

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Viernes, 21 de mayo de 2004; 04:52 h UTC<sup>1</sup></b>
Lugar	<b>Aeropuerto de Palma de Mallorca</b>

**AERONAVE**

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

**Motores**

Tipo y modelo	<b>GARRETT TPE331-11U-612G, 1.000 SHP</b>
Número	<b>2</b>

**TRIPULACIÓN**

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

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>2</b>
Pasajeros			<b>1</b>
Otras personas			

**DAÑOS**

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

**DATOS DEL VUELO**

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

**INFORME**

Fecha de aprobación	<b>25 de julio de 2007</b>
---------------------	----------------------------

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

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

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

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

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

### 1.2. Información sobre la aeronave

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

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

### 1.2.1. Célula

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

### 1.2.2. Dimensiones, peso y centrado

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

### 1.2.3. Tren de aterrizaje

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

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

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

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

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

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

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

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

## Descripción del sistema NWS

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

#### 1.2.5. Hélices

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

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

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

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

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

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

NWS Power lever Button      AS DESIRED

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

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

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

### 1.3. Información meteorológica

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

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

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

### 1.4. Comunicaciones

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

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

### 1.5. Información sobre el aeródromo

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

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

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



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

## 1.6. Registradores de vuelo

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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



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



Foto 2. Ruedas tren de morro



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

## 1.8. Ensayos e investigaciones

### 1.8.1. Pruebas sobre los componentes del sistema NWS

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

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

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

### 1.8.2. *Declaraciones de la tripulación*

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

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

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

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

## 1.9. Información sobre organización y gestión

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

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

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

## 1.10. Información adicional

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

## 2. ANÁLISIS

### 2.1. Desarrollo del incidente

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

## 2.2. Posibles causas del incidente

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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



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

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

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

#### **2.4. Factores operacionales**

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

### **3. CONCLUSIÓN**

#### **3.1. Conclusiones**

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

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

### 3.2. Causas

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

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

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

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

#### **4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD**

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

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

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

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



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

AIP  
ESPAÑA

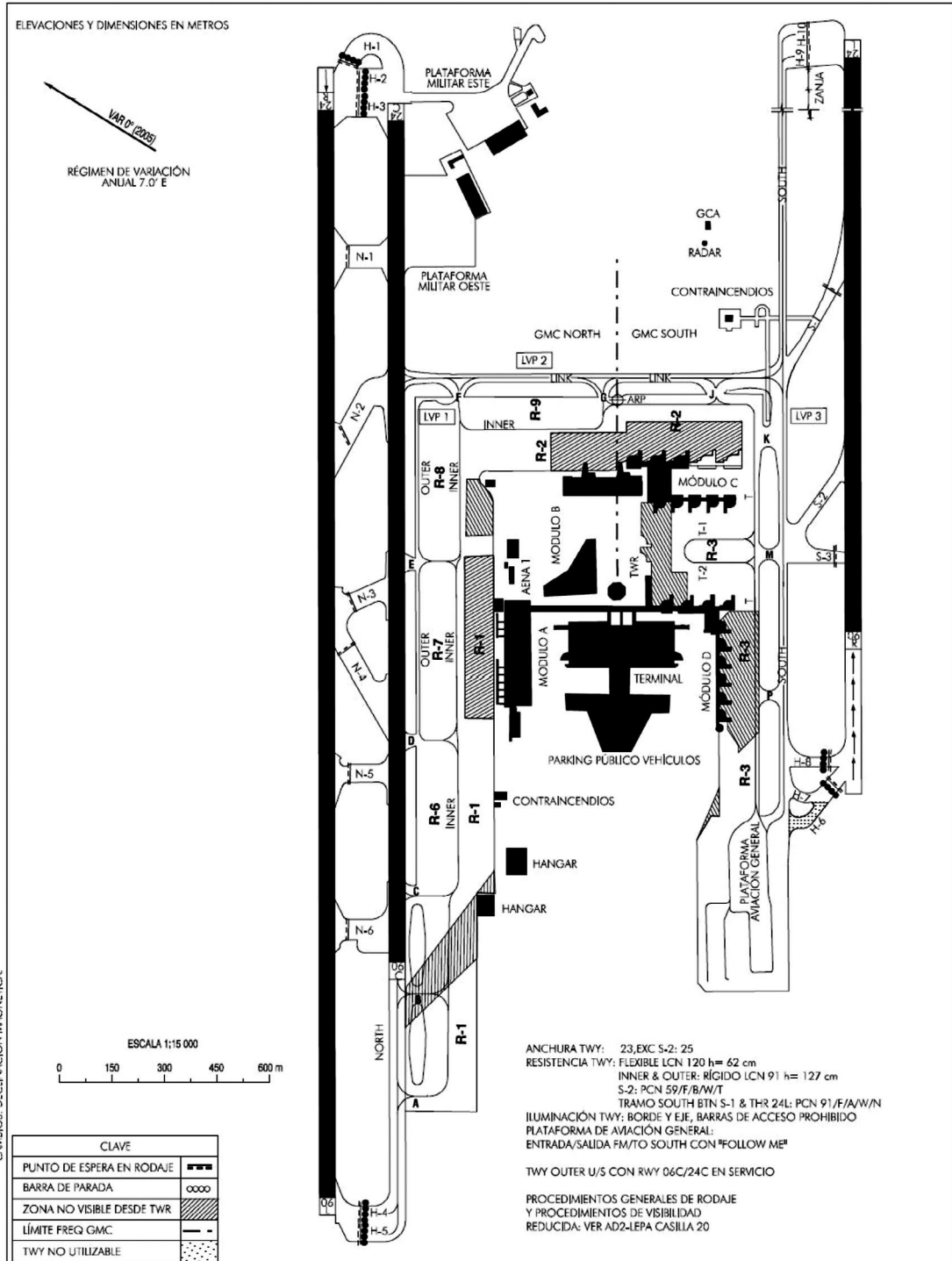
AD 2-LEPA GMC  
14-APR-05

PLANO DE AERÓDROMO PARA  
MOVIMIENTOS EN TIERRA-OACI

ELEV  
PLATAFORMA  
8.1 m

TWR 118.30  
GMC NORTH 121.90  
GMC SOUTH 121.70

PALMA DE MALLORCA

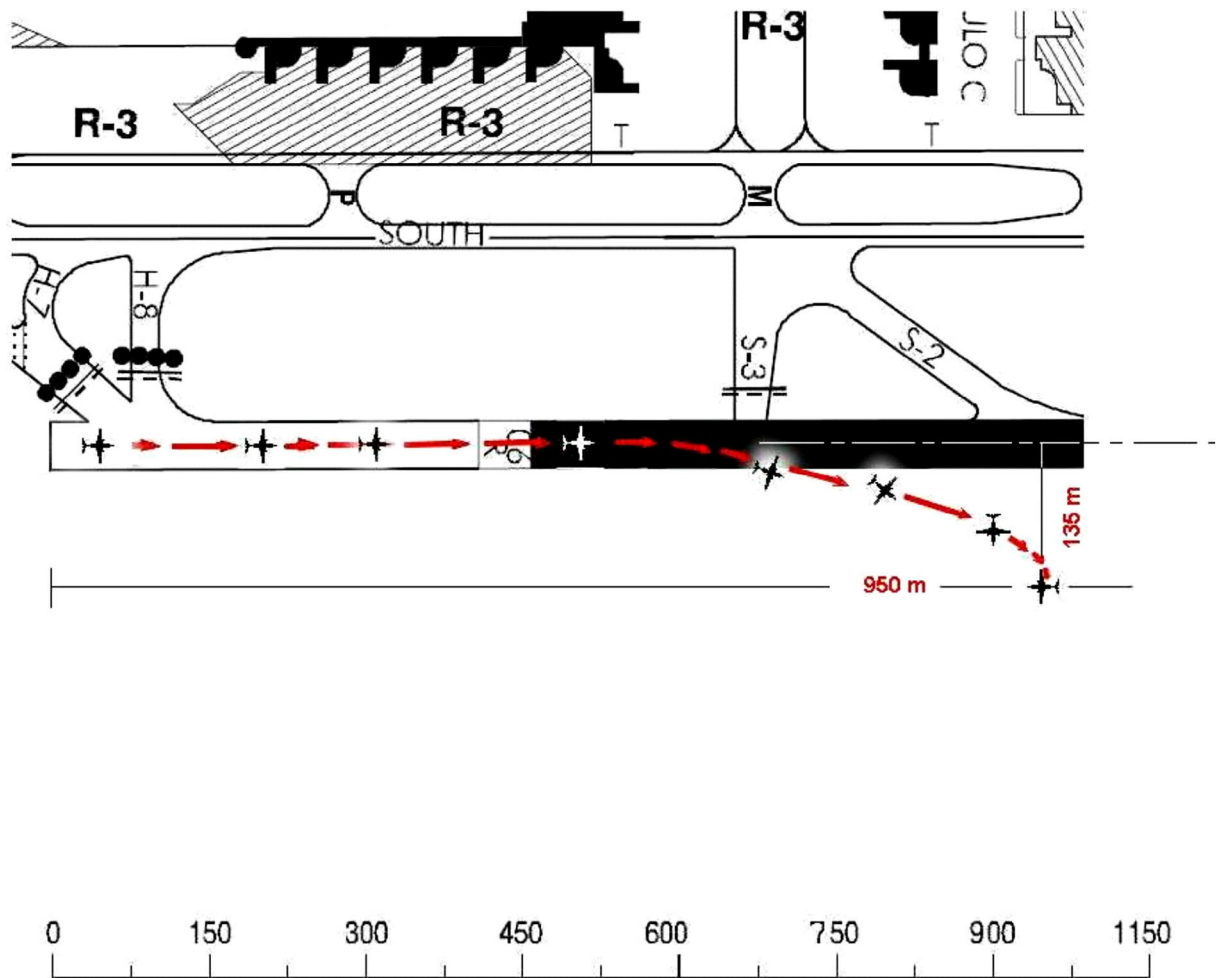


AIS-ESPAÑA

AMDT 128/05

Anexo A-1. Plano del Aeropuerto de Palma

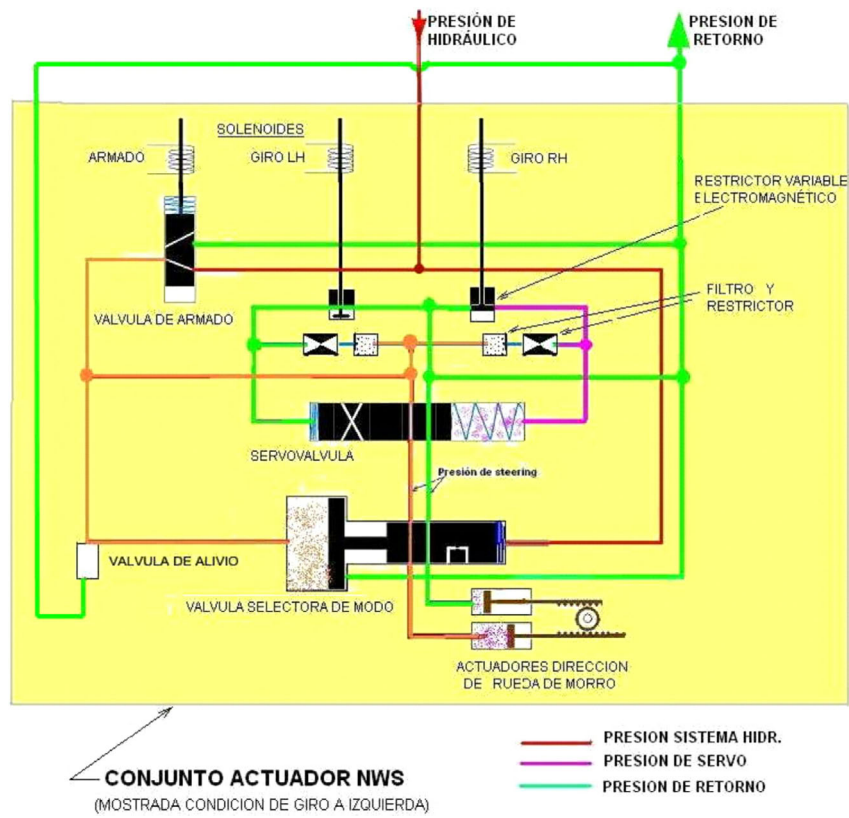




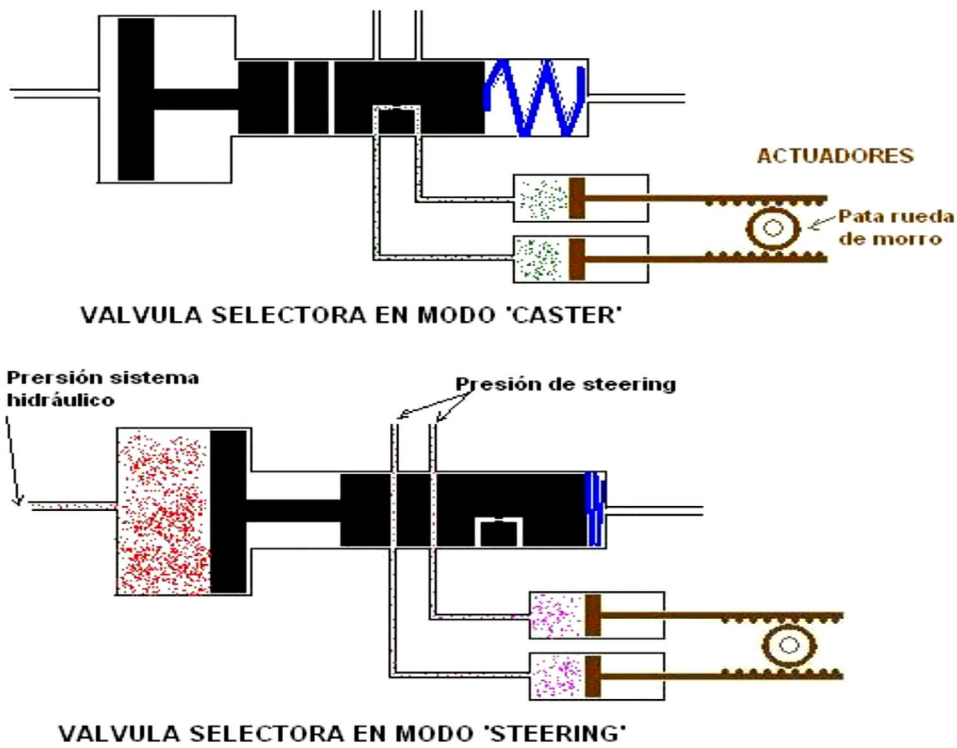
Anexo A-2. Vista parcial de la pista 06R y trayectoria de aceleración-parada



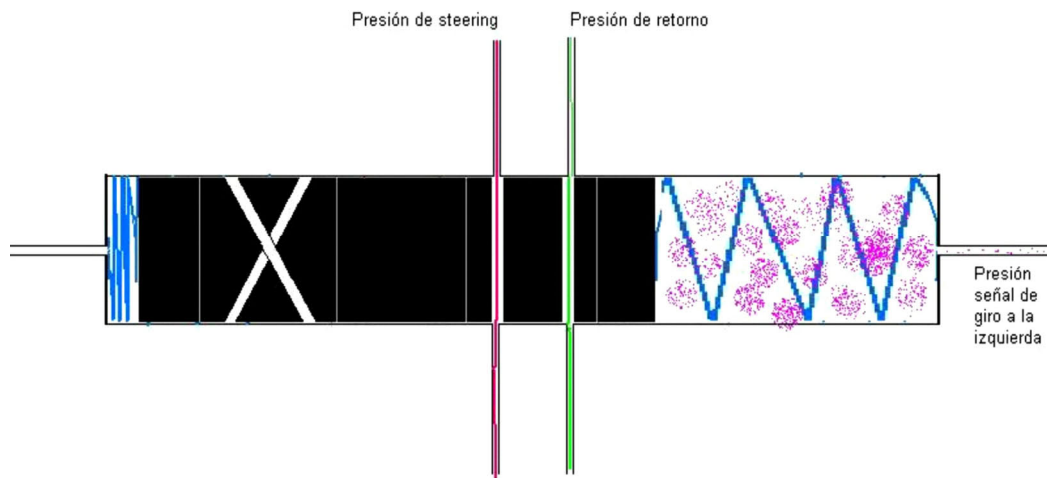
**ANEXO B**  
**Esquemas hidráulico y eléctrico**



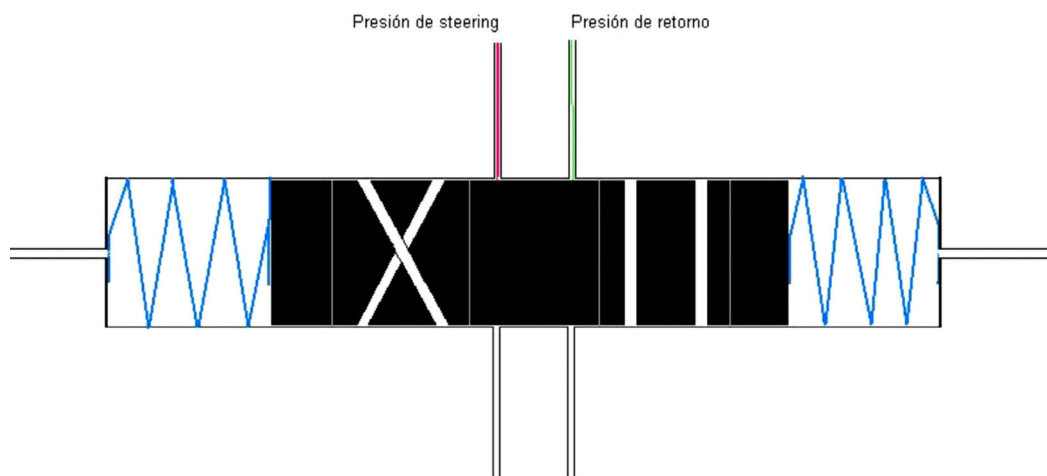
Anexo B-1. Esquema hidráulico



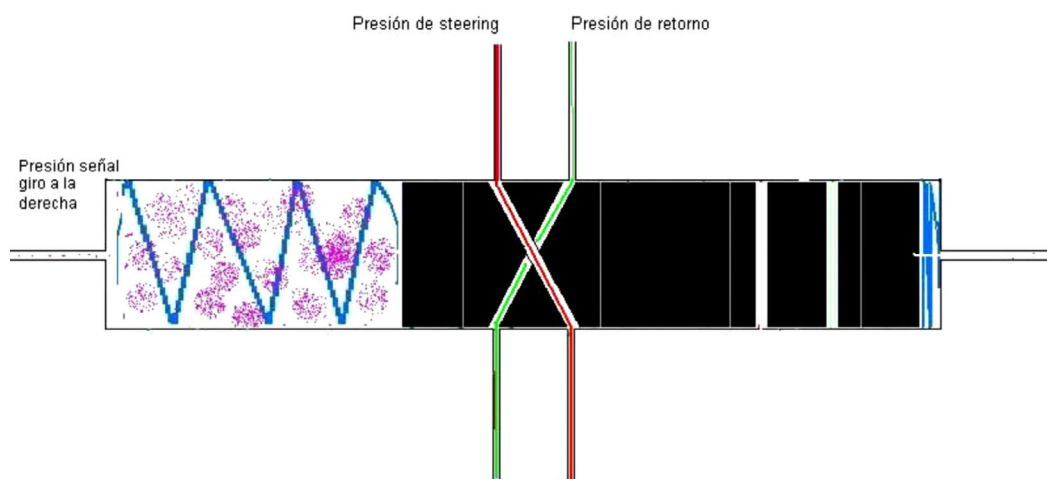
Anexo B-2. Detalles válvula selectora de modo



**SERVOVALVULA** En posición giro a la izquierda

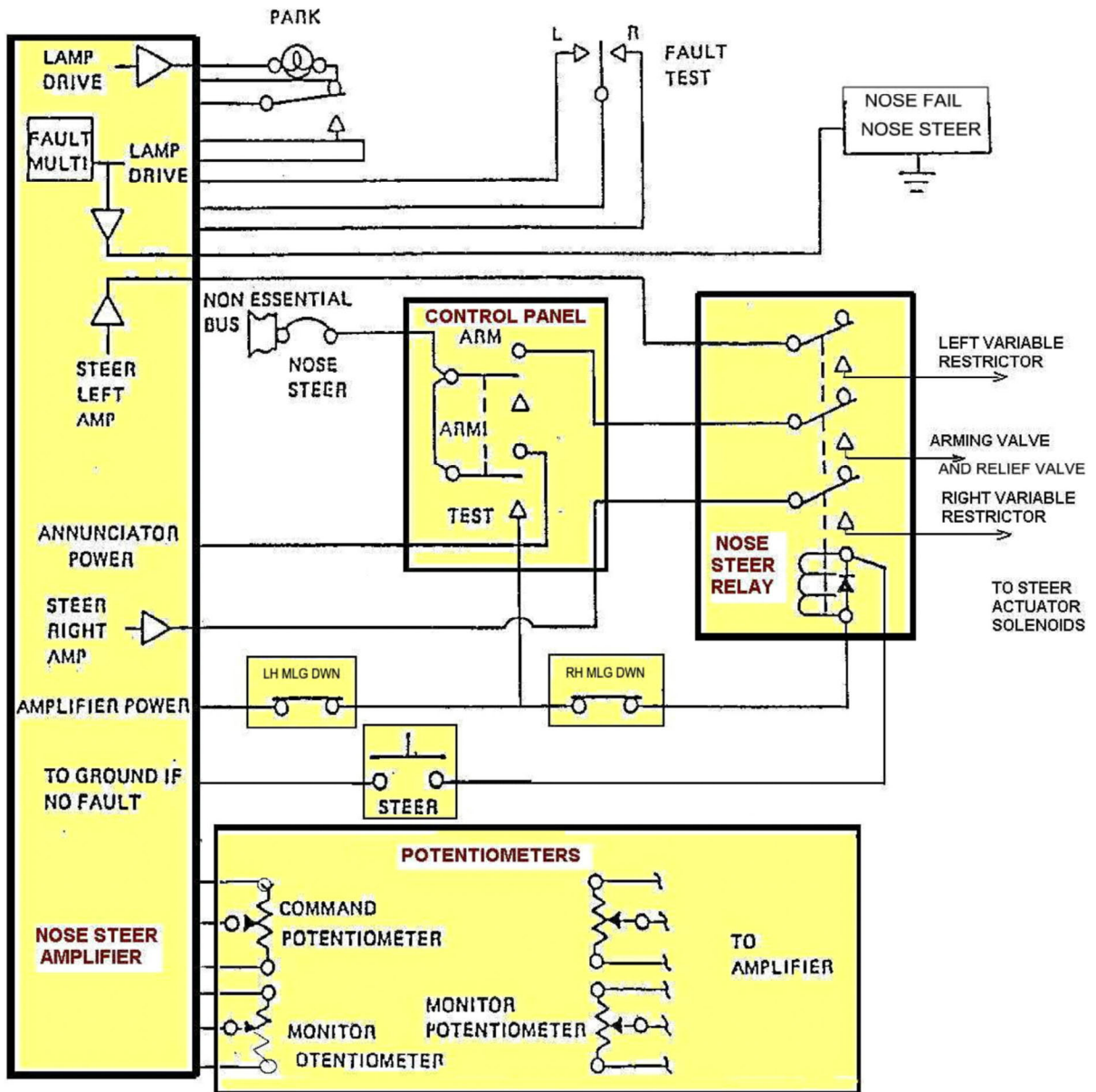


**SERVOVALVULA** En posición centrada: mantener posición rueda de morro



**SERVOVALVULA** En posición giro a la derecha

Anexo B-3. Posiciones de la servoválvula

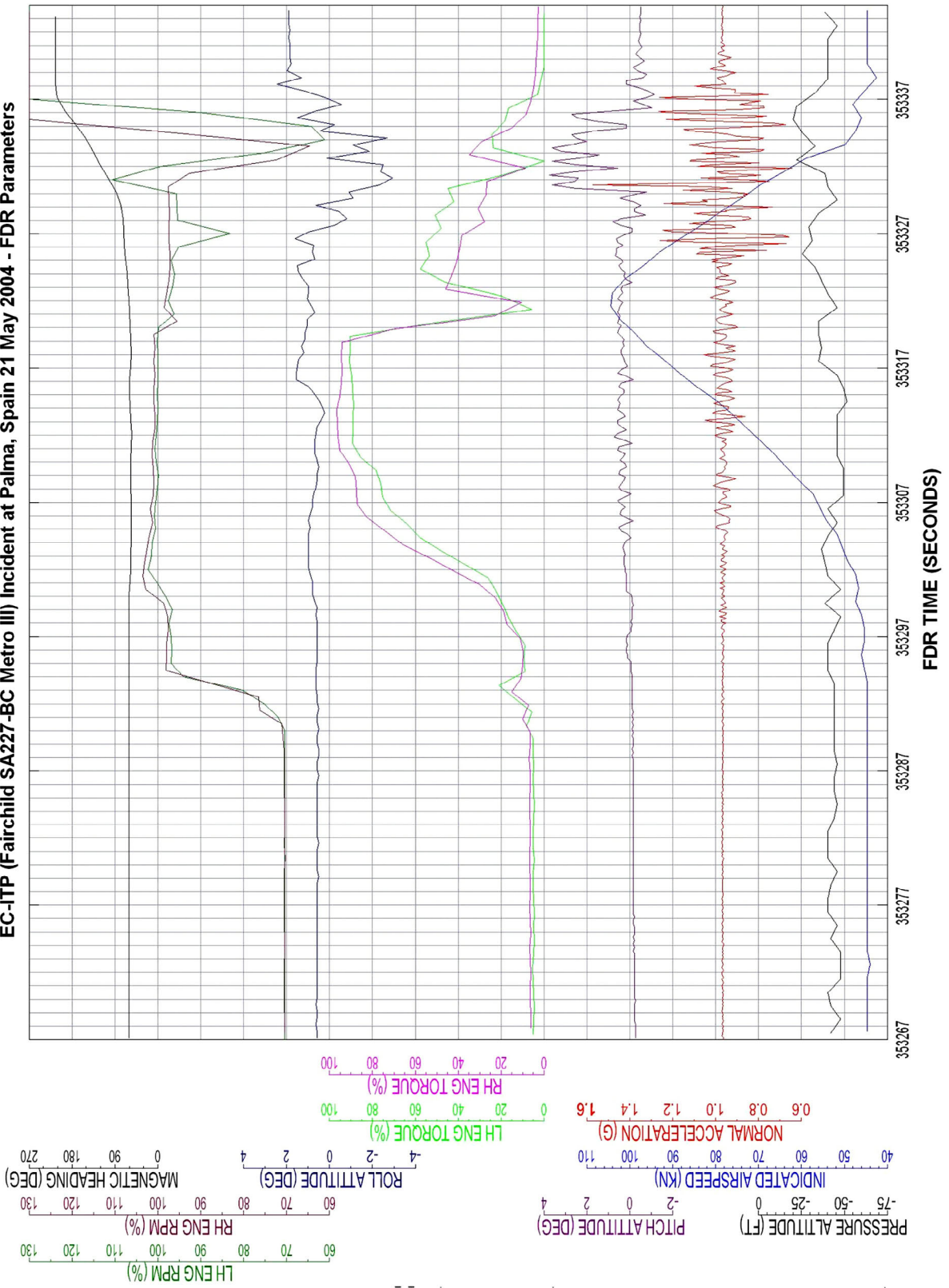


Anexo B-4. Esquema eléctrico del NWS

## **ANEXO C**

### **Gráficas del FDR**

EC-ITP (Fairchild SA227-BC Metro III) Incident at Palma, Spain 21 May 2004 - FDR Parameters



A:\B... plotted on 24/06/2004 14:49:05 D1.00F set file D:\... EC-ITP incident.psl data file D:\... ec-tp new\_A\_3.csv

Anexo C. Gráficas de parámetros del FDR