, a small fault in a potentiometer, which required trimming and recalibration, was all that was found.

Initially this element was identified as a possible cause of the incident. However it was concluded that, from the operational point of view, although the out-of-trimming condition could have caused a little unbalance in the nose wheel deflection to one side and to the other, it could never have induced a sharp airplane yaw.

1.11. Additional information

1.11.1. *Pilots' statements*

From the pilots' statements the following information is highlighted:

- It was the first flight in their duty period.
- While taxiing a decision was made by the captain to use wet power under AWI because the airplane was at full load and the outside temperature was 28 °C.
- The pilot flying was the co-pilot. It was the first time that he had used AWI power.
- At takeoff position the brakes were engaged and power set until torque exceeded 40%. Then they released the brakes and adjusted power to 110% torque along the take-off run. The airplane accelerated, while trimming a small disagreement of -2% torque in the right engine.
- The co-pilot pressed the NWS activation button on the left-hand side of the left engine power lever.
- Reaching 60 kt, the captain called out this speed, and the co-pilot released the NWS button. In response to the investigators' query about the act of releasing the NWS button, their answer was that they did not exactly understand the origin of this widespread practice of releasing the button and deactivating the NWS when reaching this speed.
- After attaining 85 kt or 90 kt the airplane began to veer to the right and the co-pilot could not arrest the drift, despite applying full left pedal stroke.
- The captain took over the controls and commanded a rejected takeoff.
- The airplane departed the runway's paved surface and, lifting dust from the ground, and came to a stop after a sharp yaw to the right.
- The crew stopped the engines, pulling on the emergency handles.
- They remained inside the aircraft for about 30 seconds, checking that everything was shut down before vacating the plane.
- When they entered the runway, the B-757 which took off before the Metro III was not in their sight. The Metro III waited for several minutes at the brake release point before they were cleared to take off.

- There was no turbulence.
- After the incident the captain saw several tyre marks on the runway before the exiting tracks.

1.11.2. *Company fleet information*

During the investigation period the company stopped having in its AOC (Air Operator Certificate) aircrafts Fairchild SA 227-AC Metro III type, as the one involved in the incident.

1.11.3. *Company training information*

Flight simulators for this fleet were not available for crew training, therefore, the emergency procedures only could be performed during actual training flights.

1.11.4. *Previous incident*

In May 2004, an incident took place in which an aircraft SA-227-BC, same type and model, was involved. The Civil Aviation Aircraft Accident Investigation Commission (CIAIAC) carried out the investigation of this event and the report was approved in July 2007 (reference: Technical Report IN-026/2004)

At that incident, the aircraft was authorized by the TWR to take off on runway 06R of the Palma de Mallorca airport. Pilot flying was the copilot. 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 the aircraft started veering toward the right edge of the runway without the crew noticing any power or system failure.

The investigation concluded, as a likely cause of the incident, an uncommanded turn of the nose wheels to the right and their subsequent locking in place.

As a result of the investigation, the following safety recommendations were issued:

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. Reassess 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.

2. ANALYSIS

2.1. Incident development

Factual information confirms that in the late afternoon of June 17th, 2004 at Valencia, the airplane Fairchild, Swearingen Metro III, registration number EC-GXE was making its first take-off on the crew's schedule. The two crew members were rested and ready. VMC were prevailing with a light tail wind for runway 30.

Flight dispatch was normal, reporting a takeoff weight near to maximum and balance within limits. The airplane departed the cargo apron and taxied to the runway 30 holding point and then to the 30 threshold, where it waited for a few minutes, required by TWR, in order to get separation from a possible wake turbulence of a B-757 that took off before them.

The takeoff run was initiated with AWI power, following the procedure for this kind of takeoff. It was the first time the copilot, who was the pilot flying, had used this system. The crew performed a static takeoff, increasing the propellers RPM and the engines torque while leaving the brakes on. The crew released the brakes when torque rose above 40% in both engines, and started the takeoff run, while the copilot was pressing the left power lever button of the NWS that was armed. During the acceleration they checked that torque increased to 110%, as is normal in wet takeoff, and they noticed a small difference of 2% that they tried to trim.

When a speed of 60 kt was attained the captain called out this speed, at which aerodynamic control begins to be effective, and the copilot released the NWS activation button, following a widespread procedure among the operators of this type of aircraft. When speed was above 85-90 kt the airplane began to veer to the right, but the copilot could not arrest the drift.

The captain took over the controls and initiated a rejected takeoff without being able to keep the plane from exiting the runway at its right edge. They ran about 350 m over flat, non-compacted ground within the runway strip. The airplane finally came to a stop

between the runway and the North apron at 1,000 m distance from the brake release point and 75 m from the runway centre line. In the last part of the braking run the airplane yawed to the right when the right main gear got caught in the uneven terrain and stopped with a heading of approximately 050°.

The distance of 1,000 m covered in the acceleration-stop run implies a correct acceleration and a good braking action if they effectively reached 90 kt IAS. This run was made in about 52 seconds since brake release.

There were no injuries and the damage to the aircraft was restricted to the tires and a propeller blade which could have hit a runway light.

2.2. Possible incident causes

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 five factors could be considered significant enough to explain abrupt heading changes during the takeoff run:

- a) A gust of wind
- b) *Wake turbulence from other airplanes*
- c) Large differential engine thrust
- d) Locking the brakes on the MLG, or a tire blowout, and
- e) 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 that there wasn't evidence of wake turbulence from the B-757. First of all, because the pilots did not notice it, also, because TWR ascertained meticulously that the prescribed time had elapsed before authorising the next take-off. In addition, in the take-off run the Metro moved only around the space where the B-757 had run before its rotation. Thus, the wing whirls from the B-757 would have been light ones and the prevailing tail wind would have displaced them forward away from the incident airplane.

As an AWI take-off procedure was followed by the crew, it seems improbable that cause c) was the origin of the incident. The idea of a possible failure in the propeller pitch system, because a fine pitch in one propeller could have cause differential propulsion or drag, is also discarded. Both engines showed an even rise in torque and the propellers then feathered correctly showing a normal functioning of the pitch change mechanism.

Cause d), namely that a brake, which is not normally used during takeoff, could have seized up can also be excluded, given the acceleration values obtained, which revealed nothing to this effect.

Inspection of the airplane after the incident revealed that braking assemblies were in perfect operating condition and that the tyres did not burst, showing only abnormal wear that was most likely a consequence of the hard braking during the rejected take-off and the running across uneven terrain in the runway strip.

Line Maintenance checks and the results of the bench tests in M7 Aerospace (of the amplifier, with only minor trim faults in the potentiometer, and actuator, which was in right condition) lead to discard, initially, cause e). Nevertheless a possible intermittent failure in the system must be considered.

In addition to the above evidence it should to be noted that the pilots were rested and fit for the operation, that they held the qualifications and experience required for the flight and the meteorological conditions were adequate for flying.

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. 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 3° 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.

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 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. 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. It is considered that the recommendations **REC 32/07**, addressed to the manufacturer and **REC 31/07**, addressed to the operator of the aircraft involved in the incident reference as IN-026/2004, already identify the same necessities, therefore no further recommendations will be issued now on the subject. Furthermore, the operator of the aircraft involved in the incident studied here does not have anymore Fairchild SA227-AC, Swearingen METRO III aircraft type at its fleet, that's why it would not be convenient to formulate a similar recommendation to the above mentioned REC 31/07.

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.

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 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.

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 neither specifically considered in the AFM nor has it been possible to concrete which is the origin of its application.

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.

Therefore, it is 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 would allow them to make a more informed decision regarding the proper use of this system. In this sense, it is formulated the above mentioned recommendation **REC 32/07** included in the report IN-026/2004 , which could be also applied to this report.

On the other hand, similar to the conclusions inferred from the IN-026/2004 report, it would be also advisable to recommend the operator to 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. In addition, the operator of the incident aircraft does not have Fairchild SA227-AC, Swearingen METRO III aircraft type at its fleet, therefore the possibility of issue a recommendation is not weighted up.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

1. The airplane held a valid airworthiness certificate and was maintained according to regulations in force.

2. The aircraft configuration was previous to the S.B. 227-32-030
3. Actual airplane weight and balance were within limits
4. Both pilots held valid flying licenses.
5. Meteorological conditions were VMC.
6. The airplane began to deviate to the right when at high speed in the take-off run, after the flying pilot released the NWS 'power lever button'.
7. Rejected take-off, distance covered in the acceleration-stop run, warrants the conclusion that the power plant and wheel brakes did perform correctly.
8. Possible factors in the incident's development such as airplane turbulence, the operation of the wheels and brakes, and asymmetrical engine power and propellers have been discarded.
9. Maintenance checks and inspections and bench test of NWS components confirmed the sound condition of the NWS system.
10. It is suspected, although no direct evidence was found, that probably the nose wheels deflected to the right and jammed.
11. It is considered that the procedures in the Flight Manual are not completely clear in case of a sudden and uncommanded nose wheel deflection and regarding the activation button of the NWS system.

3.2. Cause

The airplane exited the runway probably due to the deflection to the right of the nose landing gear wheels, which was not commanded by the pilot flying.

It has not been identified the specific failure that could affect the Nose Wheel Steering System (NWS).

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

It is not considered appropriate to issue additional safety recommendations to the ones already included at the report under reference IN-026/2004.

APPENDIX A
Airport chart rejected
take-off path

AIP
ESPAÑA

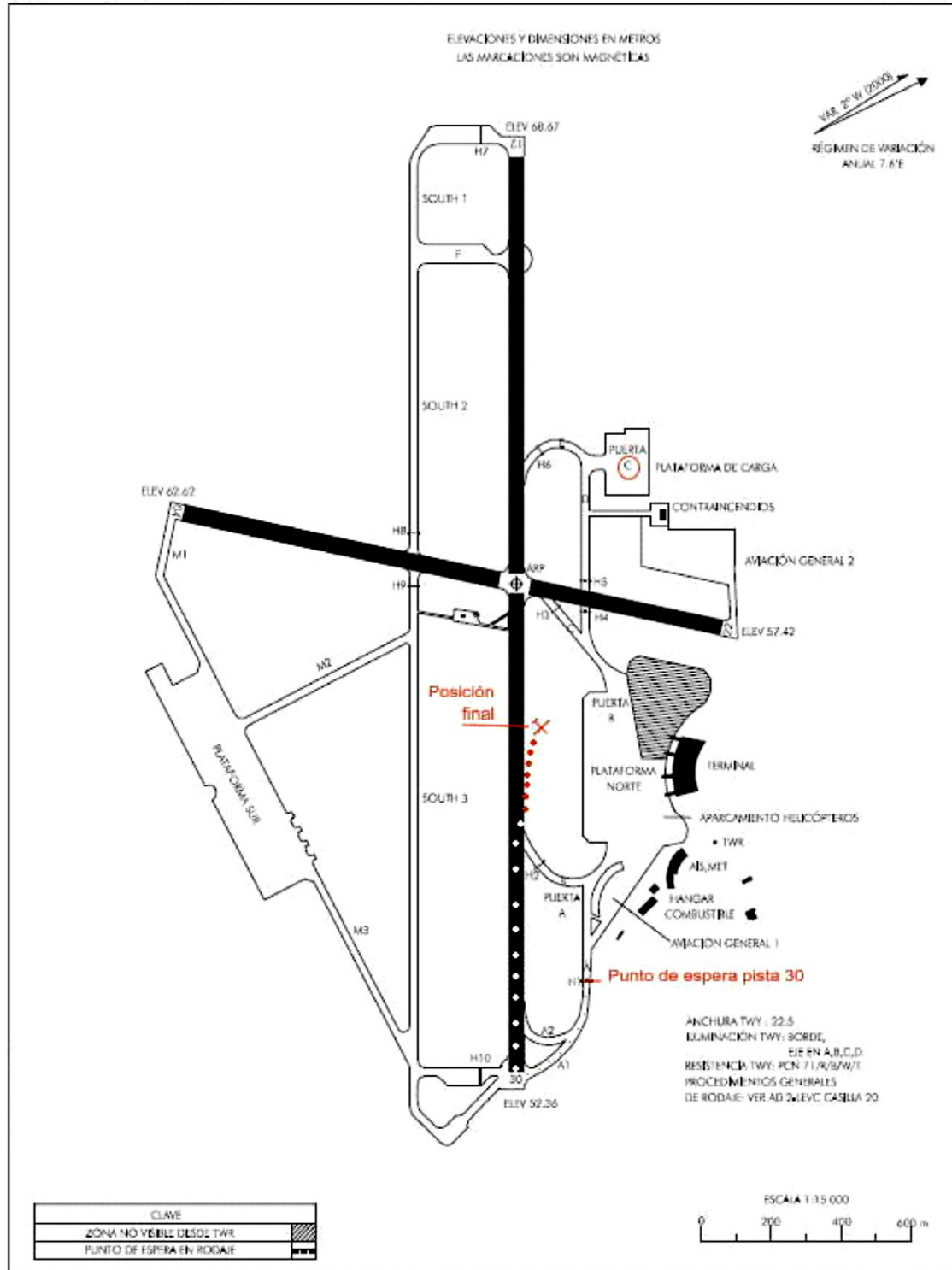
AD 2-LEVC GMC
18-APR-02

PLANO DE AERÓDROMO PARA
MOVIMIENTOS EN TIERRA-OACI

ELEV
PLATAFORMA NORTE
55.8 m

TWR 118.55
GMC 121.70

VALENCIA

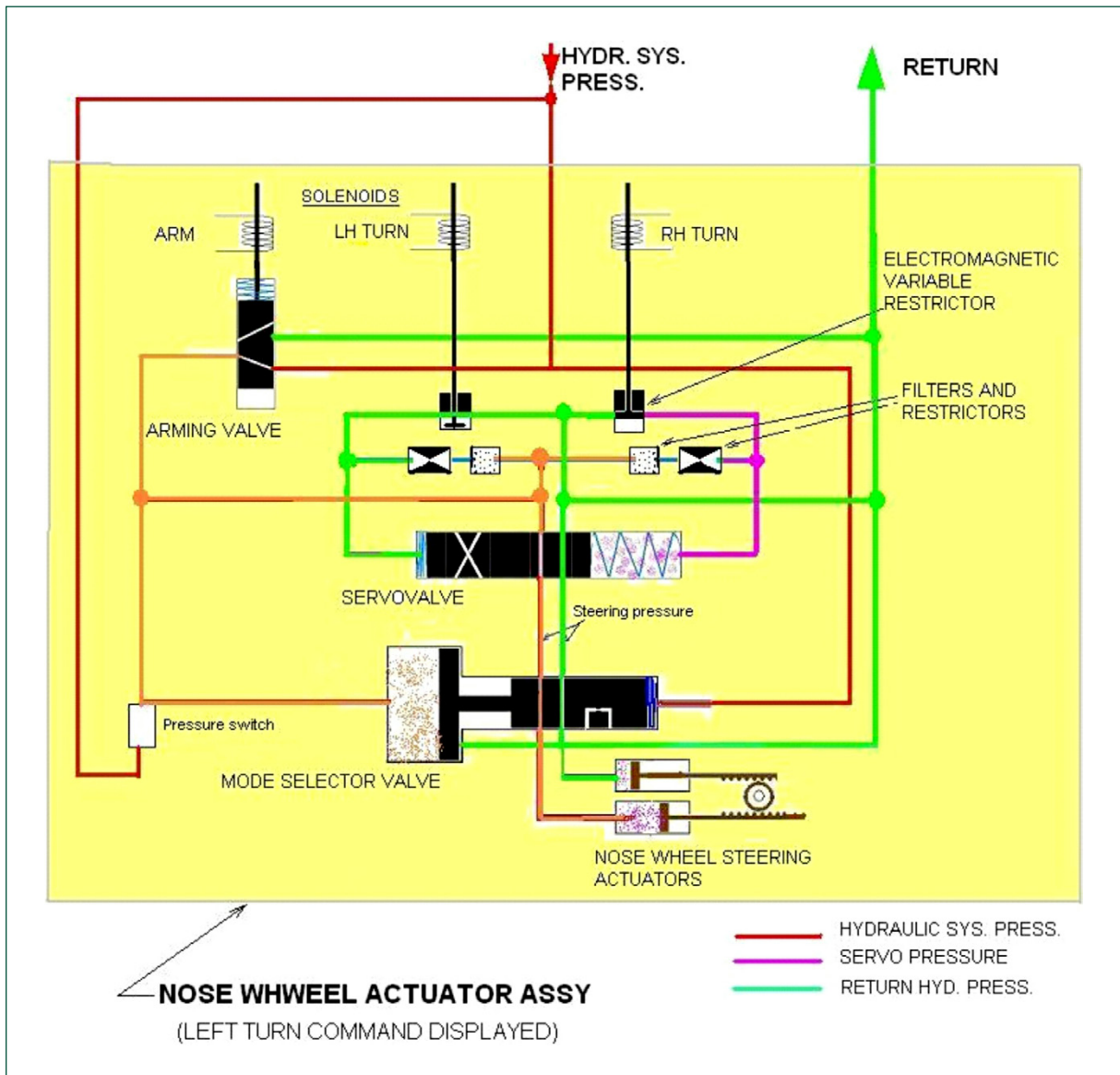


AIS-ESPAÑA

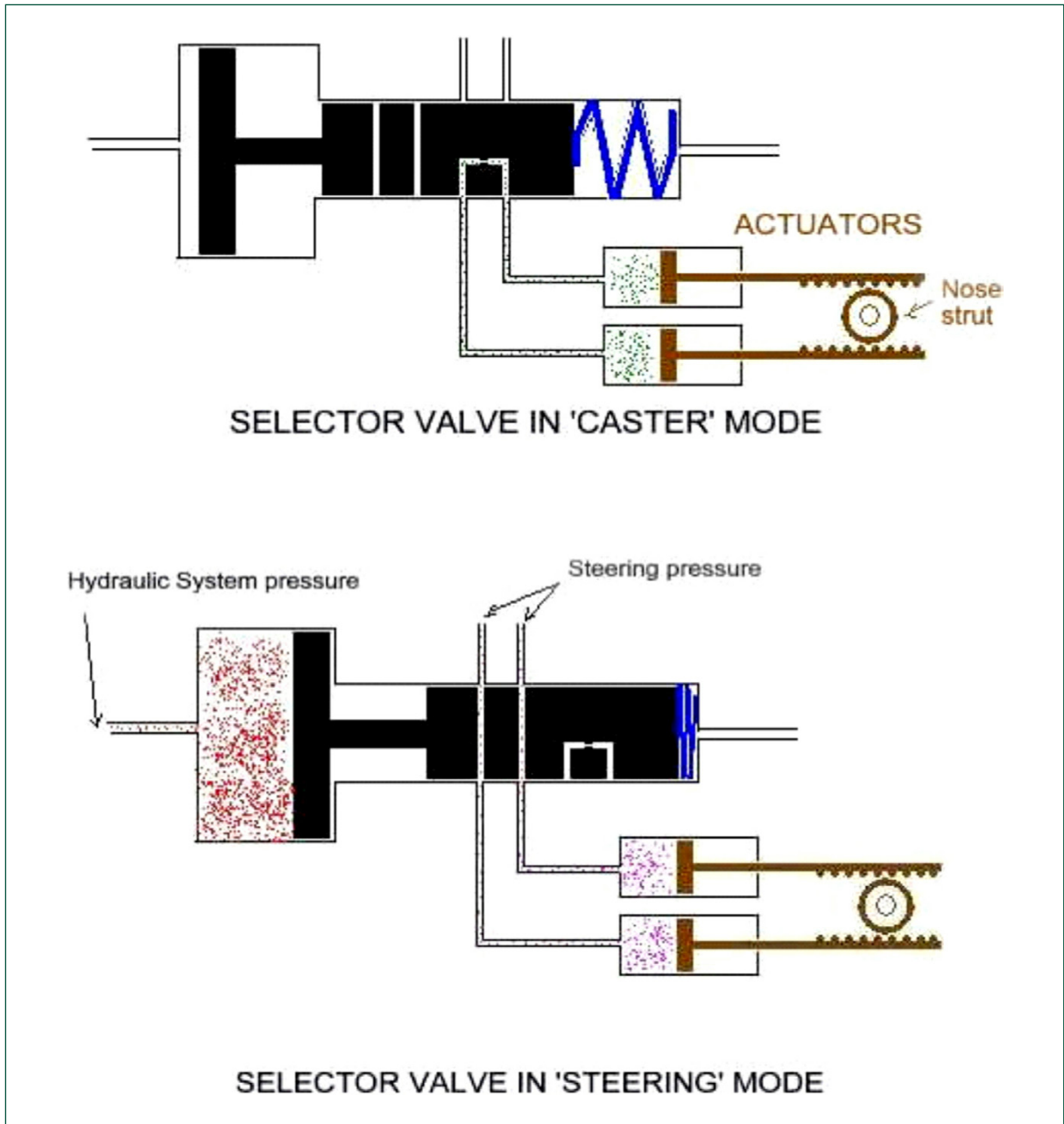
AMDT 85/02

A-1. Airport chart and rejected take-off path

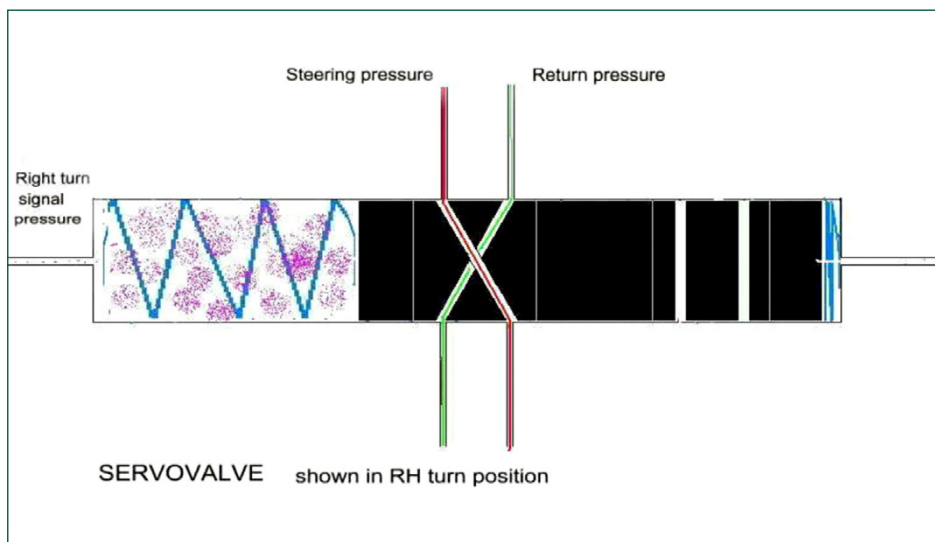
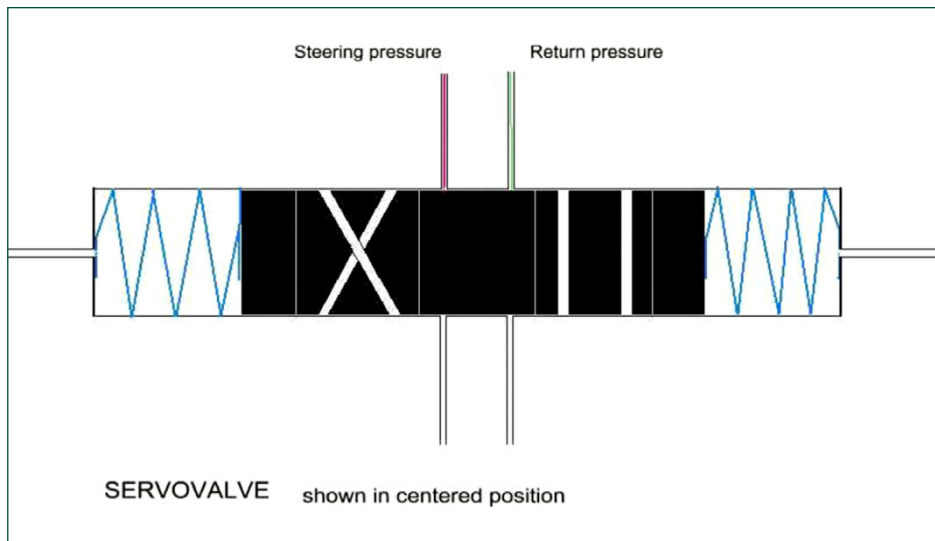
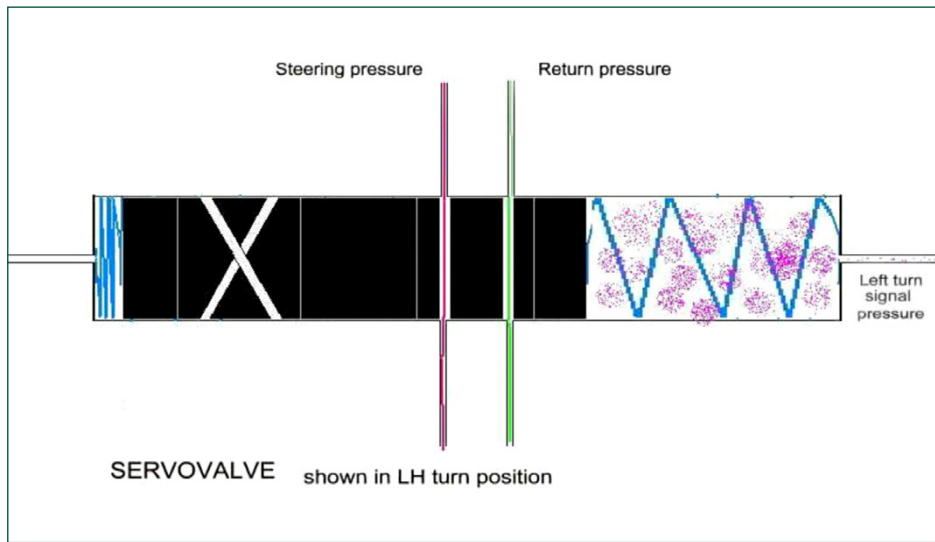
APPENDIX B
**Hydraulic and electric
schematic diagram**



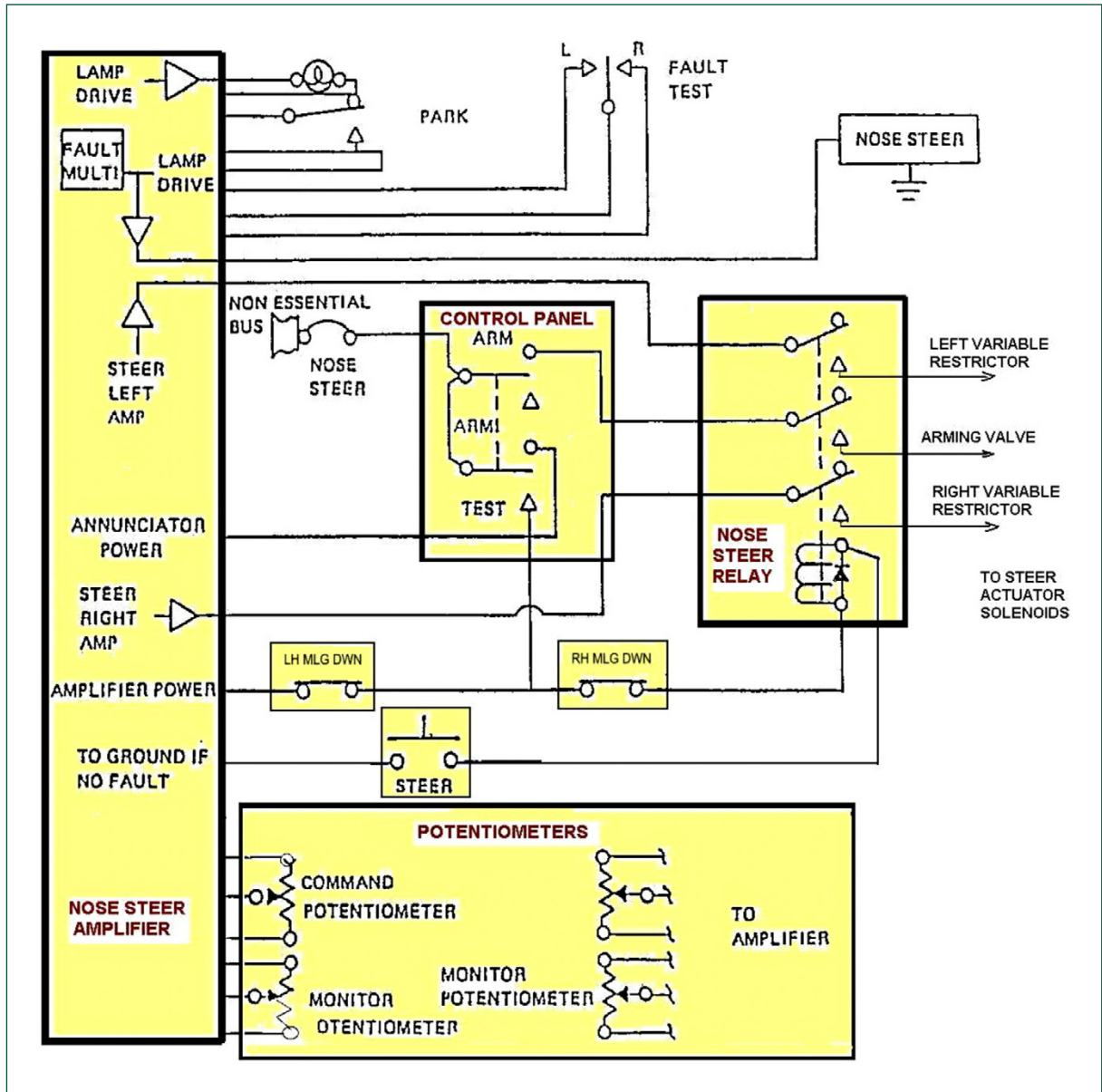
B-1. Hydraulic schematic diagram



B-2. Mode selector valve



B-3. Servovalve positions



B-4. Electrical schematic diagram

APPENDIX C
DFDR parameters

Time s	min	s	ALT	IAS	MHDG deg	VERG G	VERG G	VHF	Comments
			565	85,2	123,8	1	0	—	
			565	85,2	123,8	1	0	KEYED	Allowed to enter the runway and maintain
-60	-1	0	565	85,2	123,8	1	0	KEYED	
-59	-1	1	565	85,2	123,8	2,28	1,28	KEYED	
-58	-1	2	565	85,2	124	2,28	0	—	
-57	-1	3	565	85,2	125	1	0	—	
-56	-1	4	565	85,2	125,9	1	0	—	
-55	-1	5	565	85,2	127,2	1	1,28	—	
-54	-1	6	565	85,2	128,7	2,28	0,64	—	
-53	-1	7	565	85,2	130	2,28	0	—	
-52	-1	8	565	85,2	130,7	1	0	—	
-51	-1	9	565	85,2	131,5	1	1,28	—	
-50	-1	10	565	85,2	132,1	2,28	0	—	
-49	-1	11	565	85,2	132,5	2,28	1,28	—	
-48	-1	12	565	85,2	133	2,28	1,28	—	
-47	-1	13	565	85,2	133,7	2,28	1,28	—	
-46	-1	14	565	85,2	134,8	2,28	1,28	—	
-45	-1	15	565	85,2	135,6	2,28	1,28	—	
-44	-1	16	565	85,2	137,1	1	0	—	
-43	-1	17	565	85,2	138,4	1	0	—	
-42	-1	18	565	85,2	139,3	2,92	1,92	—	
-41	-1	19	565	85,2	140,9	2,92	0	—	
-40	-1	20	565	85,2	143,3	1	0	—	
-39	-1	21	565	85,2	145,5	2,28	1,28	—	
-38	-1	22	565	85,2	147,6	2,28	1,28	—	
-37	-1	23	565	85,2	149,2	2,28	0	—	
-36	-1	24	565	85,2	151,1	1	1,92	—	
-35	-1	25	565	85,2	153,2	2,28	1,28	—	
-34	-1	26	565	85,2	155	1	1,28	—	
-33	-1	27	565	85,2	156,9	1	0	—	
-32	-1	28	565	85,2	158,8	2,92	0	—	
-31	-1	29	565	85,2	161,6	1	1,28	—	
-30	-1	30	565	85,2	164,4	2,28	0	—	
-29	-1	31	565	85,2	168,1	2,28	0	—	

Time s	min	s	ALT	IAS	MHDG deg	VERG G	VERG G	VHF	Comments
-28	-1	32	565	85,2	171,8	2,28	1,28	—	
-27	-1	33	565	85,2	175,7	2,28	0	—	
-26	-1	34	565	85,2	179,7	1	1,28	—	
-25	-1	35	565	85,2	182,8	2,92	0	—	
-24	-1	36	565	85,2	186,9	1	0	—	
-23	-1	37	565	85,2	189,7	1	1,28	—	
-22	-1	38	565	85,2	192	1	1,28	—	
-21	-1	39	565	85,2	193,9	2,28	1,92	—	
-20	-1	40	565	85,2	195,4	1	1,28	—	
-19	-1	41	565	85,2	196,9	1	0	—	
-18	-1	42	565	85,2	198,2	2,28	1,28	—	
-17	-1	43	565	85,2	200,3	2,28	2,56	—	
-16	-1	44	565	85,2	205,1	2,92	2,24	—	
-15	-1	45	565	85,2	213,7	1	1,92	—	
-14	-1	46	565	85,2	222,5	1	1,92	—	
-13	-1	47	565	85,2	230,2	2,28	1,28	—	
-12	-1	48	565	85,2	240,5	2,28	0	—	
-11	-1	49	565	85,2	254,4	1	1,28	—	
-10	-1	50	565	85,2	263,2	1	0	—	
-9	-1	51	565	85,2	271,7	2,28	0	—	
-8	-1	52	565	85,2	278,7	1	1,28	—	
-7	-1	53	565	85,2	287,9	2,28	1,28	—	
-6	-1	54	565	85,2	293,1	2,28	0	—	
-5	-1	55	565	85,2	294,2	1	0	KEYED	Cleared to take off
-4	-1	56	565	85,2	297,3	2,28	1,28	KEYED	
-3	-1	57	565	85,2	299,4	2,92	1,28	KEYED	
-2	-1	58	565	85,2	300,5	1	0	KEYED	
-1	-1	59	565	85,2	300,8	2,28	0	—	
0	0	0	565	85,2	301	1	0	—	Take off starts
1	0	1	565	85,2	301	2,28	0	—	
2	0	2	565	85,2	301	1	0	—	
3	0	3	565	85,2	301	2,28	0	—	
4	0	4	565	85,2	301	2,28	0	—	
5	0	5	565	85,2	301	1	0	—	

Time s	min	s	ALT	IAS	MHDG deg	VERG G	VERG G	VHF	Comments
6	0	6	565	85,2	301	1	0	—	
7	0	7	565	85,2	301	1	0	—	Release brakes/AWI
8	0	8	565	85,2	300,9	2,28	0	—	
9	0	9	565	85,2	300,9	1	0	—	
10	0	10	565	85,2	300,8	1	1,28	—	
11	0	11	565	85,2	300,8	2,28	1,28	—	
12	0	12	565	85,2	300,8	1	0	—	
13	0	13	565	85,2	300,8	1	0	—	
14	0	14	565	85,2	300,8	1	1,28	—	
15	0	15	565	85,2	300,8	1	0	—	
16	0	16	565	85,2	300,6	1	1,28	—	
17	0	17	565	85,2	300,6	2,28	0	—	
18	0	18	565	85,2	300,3	1	0	—	
19	0	19	565	85,2	300,3	1	1,28	—	
20	0	20	561	85,2	300,2	1	1,28	—	
21	0	21	565	85,2	300,2	1	0,64	—	
22	0	22	565	85,2	300,2	1	0	—	
23	0	23	561	85,2	300,1	1	0	—	
24	0	24	565	85,2	300,1	2,28	1,28	—	
25	0	25	565	85,2	300,1	2,28	0	—	
26	0	26	561	85,2	299,8	2,28	1,28	—	
27	0	27	565	85,2	299,4	2,92	1,28	—	
28	0	28	561	85,2	299,4	2,28	1,92	—	
29	0	29	556	85,2	300,8	2,28	0	—	
30	0	30	561	85,2	303,1	2,28	1,28	—	Drift to the right
31	0	31	561	85,2	302,6	2,28	1,92	—	
32	0	32	565	85,2	302,3	2,28	1,28	—	
33	0	33	565	85,2	301,9	2,28	1,28	—	
34	0	34	565	99,7	301,7	2,28	1,92	—	
35	0	35	561	98,9	302,6	2,92	1,92	—	
36	0	36	565	100,5	303	2,28	1,28	—	
37	0	37	561	102	301,6	3,24	1,92	—	Vertical acceleration
38	0	38	565	104,3	300,9	2,28	1,28	—	
39	0	39	565	105,8	303,1	1	1,28	—	

Time s	min	s	ALT	IAS	MHDG deg	VERG G	VERG G	VHF	Comments
40	0	40	565	107,3	303,7	2,28	2,56	—	
41	0	41	565	110,4	303,7	2,28	1,28	—	
42	0	42	565	111,2	303,7	1	1,28	—	
43	0	43	565	114,2	302,6	2,28	1,28	—	
44	0	44	565	116,5	305,1	3,56	1,28	—	
45	0	45	565	118,8	309,3	3,56	1,28	—	Max drift
46	0	46	565	119,6	309,3	1	1,92	—	Maxima IAS
47	0	47	565	119,6	306,7	2,28	1,28	—	
48	0	48	561	118,8	305,4	2,92	1,92	—	
49	0	49	565	113,5	308,1	3,88	2,56	—	Max vertical acce
50	0	50	561	111,2	106,2	-75,48	33,36	—	Final orientation
51	0	51	248	177,7	306,8	1	0,64	KEYED	Out of the runway
52	0	52	253	178,5	306,8	2,28	0	KEYED	

Valores espurios

