CIAIAC

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

Informe técnico
IN-022/2019

Incidente ocurrido el día 30 de mayo de 2019, a la aeronave CESSNA 560XL-XLS+, matrícula D-CGAA, en el aeropuerto de Alicante-Elche (España)

GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE TRANSPORTES, MOVILIDAD
Y AGENDA URBANA

Edita: Centro de Publicaciones
Secretaría General Técnica
Ministerio de Transportes, Movilidad y Agenda Urbana ©

NIPO: 796-21-074-8

Diseño, maquetación e impresión: Centro de Publicaciones

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63 E-mail: ciaiac@mitma.es C/ Fruela, 6
Fax: +34 91 463 55 35 http://www.ciaiac.es 28011 Madrid (España)

Advertencia

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

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.° 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

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

Índice

Abreviaturas 4
Sinopsis 5
1. INFORMACIÓN FACTUAL 8
1.1. Antecedentes del vuelo 8
1.2. Lesiones personales 9
1.3. Daños a la aeronave 9
1.4. Otros daños 9
1.5. Información sobre el personal 9
1.6. Información sobre la aeronave 10
1.7. Información meteorológica 15
1.8. Ayudas para la navegación 16
1.9. Comunicaciones 16
1.10. Información de aeródromo 17
1.11. Registradores de vuelo 17
1.12. Información sobre los daños de la aeronave siniestrada 22
1.13. Información médica y patológica 28
1.14. Incendio 28
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia 28
1.16. Ensayos e investigaciones 28
1.17. Información adicional 36
1.18. Técnicas de investigación útiles o eficaces 36
2. ANÁLISIS 36
2.1. Análisis de la situación meteorológica 36
2.2. Análisis de la operación 37
2.3. Análisis de los restos de la aeronave 41
2.4. Análisis del mantenimiento de la aeronave 42
3. CONCLUSIONES 47
3.1. Constataciones 47
3.2. Causas/factores contribuyentes 49
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL 50
5. ANEXOS 51
5.1. Sistemas de la aeronave relacionados con el incidente 51
5.2. Procedimientos operativos 56
5.3. Boletines de Servicio 59

Abreviaturas

° ' "	Grado(s), minuto(s) y segundo(s) sexagesimal(es)
ºC	Grado(s) centígrado(s)
AMM	Manual de mantenimiento de la aeronave (*Aircraft maintenance manual*)
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AFM	Manual de vuelo de la aeronave (*Aircraft flight manual*)
AOC	Certificado de explotador de servicios aéreos (*Air Operator Certificate*)
APU	Unidad de potencia auxiliar (*Auxiliary power unit*)
ARC	Certificado de aptitud para el servicio (*Authorised Release Certificate*)
ATC	Control de tráfico áereo (*Air Traffic Control*)
ATPL	Licencia de piloto de transporte de línea aérea
B.I.T.E.	Unidad de visualización de fallos (*Built-In Test Equipment*)
CAA	Autoridad o Administración de Aviación Civil (*Civil Aviation Authority or Administration*)
CAMO	Organización de gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad
CAS	Sistema de alerta de la tripulación (*Crew alerting system*)
CAT	Categoría aeroportuaria
CB(s)	Disyuntor, interruptor (*Circuit Breaker*)
CEOPS	Centro de Operaciones
CPL	Licencia de piloto comercial
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CVR	Registrador de voces en cabina (*Cockpit voice recorder*)
DC	Corriente continua (*Direct current)*
DME	Equipo telemétrico (*Distance Measuring Equipment*)
EASA	European Aviation Safety Agency
EHAM	Código OACI Aeropuerto de Amsterdam- Schiphol, Países Bajos
EDP	Bomba actuada por el motor (*Engine driven pump)*
ELT	Transmisor de localización de emergencia
FDR	Registrador de datos de vuelo *(Flight data recorder*)
gal/min	Galón/minuto
GS	Velocidad en tierra (*Ground Speed*)
h	Hora(s)
Hpa	Hectopascal
IFR	Reglas de vuelo instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IR(A)	Habilitación para vuelo instrumental de avión
kg	Kilogramo(s)
KCAS	Velocidad calibrada
KIAS	Velocidad indicada en nudos
km	Kilómetro(s)
Kt(s)	Nudo(s)
LAPL	Licencia de piloto de aeronaves ligeras
lbs	Libras

LEAL	Código OACI Aeropuerto de Alicante-Elche, España
LEPA	Código OACI Aeropuerto de Palma de Mallorca, España
LFLM	Código OACI Aeropuerto de Charnay-lès-Mâcon, Francia
LH	Lado izquierdo *(left hand*)
L/R	Lado izquierdo y derecho
m	Metro(s)
m^2	Metro(s) cuadrados
METAR	Informe meteorológico de aeródromo
Mhz	Megahercio
MLG	Tren de aterrizaje principal (*Main landing gea*r)
MTOW	Máximo peso al despegue
NDT	Ensayo no destructivo (*Non destructive testing*)
nm	Milla náutica
NOTAM	Aviso distribuido por medios de telecomunicaciones que contiene información relativa al establecimiento, condición o modificación de cualquier instalación aeronáutica, servicio, procedimiento o peligro cuyo conocimiento oportuno es esencial para el personal encargado de las operaciones de vuelo
n/p	Número de pieza
n/s	Número de serie
NLG	Tren de aterrizaje de morro (*Nose landing gea*r)
PAPI	Indicador de trayectoria de aproximación de precisión
PIC	Piloto al mando (*Pilot in command)*
psi	Libra de fuerza por pulgada cuadrada
RH	Lado derecho (r*ight hand*)
rpm	Revoluciones por minuto
SB	Boletín de servicio (*Service Bulletin*)
SEI	Servicio de Extinción de Incendios
SEP	Habilitación de avión monomotor de pistón
SL	Carta de servicio (*Service Letter*)
TAF	Pronóstico de aeródromo
TCDS	Hoja de datos del certificado de tipo (*Type Certificate Data Sheet*)
TM	Tonelada métrica
TRI	Instructor de habilitación de tipo (*type rating instructo*r)
TTR	Radar de seguimiento de objetivos (*Target Tracking Rada*r)
TWR	Torre de control de aeródromo o control de aeródromo
UTC	Tiempo universal coordinado
VMC	Condiciones meteorológicas de vuelo visual
V_{MCL}	Velocidad mínima de control de la aeronave para el aterrizaje
V_{MCG}	Velocidad mínima de control de la aeronave en tierra
Vref	Velocidad de referencia para el aterrizaje
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF

Sinopsis

Operador:	Air Hamburg Luftverkehrsgesellschaft mbH
Propietario:	NSOW AG
Aeronave:	CESSNA 560XL-XLS+, matrícula D-CGAA, n/s: 560-6173
Fecha y hora del incidente:	Jueves 30 de mayo de 2019, 11:55 UTC
Lugar del incidente:	Aeropuerto de Alicante-Elche – LEAL (Alicante – España)
Personas a bordo:	Dos tripulantes y dos pasajeros, ilesos
Tipo de vuelo:	Transporte aéreo comercial –Pasajeros
Fase de vuelo:	Aterrizaje – Carrera de aterrizaje
Reglas de vuelo:	IFR
Fecha de aprobación:	30 de septiembre de 2020

Resumen del suceso

El jueves 30 de mayo de 2019, a las 11:55 UTC, la aeronave CESSNA 560XL-XLS+, matrícula D-CGAA, procedente del aeropuerto de Ámsterdam-Schiphol–EHAM (Países Bajos), durante la carrera de aterrizaje por la pista 10 del aeropuerto de Alicante-Elche-LEAL (España), realizó una salida de pista en el tramo R2 a la altura de la puerta B, tras el bloqueo de los frenos del tren principal.

Tanto la tripulación como los pasajeros resultaron ilesos.

La aeronave sufrió daños importantes en el tren de aterrizaje principal.

La investigación del incidente ha puesto de manifiesto como posible causa de la salida de pista de la aeronave durante el aterrizaje, la pérdida del control direccional por el bloqueo de los frenos de las ruedas del tren de aterrizaje principal.

El informe contiene dos recomendaciones dirigidas al operador con objeto de asegurar la formación continuada de su tripulación en procedimientos operativos y asegurar que los FDR de sus aeronaves se encuentren configurados para la grabación de los parámetros de los que podría disponer.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El jueves 30 de mayo de 2019, la aeronave CESSNA 560XL-XLS+, matrícula D-CGAA, procedente del aeropuerto de Ámsterdam-Schiphol – EHAM (Países Bajos), se dirigía al aeropuerto de Alicante-Elche – LEAL (España), realizando un vuelo de transporte comercial con dos pasajeros a bordo.

La inspección prevuelo en EHAM se realizó con normalidad, así como el vuelo que transcurrió en todo momento sin incidentes y sin avisos CAS de ningún tipo a la tripulación.

A las 11:55 UTC, la aeronave se disponía a aterrizar por la pista 10 de LEAL, sin identificar ningún fallo en los sistemas, cuando el piloto al mando tras iniciar la carrera de aterrizaje, actuó sobre los frenos y la aeronave comenzó a desviarse hacia el lado derecho, observando que la velocidad no disminuía como era de esperar. El piloto declaró que le era imposible mantener alineado el avión con la pista.

Levantó los pies de los pedales de los frenos y comenzó a frenar con el freno de emergencia, pero tampoco proporcionaba el efecto necesario, así que actuó sobre el timón de dirección hacia la izquierda para intentar compensar la desviación, pero no consiguió mantener el avión en la pista, aplicó de nuevo el freno de emergencia y tuvo la sensación de que había reventado un neumático.

Fotografía 1: Aeronave del suceso en el lugar del incidente

El avión se desvió hacia la derecha saliendo de la pista en el tramo R2, a la altura de la puerta B, deteniéndose en el área no pavimentada en la franja derecha de la pista.

Las ruedas del tren principal, sin neumático la izquierda, y con el neumático reventado pero aún sujeto, la derecha, se quedaron hundidas en el terreno.

Ninguno de los ocupantes de la aeronave resultó herido y pudieron abandonar el avión por su propio pie.

La aeronave sufrió daños importantes en el tren de aterrizaje principal.

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Mortales				
Lesionados graves				
Lesionados leves				
Ilesos	2	2	4	
Total	2	2	4	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave sufrió importantes daños en el tren de aterrizaje principal, en particular en los conjuntos de ruedas y frenos, que quedaron deteriorados tras el incidente.

1.4. Otros daños

La pista 10 permaneció cerrada desde las 12:00 UTC del día del incidente hasta las 17:56 UTC del mismo día, debido a las operaciones de retirada de la aeronave y limpieza de la pista.

Se declaró Rate 0 en el aeropuerto con un desvío total de 27 vuelos hacia otros aeropuertos.

No se identificaron otros daños adicionales a terceros.

1.5. Información sobre el personal

1.5.1. Piloto al mando

El comandante, de nacionalidad alemana, de 54 años de edad, tenía licencia de piloto de transporte de línea aérea para avión, ATPL(A), expedida por la autoridad aeronáutica de aviación civil alemana desde el 08/01/2014 con las siguientes habilitaciones:

- Habilitación para vuelo instrumental, IR(A)
- SEP (*Land*) 31/12/19, PIC (*Pilot in command*)
- Habilitación de tipo para el avión C560XL/XLS, TRI (*type rating instructor*) y PIC válidas hasta el 31/12/2019.

Su experiencia total era de 9766 horas de vuelo y, de ellas, 7714 horas en el tipo de aeronave del incidente.

Disponía también de experiencia en otras aeronaves tales como la Beechcraft King Air. 200/B300 y la Cessna 550.

En el momento del incidente llevaba más de cuatro años y cinco meses en la compañía.

La actividad desarrollada recientemente fue:

- en los últimos noventa días había volado: 70 h
- en las últimas 24 h: 0 h
- y el descanso previo al vuelo fue de 18 h.

El Nivel de Competencia Lingüística era de nivel 4, válido hasta el 11/05/2021.

Disponía de certificado médico para las clases 1 y 2 en vigor hasta el 12/10/2019 y para la clase LAPL hasta el 12/10/2020.

1.5.2. Copiloto

Según el operador el copiloto, de nacionalidad alemana, tenía licencia de piloto de comercial para avión, CPL(A), expedida por la autoridad aeronáutica de aviación civil alemana desde el 06/02/2015 con la habilitación de tipo para el avión C560XL/XLS, válida y en vigor.

Su experiencia total era de 5500 horas de vuelo y, de ellas, 68 h en el tipo de aeronave del incidente.

La actividad desarrollada recientemente fue:

- en las últimas 24 h de siete horas de vuelo y
- y el descanso previo al vuelo fue de 18 h.

Disponía de certificado médico para las clases 1 y 2 en vigor.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Información general

La aeronave Cessna 560XL-XLS+ fabricada por Cessna Aircraft Company (USA), es un reactor ejecutivo de tamaño medio, de ala baja y cola convencional. El tren de aterrizaje es de tipo triciclo retráctil. Su cabina presurizada puede acomodar además de la tripulación compuesta por dos pilotos, hasta doce pasajeros, aunque el estándar es de nueve. Su certificación es de acuerdo al TCDS EASA IM.A.207. Sus dimensiones básicas son:

- Envergadura: 16,97 m
- Longitud: 16,07 m
- Altura: 5,23 m
- Superficie alar: 34,4 m^2
- MTOW: 9163 kg
- Peso máximo aterrizaje: 8482 kg

La velocidad mínima de control (V_{MCL}) de la aeronave para el aterrizaje según su TCDS es de 92 KCAS (92 KIAS), la mínima de control en tierra (V_{MCG}) es de 98 KCAS (98 KIAS) y la máxima en tierra que soportan las ruedas y los neumáticos 165 kts.

La planta motriz está compuesta por dos motores tipo turborreactor, Pratt & Whitney Canadá, modelo PW545C y TCDS EASA IM.E.013, con números de serie RH y LH respectivamente DF0352 y DF0353.

La APU alojada en el puro de cola es marca Honeywell, modelo RE100 (XL) y n/s: P-972/3800722-1.

Los depósitos de combustible están integrados en las alas con capacidad máxima utilizable de 3057 kg. La operación del sistema está completamente automatizada de manera que cada motor recibe el combustible de su tanque de ala respectivo. No obstante, tiene un sistema de alimentación cruzada que cuando se selecciona, permite que ambos motores reciban combustible de un solo tanque.

Las superficies de control del ala incluyen un alerón externo con un *trim tab* en el lado izquierdo, dos secciones de flaps por ala (interior y exterior) y un freno aerodinámico superior e inferior en cada ala, denominados *speedbrakes.*

1.6.2. Registro de mantenimiento

La aeronave del incidente fue fabricada en 2014 con nº de serie: 560-6173. El mantenimiento era realizado por un centro de mantenimiento aprobado por la autoridad alemana como organización de Gestión del Mantenimiento de la Aeronavegabilidad

(CAMO) y otras dos organizaciones con aprobación EASA Parte-145. Dentro del alcance de la organización responsable del mantenimiento, entre otros tipos de aeronaves, estaba autorizada a realizar las revisiones correspondientes al mantenimiento en línea y en base de las aeronaves CESSNA 560XL y los motores Pratt & Whitney Canada PW545C.

Se ha investigado el historial de revisiones de mantenimiento llevadas a cabo en la aeronave durante los últimos meses en las que han estado involucrados elementos del tren de aterrizaje, valorándose las principales actuaciones en cada una de ellas:

- El 17/05/2019 se realizó una revisión de mantenimiento en base, cuando la aeronave tenía 4434:03 horas de vuelo y 3182 ciclos. Además, la tripulación reportó que el interruptor del freno aerodinámico del ala derecha (R/H *speedbrake switch*) no funcionaba. Se comprobó que no funcionaba, se encontró que había un cable roto que fue sustituido. En esta revisión tanto el CVR y como el FDR se leyó, y comprobó con resultado satisfactorio.
- El 15/04/2019 se realizó un mantenimiento correctivo cuando la aeronave tenía 4335:54 horas de vuelo y 3118 ciclos, como consecuencia del reporte del piloto que indicó que tenía problemas con el tren de aterrizaje principal. Tras la inspección se comprobó la necesidad de sustituir los neumáticos del tren de aterrizaje *principaly* de morro. Al sustituir los neumáticos del tren de morro se encontró que los rodamientos presentaban corrosión. Se realizó el equilibrado de las ruedas y el mantenimiento de los amortiguadores RH y LH del tren de aterrizaje principal que presentaban fugas de aceite. Comprobados los ARC's de las ruedas, se constató que los neumáticos por los que fueron sustituidos eran nuevos.
- El 08/04/2019 se realizó un mantenimiento correctivo cuando la aeronave tenía 4318:31 horas de vuelo y 3107 ciclos, como consecuencia del reporte del piloto que indicó que había identificado cableado estático suelto en el NLG. Se procedió sustituyendo dos cables conectores de descarga (*bonding jumper*) del NLG.
- El 20/03/2019 se realizó una actuación de mantenimiento programado cuando la aeronave tenía 4273:54 horas de vuelo y 3072 ciclos con diversas actividades, pero ninguna relacionada con el tren de aterrizaje, por lo que no se han seguido evaluando revisiones anteriores.

En el momento del incidente la aeronave tenía un registro acumulado de 4473:30 horas de vuelo y 3212 ciclos.

El programa de mantenimiento aprobado por la autoridad alemana en vigor era el AHH-326-C560xls edición 2 revisión 1.1 de fecha 19/03/2019.

Este programa de mantenimiento está basado en la consideración de que la aeronave haga anualmente al menos 1000 horas de vuelo y 700 ciclos.

Según el *Libro de la aeronave*, el vuelo del suceso correspondiente al registro nº 1535 fue realizado con origen y destino EHAM-LEAL con despegue a las 09:32 y aterrizaje a las 11:55 UTC, la duración total fue de 2:23 horas de vuelo y llevaban dos pasajeros. A la llegada a destino la aeronave disponía de 2000 lbs de combustible, anotándose en el registro total de horas de vuelo 4475:53 y 3213 ciclos. Se registró el incidente como pérdida de presión de frenos por lo que se utilizaron los frenos de emergencia, reventando ambos neumáticos (LH y RH) del tren de aterrizaje principal.

El día anterior al del suceso, el 29/05/2019, con registro en el libro de vuelos nº 1534, la aeronave realizó dos vuelos con origen y destino, LEPA-LFLM y LFLM-EHAM, con duración 00:54 horas de vuelo y 01:45 horas de vuelo respectivamente, sin ninguna incidencia anotada.

La aeronave contaba con 4470:51 horas de vuelo y 3210 ciclos. La siguiente inspección programada debía realizarse transcurridas 125 h, por lo que en el momento del suceso estaba recién revisada.

La última hoja de peso y centrado disponible de la aeronave está fechada el 10/09/2018.

1.6.2.1. Manual de mantenimiento: tareas relativas al tren de aterrizaje

Según el AMM de la aeronave las tareas relacionadas con el tren de aterrizaje que tuvieron que realizarse durante las revisiones enumeradas en el apartado anterior, fueron las relacionadas con las siguientes actuaciones:

- Protección de todas las superficies del sistema del tren de aterrizaje principal contra la corrosión, en particular en las llantas, ya que un mantenimiento inadecuado en el que se produzcan muescas, arañazos de manipulación, etc., pueden provocar grietas por fatiga y fallo de las ruedas. La manipulación de las llantas debe realizarse con cuidado protegiendo las zonas pintadas y los acabados. Las zonas desprotegidas de aleaciones de aluminio en contacto con el aire se corroen con facilidad.

- Durante la instalación de una rueda del tren de aterrizaje principal es importante limpiar el eje, los alojamientos de los rodamientos y las llantas, de grasas sobrantes. Así como inspeccionar visualmente que no hay daños en ninguno de los componentes: en las juntas, el neumático, los frenos, las superficies exteriores de los discos de carbono para identificar la posible presencia de manchas marrones o naranjas que indicarían el inicio de una posible oxidación catalítica.

- En los procedimientos de mantenimiento de las ruedas del tren de aterrizaje principal, instalación y desmontaje, es importante asegurar el inflado requerido de los neumáticos y aplicar los torques adecuados en los montajes, no se deben utilizar impactos o llaves para quitar los tornillos sobreapretados.

- En el caso de los rodamientos debe tenerse un cuidado especial con su manipulación ya que pueden dañarse fácilmente por impacto, y por contacto con suciedad, polvo, humedad y otros contaminantes.

- El mantenimiento de los frenos de las ruedas del tren de aterrizaje principal incluye el desmontaje e instalación de los frenos y conexiones, el test operacional y el ajuste de los frenos. Durante las actuaciones de mantenimiento se debe tener especial precaución con el fluido hidráulico que se utiliza ya que sobre todo a través de las conexiones abiertas podrían contaminar el sistema por lo que las mangueras hidráulicas y neumáticas deben sellarse con tapones, así como observar precaución para no dañar el eje y la rosca del eje.

- Cuando se desmontan los frenos es el momento de realizar una inspección visual del acabado superficial del eje para identificar posibles daños y/o presencia de corrosión. En ocasiones se intercambian los conjuntos de frenos, en cuyo caso, se deben girar 180º las válvulas de lanzadera del sistema hidráulico, e intercambiar también los ajustes de purgado y los tapones de purgado. Se debe lubricar cada superficie complementaria del conjunto de frenos y del casquillo interior.

- También debe asegurarse que el trazado del cableado de los frenos a los pedales es adecuado ya que pueden engancharse dificultando su actuación.

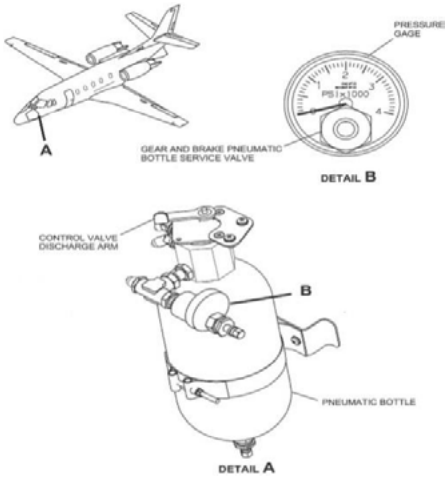


Figura 1: Acumulador del sistema de frenos

- El mantenimiento básico del sistema neumático de frenos o sistema de emergencia y del tren de aterrizaje, incluye asegurar que la presión en la botella neumática o acumulador, situado en la parte izquierda del morro de la aeronave, se mantiene en 2000 psi.

- Comprobación y ajuste del sistema antideslizamiento y de los componentes electrónicos e hidráulicos del sistema, inspeccionando el depósito de frenos, el ajuste de las tuberías, las válvulas de purgado y sus acoplamientos, para asegurarse de que todo se encuentra instalado correctamente y que no hay signos de daños, corrosión o fugas de fluido, y que el nivel del líquido es el correcto.

Para el correcto funcionamiento del sistema antideslizamiento debe asegurarse que está libre de aire. Si se ha sustituido cualquier componente, tras la instalación debe asegurarse que se ha purgado adecuadamente. Hay que asegurarse que no hay banderas blancas en el sistema de indicación de fallos B.I.T.E. (*Built-In Test Equipment)*.

1.6.3. Estado de aeronavegabilidad

La aeronave con número de serie 560-6173 y matrícula D-CGAA disponía de un certificado de matrícula emitido por la Autoridad de Aviación Civil alemana (Luftfahrt Dundesamt) el 02/10/2014, con número de registro 40137. En el certificado de matrícula figuraba como propietario una compañía radicada en Suiza.

La aeronave disponía del Certificado de Aeronavegabilidad nº 40137, emitido por la CAA alemana el 02/10/2014, declarando la aeronave como "Avión de categoría gran tamaño", así como un certificado de revisión de la aeronavegabilidad realizado por la misma autoridad válido hasta el 15/09/2019.

Otras autorizaciones disponibles con las que contaba la aeronave eran:

- Licencia de estación de aeronave emitida el 04/09/2014 incluyendo diversos equipos entre ellos dos unidades de comunicaciones y navegación, VHF, DME, TTR, ALT y ELT.
- Certificado de ruido EASA Form 45, nº 24411, emitido el 02/10/2014.

La aeronave disponía de una póliza de seguro de accidentes válida y en vigor.

1.6.4. Información del operador

El operador disponía de un certificado de operador aéreo ref.: D-326 AOC, válido y en vigor emitido por la CAA alemana con fecha 10/12/2015 autorizándole para las operaciones aéreas comerciales.

1.7. Información meteorológica

1.7.1. Situación general

En niveles bajos, había un anticiclón centrado sobre el Cantábrico oriental, que se extendía hacia Azores, norte de África y norte de Europa. Bajas presiones en el suroeste peninsular y sobre el oeste de Marruecos. Fuerte gradiente bórico con rachas muy fuertes en la zona del Estrecho y Golfo de León. Nubosidad de evolución en el interior de Mallorca por convergencias de brisas, pero sin precipitación. Alisios en Canarias.

1.7.2. Situación en la zona del incidente

La situación que recogen los informes de aeródromo del Aeropuerto de Alicante-Elche era la siguiente:

METAR LEAL 301130Z 12007KT 070V200 9999 FEW040 23/10 Q1025 NOSIG=

METAR LEAL 301200Z 12007KT 050V220 9999 FEW040 23/10 Q1025 NOSIG=

(Transcripción: aeropuerto de Alicante-Elche, condiciones descritas por el METAR de las 11:30 y las 12:00 h UTC eran de viento de 7 kt, dirección 120º, temperatura 23ºC, visibilidad pronosticada: mayor a 10 Km, nubosidad escasa con bases a 4000 pies, punto de rocío de 10 ºC y un QNH de 1025 Hpa.)

Y el pronóstico de aeródromo en vigor era:

TAF LEAL 301100Z 3012/3112 10010KT 9999 FEW030 TX24/3012Z TN14/3106Z BECMG 3018/3020 VRB04KT=

(Transcripción: aeropuerto de Alicante-Elche, condiciones descritas por el TAF del día 30, a las 11:00 h UTC, pronóstico válido desde el día 30 a las 12:00 h UTC hasta el día 31 a las 12:00 h UTC; viento dirección 100º de 10 kt, visibilidad pronosticada: mayor a 10 Km, nubosidad escasa con bases a 3000 pies, temperatura máxima del día 30 a las 12:00 UTC de 24ºC y temperatura mínima el día 31 a las 06:00 UTC de 14ºC; cambio de condiciones entre las 18:00 y las 20:00 UTC del día 30, dirección del viento variable con velocidad inferior a 4 kt).

En las imágenes de teledetección (descargas eléctricas, satélite y radar), se apreciaba que la nubosidad era escasa, no había ninguna actividad convectiva y de acuerdo con los informes precedentes, el viento era flojo y la visibilidad buena.

En conclusión, no se aprecia ningún fenómeno meteorológico a considerar en la investigación del incidente.

1.8. Ayudas para la navegación

El vuelo se desarrolló bajo reglas de vuelo instrumental (IFR).

Todas las ayudas para la aproximación del aeropuerto de Alicante-Elche estaban operativas cuando ocurrió el incidente investigado.

1.9. Comunicaciones

Según las transcripciones de las comunicaciones ATC, a las 11:52:54[1] la torre autorizó a aterrizar al vuelo del suceso indicándole que la pista 10 estaba libre, con viento 110º y velocidad del viento 9 kts.

A las 11:54:10 otro tráfico llamó a TWR alcanzando el punto de espera de la pista 10 indicando que estaba listo para su salida.

A las 11:56:13 el vuelo del suceso llamó a TWR indicando que se había detenido en la pista. Desde las 11:56:34 hasta las 11:56:57, la TWR intentó aclarar con el piloto si había sufrido una salida de pista o si tenía algún otro tipo de emergencia.

A las 11:57:22 los bomberos llamaron al teléfono del fanal mientras el controlador gestionada los otros tráficos dispuestos a despegar por la pista 10.

A las 11:58:38 la TWR volvió a llamar a la aeronave del suceso, contestándole que estaban bien, que volvería a llamar porque algo había ocurrido con el sistema de frenos. Se comunicó la situación a los bomberos para que fueran a revisar cómo se encontraba todo.

A las 11:59:55 los señaleros se comunicaron con TWR para indicar lo que había ocurrido, confirmando que el tráfico estaba fuera de la pista, en el borde; que había una baliza rota y que tenía una rueda reventada. Estaban a la espera de que llegaran los bomberos.

A las 12:00:30 la TWR autorizó a los bomberos a entrar en la pista.

A las 12:01:45 la TWR llamó a la aeronave del suceso para preguntar si necesitaba algún tipo de ayuda, a lo que el piloto le indicó que le diera cinco minutos, para comprobar si había fuego o alguna indicación del estado de los frenos. TWR finalmente le indicó que procedía a gestionar como retirar la aeronave de la pista dado que tenía un neumático reventado.

A las 12:02:08 la TWR llamó a los bomberos para preguntar si podía comprobar la temperatura de los frenos.

1.10. Información de aeródromo

El aeropuerto de Alicante-Elche (LEAL) está situado a 8 Km al suroeste de la ciudad. Su punto de referencia tiene como coordenadas 38º 16’ 56” N – 000º 33’ 29” O, y una elevación de 43 m.

[1] Todas las horas indicadas en este informe son horas UTC, salvo que se indique específicamente lo contrario.

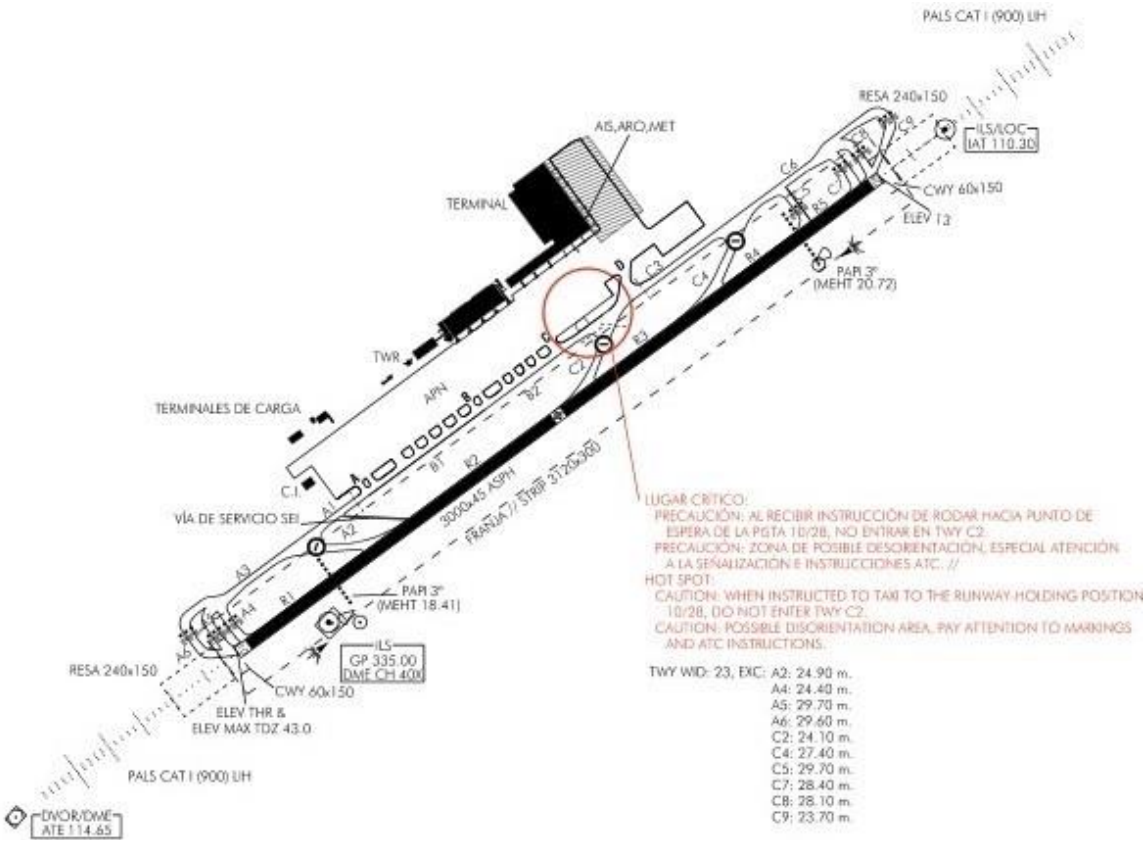


Figura 2: Plano del aeropuerto LEAL

Dispone de una pista orientación 10-28, de 3000 m de longitud y 45 m de anchura, con una franja lateral de terreno vegetal de longitud 3120 m y ancho 300 m.

Su horario operativo es de 24 horas, disponiendo de servicio meteorológico. Cuenta con instalaciones PAPI en ambas cabeceras, servicios de salvamento y extinción de incendios, iluminación de plataforma y sistemas y señales de guía de rodaje, así como ayuda instrumental para el aterrizaje de precisión CAT I (900 m) y VOR/DME en ambas pistas e ILS por la pista 10.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave disponía de un registrador de datos de vuelo (FDR) y un registrador de voces en cabina (CVR).

El operador aseguró la preservación de los registradores tras producirse el suceso proporcionando la información necesaria para la descarga de los registros. El análisis de los datos fue realizado por el laboratorio de registradores de la CIAIAC.

1.11.1. Registrador de Datos de Vuelo

El equipo FDR de la aeronave era modelo L3 FA2100, número de serie: L3-2100-2043-00.

Fotografía 2: FDR

Los datos obtenidos de los parámetros relativos al sistema hidráulico, de frenado y del tren de aterrizaje muestran la siguiente información que es analizada solo en el tramo final del vuelo en el que se produjo el incidente:

- La aeronave tocó tierra a las 11:56:00 a una velocidad de 107,2 KCAS. Ningún sistema hidráulico estaba operando en ese momento.
- El momento en el que se mostró por primera vez el mensaje de baja presión de frenos según el parámetro del registrador BRAKE PRESS LOW de forma puntual fue a las 11:52:43 y posteriormente de forma continuada, desde las 11:56:19 hasta el final de la grabación del FDR. El resto de tiempo mostró valores normales. Cuando se inició de nuevo el aviso a las 11:56:19, el rumbo era 107º y la velocidad KCAS 43,8 kts.
- La aeronave se detuvo a las 11:56:30.
- Los cuatro parámetros denominados BRAKE PEDAL 11, 12, 21 y 22, se corresponden respectivamente con la actuación sobre los pedales 11 (izquierdo) y 12 (derecho) del piloto y el 21 (izquierdo) y el 22 (derecho) del copiloto. No se ha registrado ningún valor a lo largo del vuelo de ninguno de ellos, posiblemente porque el registrador no estaba configurado para grabarlos según la información del laboratorio de la CIAIAC.
- El parámetro HYD PRESS (correspondiente al mensaje CAS, HYDRAULIC PRESSURE) en ON u OFF, muestra que el sistema hidráulico está presurizado en posición ON dando servicio a cualquiera de los usuarios del sistema, como los flaps, el tren de aterrizaje, los frenos aerodinámicos y los inversores de empuje. En posición OFF

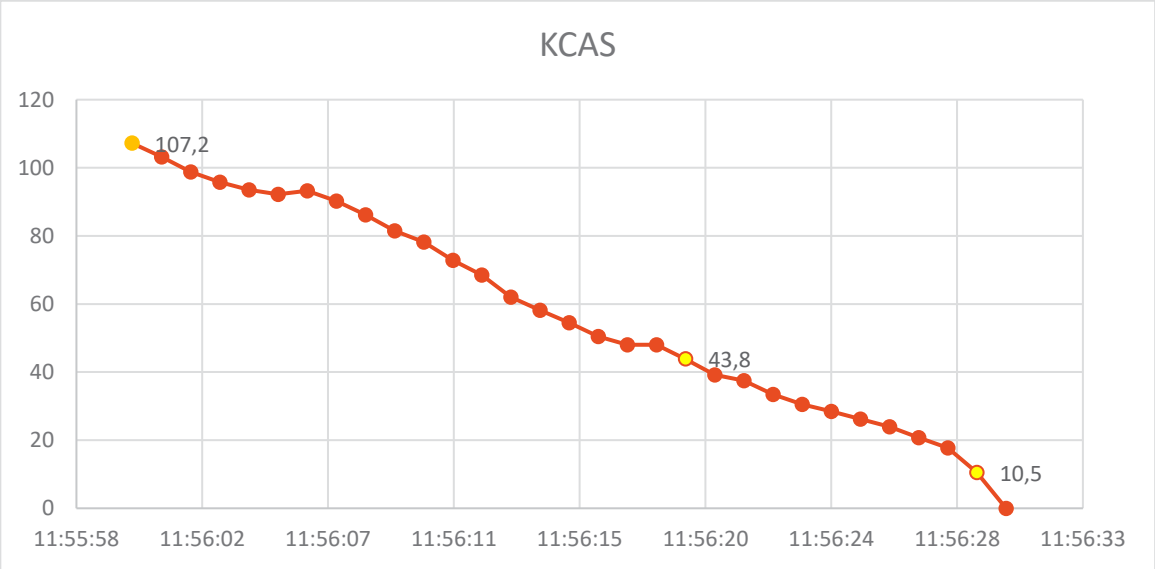


Figura 3: Velocidad de la aeronave durante la carrera de aterrizaje

mostraría que no se está dando presión hidráulica a ningún elemento de la aeronave. Los registros muestran que posee valores ON durante la extensión y retracción de los flaps, y durante el despliegue del tren de aterrizaje. El resto del vuelo, permanece en posición OFF.

- A las 11:57:19, cuando la aeronave ya estaba parada se produjo el aviso CAS HYDRAULIC FLOW L/R. de bajo caudal hidráulico en ambas bombas hidráulicas mostrando los parámetros HYD FLOW 1 y 2 que permanecieron hasta el final de la grabación de datos.
- La velocidad de la aeronave disminuyó decelerando continua y proporcionalmente desde el momento de la toma de contacto con la pista hasta el instante en el que apareció el aviso de baja presión de frenos que se mantuvo hasta el final de la grabación, aunque en este último tramo la deceleración fue menor.
- No se registró ningún aviso de emergencia ni advertencia salvo el MASTER CAUTION en el segundo 20.

El cuadro siguiente resume los hitos temporales de los hallazgos a considerar derivados de los datos registrados en el FDR:

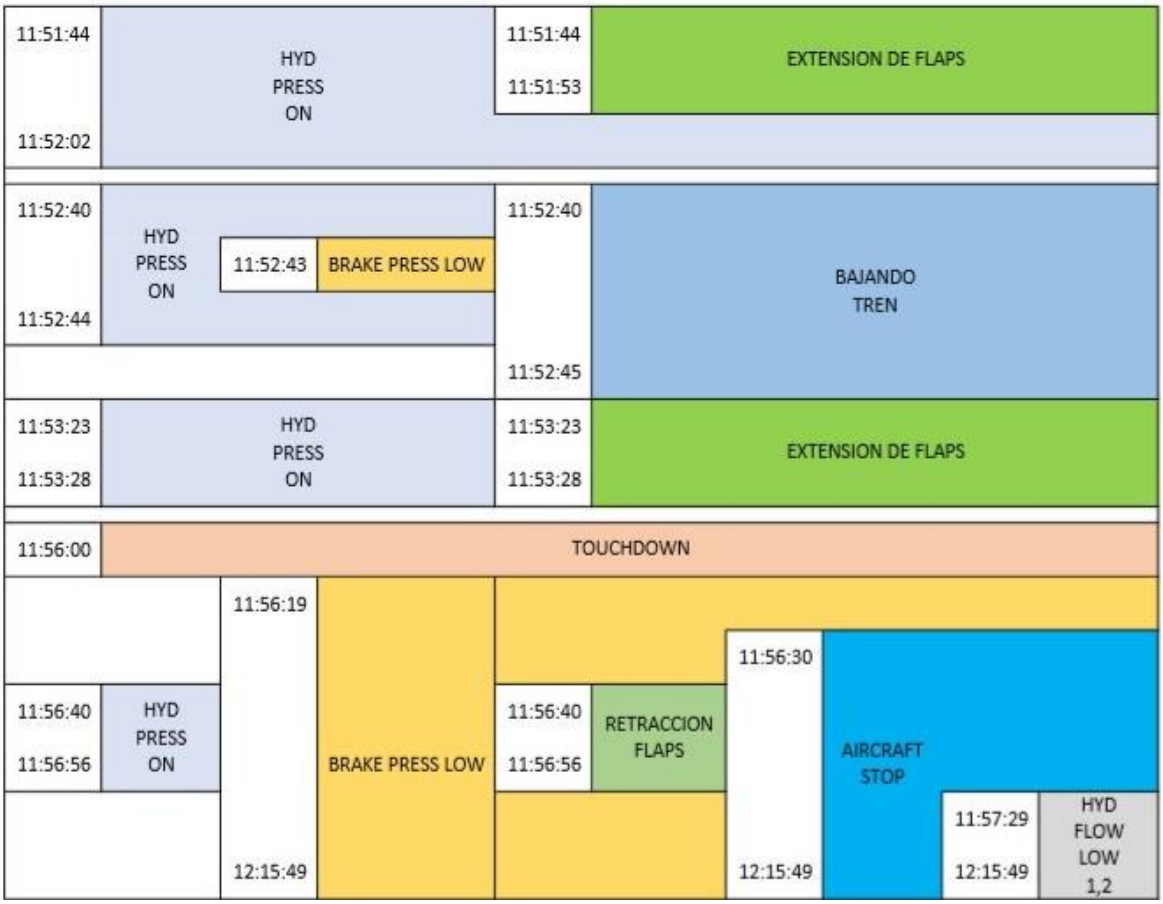


Figura 4: Cuadro temporal resumen de parámetros FDR relativos al sistema de frenos e hidráulico.

A continuación, se muestran los gráficos obtenidos del FDR correspondientes a las conclusiones anteriores:

- Gráfica con los principales parámetros en función del tiempo y la actitud.
- Gráfica con parámetros de freno y sistema hidráulico sin incluir el parámetro de PARKING BRAKE.
- Gráfica con parámetros de freno y sistema hidráulico solo en los momentos finales, antes de la toma y durante la carrera de aterrizaje.

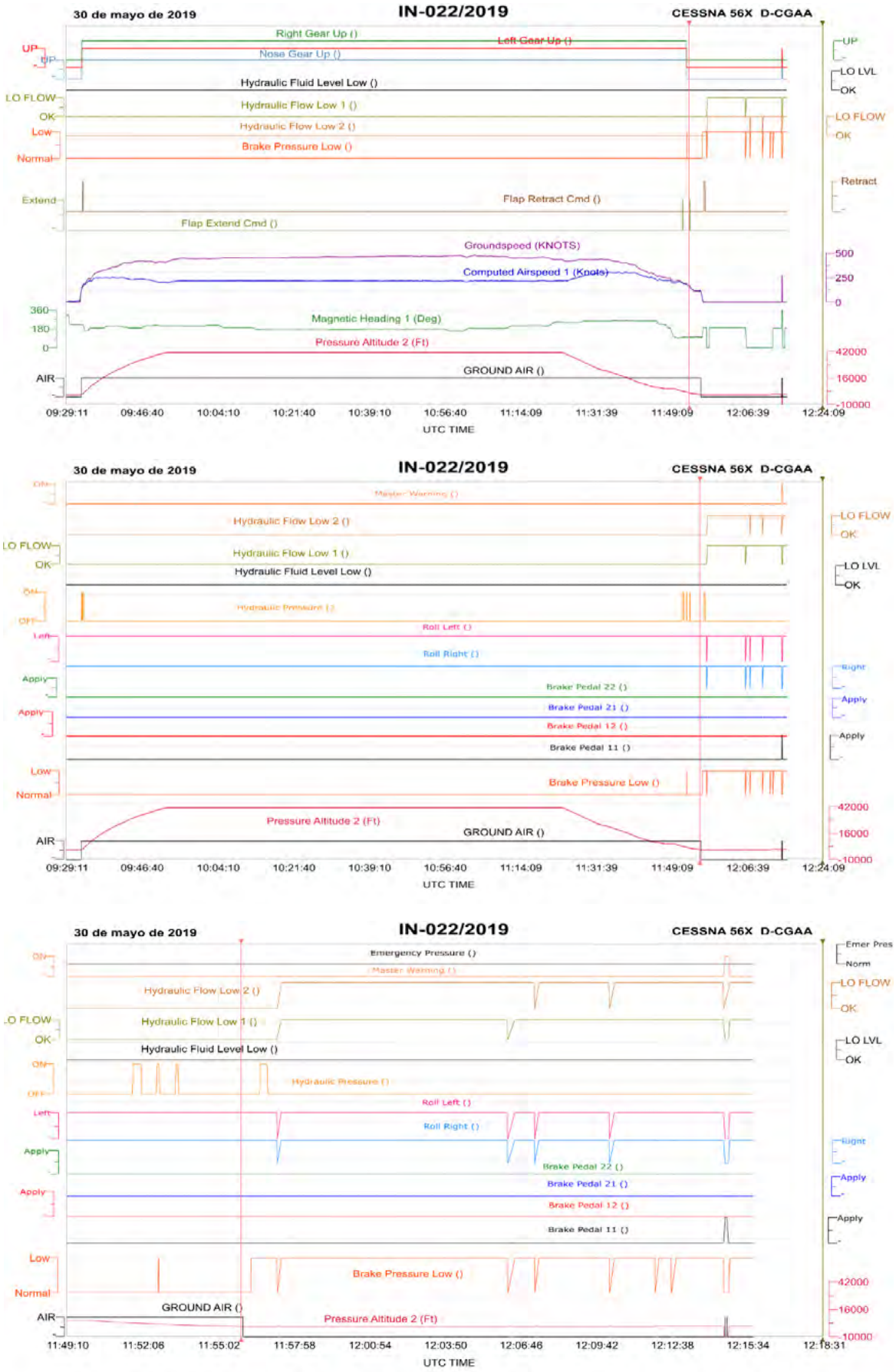


Figura 5: Registros FDR

1.11.2. Registrador de voces de cabina

Fotografía 3: CVR

El equipo registrador de voces de cabina era fabricado por L3 modelo FA2100, n/p: 2100-1025-22 y n/s: 000915978.

De la escucha y transcripción de las conversaciones registradas en el CVR se extrae la siguiente información de interés para la investigación:

- Tras completar la lista de chequeo para el aterrizaje, con tren de aterrizaje abajo, flaps 35, y piloto automático, se toma tierra.
- A partir del segundo 15 tras la toma, el ruido ambiente en cabina cambió registrándose un sonido que podría corresponder con la explosión del neumático comentando a continuación los pilotos que las ruedas están bloqueadas, se oye en cabina "locked", a lo que desde TWR se cuestiona al piloto si tienen algún problema, preguntando si ha habido una salida de pista. El piloto no contesta inicialmente, pero se distingue como se apagan los motores.

1.12. Información sobre los daños de la aeronave siniestrada

Desde Cessna Spanish Citation Service Center se dispuso de técnicos de mantenimiento especializados que colaboraron con la CIAIAC en la realización de la inspección de la aeronave.

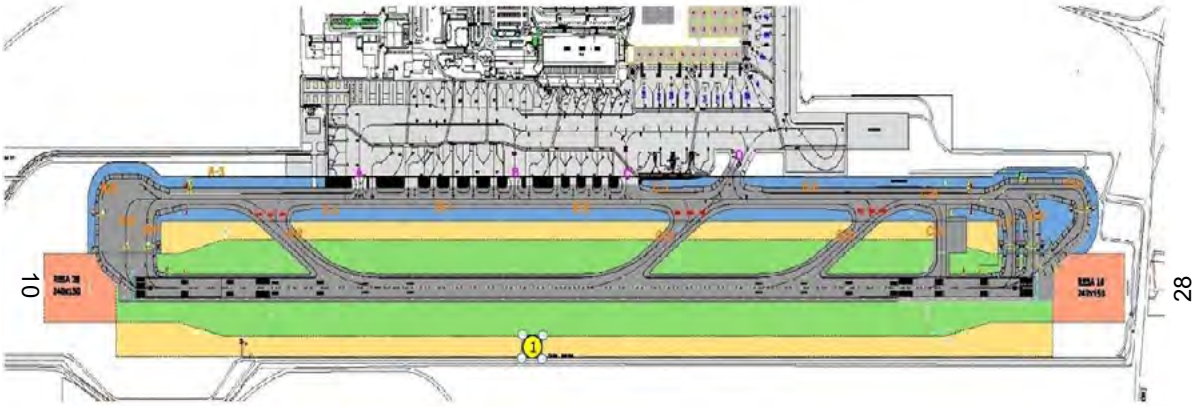


Figura 6: Ubicación de la aeronave tras el incidente

La aeronave quedó detenida en la franja lateral de la pista no pavimentada según se muestra en la figura 6 mediante un circulo amarillo (1).

El tren principal había perdido el neumático izquierdo, y el derecho estaba desencajado parcialmente. Las llantas de ambas ruedas quedaron hundidas en el terreno con grandes daños y deformaciones, así como pérdidas de material.

Fotografía 4: MLG RH

Fotografía 5: MLG LH

Fotografía 6: MLG RH, conjunto de rueda

Fotografía 7: Tubo de freno de emergencia

Fotografía 8, derecha: MLG LH, conjunto de rueda

Fotografía 9: MLG LH, llanta, detalle de las superficies de la cubierta de los frenos

Como resultado de la inspección de la aeronave se identificaron los daños que se detallan a continuación, no identificándose el mal funcionamiento previo de ningún otro sistema que pudiera contribuir al incidente:

- En las llantas y los alojamientos de los frenos de disco se apreciaban grandes deformaciones y rotura del cilindro de los frenos, en general, se aprecia lo que podría ser presencia de corrosión sobre las superficies pintadas.
- En general no se observaron manchas de derrames de líquido hidráulico sobre las superficies circundantes a las conducciones de fluido, y los accesorios de unión parecían encontrarse en buen estado.

Fotografía 10: conducciones de líquido hidráulico

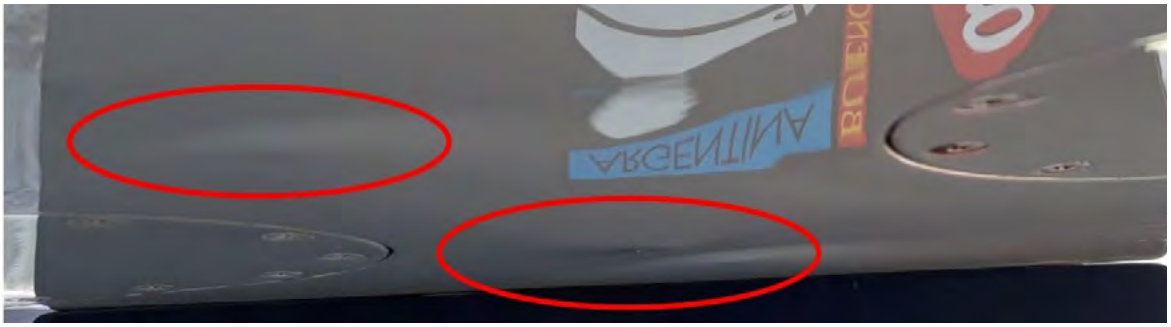
- Tren principal derecho (MLG RH): el neumático se encontraba reventado y parcialmente desencajado de su llanta, los discos de los frenos y el tubo del freno estaban muy dañados. El tubo del freno de emergencia también estaba muy dañado. Las referencias de las piezas dañadas son: RH Wheel assy n/p: 6641650-15, RH Brake assy n/p: 2-1601-1T3 y RH tubo freno de emergencia n/p: 6627100-80.

Tren principal izquierdo (MLG LH): sin neumático, rueda y freno dañados. Referencias de piezas dañadas: LH Wheel assy n/p: 6641650-15, LH Brake assy n/p: 2-1601-1T3.

Fotografía 11: LH Daños en flap interno, superficie superior

- El flap interno izquierdo tenía daños en la superficie superior, aparentemente producidos por el desprendimiento de las distintas capas del neumático. En el ala derecha no se observaron daños. En el ala izquierda se apreciaron también daños en el flap interior (*inboard flap*) en la superficie inferior en forma de tres agujeros de 2 a 3" de diámetro cada uno, así como grietas a lo largo de la superficie. También se observaron

Fotografía 12 y 13: LH Daños en flap interior, superficie inferior y detalle de incisión



Fotografía 14: LH Deformación de superficie alar inferior

rugosidades en forma de olas en la parte inferior del ala izquierda, entre el mástil principal anterior y posterior (FWD and AFT *main spar*), en este caso sin evidencias de grietas aparentes. El número de pieza dañada era: *flap inboard assy* n/p: 6525130-37.

Izquierda Fotografía 15: Acumulador del sistema de frenos
Derecha Fotografía 16: Manómetro del acumulador neumático de frenos (tren de emergencia)

- El resto de superficies sustentadoras se encontraban en buen estado. Cabe destacar que el timón de dirección se encontraba deflectado hacia la izquierda.
- Sistema de frenos normal: el depósito del sistema hidráulico de frenos estaba vacío, la presión indicada en el manómetro del sistema era de 600 psi.
- Sistema de frenos de emergencia: la presión del acumulador de frenos del sistema neumático era de 1600 psi (la presión normal es entre 1800 y 2050 psi).

Fotografía 17: Indicador B.I.T.E.

- Indicador B.I.T.E.: del sistema antideslizamiento de los frenos. La visualización de banderas blancas en los círculos del equipo muestra fallos en la válvula de control y en la unidad de control del sistema antideslizamiento.

Fotografía 18: Mensajes CAS

- En el interior de la cabina en el panel de mando e indicación:
  - Los mensajes de la pantalla CAS tras el incidente fueron LOW BRAKE PRESSURE y ANTISKID FAIL.
  - Palanca del freno de emergencia actuado.

Fotografía 19: Palanca del freno de emergencia

- Posición de los disyuntores (CB) del panel izquierdo: el único extraído es el FLT HR Meter (contador de horas de vuelo).
- Posición de los disyuntores (CB) del panel derecho: se encontraron dos interruptores extraídos, el RADAR y el MASTER APU.

Fotografía 20: Panel CB LH

Fotografía 21: Panel CB RH

Fotografía 22: Restos baliza de borde de pista

Fotografía 23: Neumáticos del tren principal (a la derecha, rueda LH, a la izquierda, rueda RH

Fotografía 24: Aeronave detenida en el lugar del incidente

Fotografía 25: Huellas en la pista

- Restos de neumáticos y ruedas encontrados en la pista: restos de las dos ruedas, los discos de frenos, conducciones, llantas y neumáticos. Las huellas sobre la pista mostraban marcas con restos de neumáticos adheridos al pavimento, en rastros paralelos equivalente a la distancia de las ruedas del tren principal. La marca de la rueda derecha con gran transferencia de goma del neumático sobre el pavimento, y la marca izquierda, fundamentalmente de erosión/abrasión del pavimento.

1.13. Información médica y patológica

No aplicable.

1.14. Incendio

No aplicable.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

No aplicable.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Información de la tripulación

1.16.1.1. Información proporcionada por el piloto al mando

Según la declaración del piloto, realizó junto con el copiloto la inspección prevuelo en EHAM, no encontrando ninguna anormalidad en la aeronave. Cerraron las puertas instruyendo a sus pasajeros sobre los procedimientos de emergencia.

Obtuvieron autorización para arrancar los motores y después de realizar las listas de verificación, se dirigieron a la pista 22.

Realizaron las pruebas de los frenos en ambas posiciones comprobando que el efecto de frenado era normal. Todos los parámetros eran correctos y no se mostró ningún aviso CAS ni se observó ningún error en el avión.

El vuelo transcurrió sin incidencias.

Tras recibir la autorización para el descenso, próximos a destino en LEAL, posicionaron la aeronave en el ILS. A 10 nm, extendieron los flaps a 15°, a 7 nm desplegaron el tren de aterrizaje y a 5 nm los flaps se configuraron a 35°.

No hubo ninguna información CAS sobre posibles errores en la aeronave.

Cuando estaban aterrizando, después de tomar contacto con la pista 10 de LEAL, al usar los frenos, el avión comenzó a desviarse hacia la derecha.

La tendencia hacia el lado derecho se hizo cada vez más evidente y el piloto según su percepción, no conseguía mantener el avión en el centro de la pista. La velocidad disminuyó muy lentamente a pesar de aplicar la presión máxima de frenado.

Quitó los pies del freno y comenzó a frenar con los frenos de emergencia. Aun así, el frenado de emergencia no dio el efecto de frenado necesario.

Actuó el timón de dirección hacia la izquierda al máximo para intentar mantener el avión en la pista y decidió de nuevo utilizar el freno de emergencia. Tuvo la sensación de que el neumático izquierdo había reventado. Según su testimonio le era imposible mantener el avión en la pista, este se fue a la derecha y se paró en el área no pavimentada en la franja derecha de la pista, hundiendo el tren de aterrizaje principal en el terreno.

Nadie resultó herido y todas las personas pudieron abandonar el avión por su propio pie. Según la declaración del piloto, su conclusión fue que los frenos se bloquearon en ambos lados y no tenían efecto de frenada.

Insistió en que se cumplieron y se llevaron a cabo todos los procedimientos operacionales.

1.16.1.2. Información proporcionada por el copiloto

La declaración del copiloto coincide exactamente con la declaración del piloto al mando, por lo que no se considera necesario incluirla de nuevo en este apartado.

1.16.2. Informes/comunicaciones relacionados

1.16.2.1. Informe del ejecutivo de red

El ejecutivo de red en su informe indicó a las 12:46 h que un tráfico se había salido de pista por un pinchazo en una rueda y que estaba bloqueando la misma. Los ocupantes resultaron ilesos. Se declaró Rate 0 hasta las 15:30 h desviando los vuelos a Valencia, Murcia y Barcelona. A las 14:17 h se seguía trabajando en la retirada de la aeronave. El Rate 0 se amplió hasta las 17:30 h.

A las 17:56 h la aeronave ya se había retirado y la pista estaba operativa. Se canceló el NOTAM publicado con el cierre de la pista y se publicó otro con información de obstáculo.

En total se produjeron 27 desvíos de tráficos a otros aeropuertos.

1.16.2.2. Informe de Guardia Civil del aeropuerto

El destacamento de seguridad del aeropuerto de Alicante-Elche informó que a las 13:55 hora local, se estableció el estado de alerta local en el aeropuerto debido a la salida de pista de un vuelo privado procedente de Amsterdam.

La salida de pista se produjo al reventar las ruedas del tren de aterrizaje mientras tomaba tierra. Tanto la tripulación como el pasaje fueron evacuados sin sufrir lesiones. La pista de aterrizaje quedó inoperativa, siendo desviados los vuelos al aeropuerto de Valencia.

A las 18:29 h se amplió información indicando que a las 18.00 h, tras haber sido retirada la aeronave de la pista de aterrizaje quedaron restablecidas todas las operaciones y el tráfico aéreo del aeropuerto.

1.16.2.3. Parte de notificación del controlador de servicio

Realizado a las 11:30 h, el controlador de servicio reflejó en su parte del 31/05/2019 que las condiciones meteorológicas el día del suceso eran VMC, y que en frecuencia de comunicación 118,155 MHz contactó con el piloto de la aeronave del suceso. El controlador reflejó que el tráfico tomó tierra por la pista 10, realizando una salida de pista por la zona sur, en el tramo R2 a la altura de la puerta B, indicando que el piloto había informado que pudo deberse a un problema con los frenos.

1.16.2.4. Parte del Servicio de Pista y Plataforma

El servicio de Pista comunicó a las 13:50 h que recogieron de la pista restos de neumáticos, de chapa de la aeronave y restos de baliza de borde (n26) de pista. Informó que la aeronave había quedado parada en la franja pista R2 aproada hacia el Sur. Se aseguraron de que las balizas de eje estaban sujetas, sobre todo las que habían sido rozadas con la parte metálica del tren de aterrizaje principal, la baliza de eje (n81) y dos balizas retiles[2]. Procedieron al barrido de la zona, y a las 17:40 h, CEOPS comunicó el Fin de la Alerta Local.

1.16.2.5. Informe del Ejecutivo de Servicio y del Centro de Coordinación de Operaciones

El ejecutivo de Servicio recibió a las 12:00 h la notificación del coordinador del centro de operaciones informando de la salida de pista de la aeronave del suceso, indicando que en la toma por la pista 10 le han reventado los dos neumáticos del tren principal. La salida de pista se produjo hacia la franja lateral de pista, a la altura de la mitad de la misma.

A las 12:12 h se coordinó con TWR el Rate cero para la pista.

[2] Retiles: luces indicadoras de calle de salida rápida.

Se informó a Gestión de RED de que la aeronave tenía un peso máximo de 10 TM.

A las 12:15 h se avisó al servicio de grúa. El comandante de la aeronave informó de que tenían 1885 libras de combustible restante en la aeronave y no llevaban mercancías peligrosas.

A las 12:28 h se avisó a la CIAIAC, solicitando fotos, custodia y preservación de registradores de vuelo.

A las 13:31 h llegó la grúa-góndola, aunque finalmente no fue necesaria su actuación.

La aeronave estaba al sur de la pista, habiendo perdido los neumáticos y con el tren principal clavado a un metro de los peines de balizamiento. Para mover el avión fue necesario colocar un patín en una de las ruedas del tren principal y elevar el otro con un toro de gran tamaño aportado por otra operadora con apoyo de unos cojines neumáticos.

Con la ayuda del equipo de bomberos se consiguió situar el avión fuera de la franja nivelada, dejando libre la pista a las 15:25 h.

A las 15:40 h tras la revisión de la pista y la evacuación de todos los medios actuantes, la pista quedó definitivamente liberada.

Se dejó un vigilante custodiando la aeronave por indicaciones de la CIAIAC.

1.16.2.6. Parte de intervención de personal del SEI

A las 13:55 hora local desde TWR se activó la alarma indicando al SEI que había una aeronave parada en la pista con problemas de frenos, para su inspección. Salieron todos los vehículos de la dotación y cuando llegaron a la altura de la aeronave observaron que la aeronave estaba fuera de pista dentro de la franja lateral y las ruedas del tren principal estaban solo con las llantas clavadas en la tierra sin neumáticos, la aeronave se encontraba a la altura de R2 y cerca de C2.

Al sur de la pista había una baliza del borde de pista rota. Fuera de la aeronave se encontraban los dos pasajeros y el piloto. El copiloto estaba dentro de la aeronave. Todos estaban ilesos. Se pusieron en contacto con la TWR para comunicárselo y con el Puesto de Mando Principal para que mandaran un vehículo de traslado de los pasajeros a petición del piloto.

El piloto comentó que no le funcionaron los frenos y que tuvo que tirar del freno de emergencia y el avión le hizo un trompo.

A los cinco minutos aproximadamente, entró una ambulancia acompañada de señaleros y responsables del aeropuerto. La aeronave se remolcó al sur de la pista fuera de la franja con los medios de los bomberos y la ayuda de un elevador de otro operador.

A las 17:40 hora local se dio por finalizada la alerta local comunicándolo al Puesto de Mando Principal.

1.16.3. Ensayos / Inspecciones

Considerando las actuaciones declaradas por la tripulación, así como los informes del personal del aeropuerto, controladores, bomberos, el operador, las revisiones del personal de mantenimiento de la organización responsable, la inspección realizada por el fabricante de la aeronave y los daños identificados en la misma, se ha considerado de interés valorar:

- Los registros y la trayectoria de la carrera de aterrizaje.
- La información relativa a los aterrizajes de los tres vuelos anteriores al del incidente.
- La influencia de la dirección del viento durante la carrera de aterrizaje.
- La rotura de los neumáticos.
- Los Boletines de Servicio del fabricante de la aeronave.
- Los Boletines de Servicio del fabricante de los conjuntos de las ruedas/frenos del tren principal
- Y los procedimientos operativos que se incluyen como anexo al final del informe.

1.16.3.1. Registros y trayectoria de la carrera de aterrizaje

Del análisis de los datos registrados en el FDR se ha obtenido que la trayectoria realizada por la aeronave durante la carrera de aterrizaje fue la que se muestra en la figura 7.

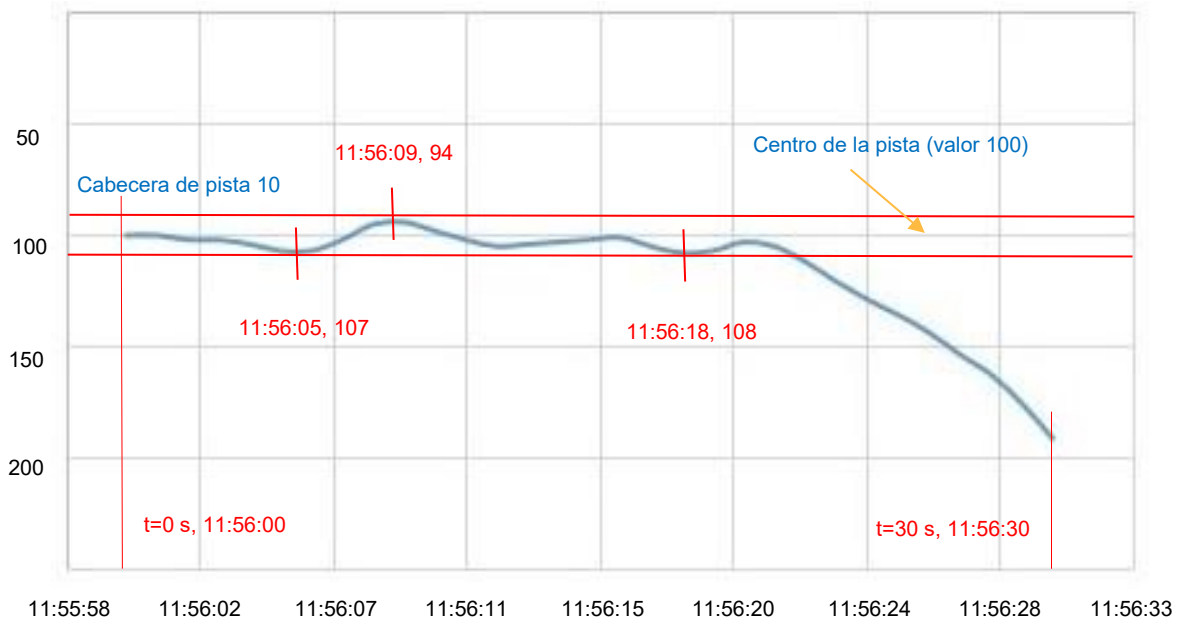


Figura:7: Trayectoria de la aeronave durante la carrera de aterrizaje

La duración de la carrera de aterrizaje fue de treinta segundos, la toma de contacto con la pista se produjo a las 11:56:00 UTC y la detención de la aeronave a las11:56:30 UTC.

Tras el aterrizaje y durante la carrera de aterrizaje no se registró la extensión de los frenos aerodinámicos ni de los inversores de empuje.

A las 11:56:00 UTC (t=0) el avión aterrizó en el centro de la pista, alineado (con rumbo 099). El viento era 095/8 (estaba aproado con la pista) y el timón de dirección indicaba una ligera deflexión hacia la izquierda. La velocidad era 107,2 KCAS.

Durante la primera parte de la carrera de aterrizaje (en los primeros quince segundos), la dirección del viento cambió en tres ocasiones (t=2s, t=8s y t=11s). Los cambios de rumbo del avión y deflexiones del timón de dirección en este periodo son consistentes con estas variaciones de viento y con las correcciones para mantener el avión en el centro de la pista.

A los cuatro segundos de aterrizar, t=4s, se registraron deceleraciones cada vez mayores alcanzando un valor máximo en el segundo 15 (t=15s), para en los dos segundos posteriores (t=16s y t=17s) disminuir, registrándose una deflexión significativa del timón de dirección hacia la izquierda y el rumbo del avión volviendo a desviarse hacia la derecha (rumbo 105), coincidente con la aplicación de pie izquierdo de los frenos a fondo para mantener el avión en el centro de la pista. En los tres segundos siguientes vuelve a incrementarse la deceleración y en el segundo posterior (t=21s) se registra una deflexión significativa del timón de dirección hacia la izquierda.

En el segundo 19 se registró el aviso *LOW BRAKE PRESSURE* y el *MASTER CAUTION* en el segundo 20.

En los segundos 23 y 24 se registró una nueva deflexión significativa del timón de dirección a la izquierda, esta vez acompañada de aceleraciones laterales y mostrándose el aviso *ANTISKID FAIL* en el segundo 24.

El avión comenzó a desviarse marcadamente hacia la derecha con deceleraciones bajas y ligeras deflexiones de timón de dirección hacia la izquierda (desde t=25s en adelante), para detenerse fuera de la pista con rumbo 192 (en el segundo t=30s), y valor de la deflexión de timón de dirección hacia la izquierda de nuevo más elevado.

1.16.3.2. Información de los vuelos previos al incidente

Se han analizado los tres aterrizajes previos al del incidente con objeto de evaluar los siguientes parámetros:

- Velocidad a la toma: considerando que las condiciones de peso y viento diferían en los tres vuelos anteriores, los valores de GS fueron 106, 92 y 102 kts[3]. El del vuelo del incidente fue 107,2 kts.

[3] El orden de los valores que se aportan es tal que se indica en primer lugar el del vuelo precedente al del incidente, el siguiente es el de dos vuelos anteriores al del incidente, y el tercero, el de tres vuelos anteriores al del incidente.

- Duración de la carrera de aterrizaje: además de la duración de la carrera de aterrizaje también se ha considerado el tiempo invertido hasta alcanzar 33 kts de GS para realizar la comparación con un valor fijo en todos los casos. En los vuelos previos al incidente, se encontraron valores de duración de carreras de aterrizaje de 25, 31 y 21 segundos, y en alcanzar los 33 kts de GS, 17, 27 y 15 segundos. El día del incidente la duración de la carrera de aterrizaje fue de 30 segundos y el avión empleó 19 segundos en alcanzar los 33 kts de GS.

- Dispositivos para frenar el avión: en los tres vuelos previos al incidente se detectaron la extensión de los frenos aerodinámicos y el despliegue de los inversores de empuje. En el vuelo del incidente no.

- En ninguno de los vuelos precedentes se detectaron avisos de fallos de ningún tipo, en el del incidente, se registraron el *ANTISKID FAIL, LOW BRAKE PRESSURE* y el *MASTER CAUTION.*

- Las deflexiones del timón de dirección en los vuelos precedente estuvieron entre 0 y 5º, y en el vuelo del incidente entre 0 y 16º.

- Las deceleraciones longitudinales experimentadas por la aeronave fueron entre -0,1g y -0,3g en los vuelos anteriores al del incidente, y en este último estuvo entre -0,1g y -0,37 g.

1.16.3.3. Influencia de la dirección del viento durante la carrera de aterrizaje

Se han analizado los siguientes datos registrados en el FDR en relación a los parámetros correspondientes a la carrera de aterrizaje que a continuación se detallan:

- tiempo: contado desde la toma de contacto con la pista, identificado como t=1 correspondiente a las 11:56:00 UTC, hasta t=30 correspondiente al instante en el que la aeronave se detiene a las 11:56:30 UTC,
- dirección del viento,
- intensidad del viento medida en kts,
- rumbo de la aeronave, y
- deflexión del timón de dirección: los valores de deflexión con signo negativo indican deflexión hacia la izquierda.

t (segundos)	Dirección del viento	Intensidad del viento	Rumbo de la aeronave	Deflexión del timón direc.
0	95.6	8	99.76	-4,13
1	99.1	5	99.67	-2,72
2	142.0	5	102.39	-3,25
3	161.7	6	102.48	0,35
4	167.3	6	103.54	-3,52
5	171.6	9	107.14	-4,31
6	156.8	13	107.14	-4,31
7	120.2	9	101.78	2,72
8	64.7	11	95.45	3,34
9	52.7	11	94.48	2,11
10	77.3	8	97.82	0
11	124.5	7	102.39	-2,46
12	146.2	7	104.85	-2,46
13	154.0	8	104.41	-1,32
14	142.0	6	103.10	-0,26
15	128.0	5	101.69	4,22
16	113.2	5	101.07	-11,78
17	125.2	6	105.12	-15,03
18	130.8	9	108.46	-13,54
19	120.2	11	106.88	-9,23
20	102.7	10	103.18	-11,87
21	104.1	11	105.21	-15,82
22	117.4	11	111.97	-11,43
23	104.1	7	120.94	-14,77
24	151.9	5	129.29	-16
25	104.1	11	136.14	3,69
26	150.5	3	143.96	-1,58
27	104.1	2	154.07	-3,16
28	152.6	0	163.39	-2,99
29	104.1	11	175.69	-2,55
30	169.5	6	191.87	-9,84

Según estos valores, la dirección del viento varió en dirección e intensidad en varias ocasiones durante la carrera de aterrizaje, influyendo en el rumbo de la aeronave que fue rectificado constantemente por el piloto mediante la deflexión del timón de dirección.

Se destacan como valores más significativos los siguientes (sombreados en azul en la tabla):

- t=0, el avión aterriza en el centro de la pista, alineado (con rumbo 099). El viento era 095/8 (estaba aproado con la pista) y el timón indicaba una ligera deflexión hacia la izquierda.
- t=2, el viento comienza a rolar hacia la derecha con intensidad ligera (6 nudos) llegando a ser en el periodo t=5 y t=6, de 171/9 y 156/13, es decir entre 71 y 56 grados de componente de viento cruzado de la derecha, con intensidades de 8,5 y 10,8 nudos respectivamente. Este cambio en las condiciones de viento es consistente con que el morro del avión virase a la derecha como indican los 107 grados de rumbo. Las deflexiones de timón son hacia la izquierda.

- t=8, las condiciones del viento cambian de nuevo entre 052/11 y 077/8. Es decir que el viento incidía ahora desde la izquierda (48 y 23 grados cruzados respectivamente). El rumbo cambia entre 94 y 97 grados por la tendencia del avión de aproarse al viento. Las deflexiones del timón son hacia la derecha.
- t=11, el viento vuelve a cambiar e incide nuevamente desde la derecha, con lo cual el morro del avión vira hacia la derecha (rumbo 104) y deflexión de timón hacia la izquierda para mantener el avión en el centro de la pista.
- t=17, se aprecia que el rumbo del avión vuelve a desviarse hacia la derecha (rumbo 105) y se registra un valor elevado de deflexión de timón hacia la izquierda.
- t=21, a partir de aquí el rumbo comienza a desviarse cada vez más marcadamente hacia la derecha, con deflexiones de timón elevados.
- t=25 en adelante, los valores de la posición del timón disminuyen hasta el momento de la detención del avión, en el que se registra un valor superior hacia la izquierda.

1.16.3.4. Rotura de los neumáticos

Como se muestra en la fotografía 26 correspondiente al neumático de la rueda izquierda del tren de aterrizaje principal, por el tipo de rotura que se aprecia en la sección del material, perpendicular al neumático, mostraría indicios de explosión por sobrepresión, produciéndose una rotura directa, a través de todas las capas, de manera que el inicio de la rotura se produce en la zona donde hay suficiente energía como para poder romper todas las capas a la vez.

Esta zona podría corresponderse con la marcada en la fotografía con una flecha amarilla, similar a un corte lineal en el neumático.

Este neumático fue expulsado durante la carrera de aterrizaje, lo que probablemente coincidió con el momento en el que el piloto al mando declaró percibir que el neumático izquierdo había reventado.

La fotografía 27 muestra el neumático de la rueda derecha del tren de aterrizaje principal, este permaneció sujeto a su llanta hasta la detención de la aeronave. Como se aprecia en la fotografía, las flechas amarillas indican por un lado la flecha superior una zona blanquecina propia del desgaste por fricción del neumático inmovilizado, fijo en la llanta, con el asfalto de la pista de aterrizaje, y por otro lado, la flecha inferior, la sección de rotura del material en la que se aprecian indicios de una rotura de las denominadas cónicas, en las que desde el punto de inicio de la rotura, el gas interior del neumático va saliendo al exterior, disminuyendo gradualmente su presión, de manera que el que queda en el interior ya no es capaz de romper las capas de material simultáneamente, sino que produce una rotura de forma gradual y escalonada.

Fotografía 26: Neumático rueda izquierda

Fotografía 27: Neumático rueda derecha

1.17. Información adicional

No es de aplicación.

1.18. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No es de aplicación.

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis de la situación meteorológica

Las condiciones meteorológicas existentes en el aeropuerto de Alicante-Elche, en el entorno horario en el que se produjo el suceso (11:55 UTC), fueron unas condiciones aptas para el vuelo, sin constatarse ninguna condición adversa imprevista contribuyente al incidente.

Durante la investigación se tuvo en consideración la posible incidencia del viento, en dirección entre 100º y velocidad 10 kts según el TAF y en dirección 120º y velocidad 7 kts según los METAR, teniendo en cuenta que la aeronave tomó tierra por la pista 10 y tomando como referencia los datos METAR dado que son más precisos en el tiempo al momento del incidente, la componente de viento cruzado en la aeronave que pudo contribuir a su desviación hacia la derecha fue de aproximadamente 2,4 kts y de 6,6 kts en su componente de viento en cola.

Según los datos registrados por el FDR relativos a la dirección e intensidad del viento durante la carrera de aterrizaje, la aeronave tomó tierra centrada con la pista, pero a los pocos segundos el cambio de dirección del viento hacia la derecha que alcanzó una intensidad de 13 kts variable, llegó a producir una componente de viento cruzado de la derecha con intensidades entre 8,5 y 10,8 kts. Este cambio en las condiciones de viento es consistente con que el morro del avión virase a la derecha como indican los 107 grados registrados de rumbo.

A partir de ese momento, durante la primera mitad de la carrera de aterrizaje que corresponde a los quince primeros segundos desde que toma tierra, los cambios sucesivos de dirección e intensidad del viento producidos, obligaron al piloto a actuar constantemente sobre el timón de dirección para intentar mantener alineada la aeronave con la pista.

Además, el piloto debía gestionar el bloqueo de los frenos que se había producido como consecuencia de la sobrepresión de los pedales, al no haber extendido los frenos aerodinámicos ni desplegado los inversores de empuje, por lo que se requería una mayor frenada con los frenos normales.

Como consecuencia se considera que los cambios de dirección e intensidad del viento durante la carrera de aterrizaje pudieron contribuir a la dificultad para controlar y mantener la aeronave en el centro de la pista, exigiendo al piloto la constante actuación sobre el timón de dirección mientras gestionaba el bloqueo de los frenos.

2.2. Análisis de la operación

Hasta el momento del aterrizaje, la operación del vuelo fue adecuada y la tripulación actuó de acuerdo a los procedimientos operativos sin observarse ninguna incidencia.

Con la lista de chequeo de antes del aterrizaje debió comprobarse el CAS, con lo cual si hubiera habido algún fallo en cualquier sistema se habría mostrado en ese momento, pero todo fue correcto.

Tras la toma de contacto con la pista y considerando que no hubo ningún tipo de aviso ni advertencia CAS según los testimonios de la tripulación y los registros de la aeronave, en principio nada podía hacer prever que el sistema de frenos o cualquier otro, no funcionaban adecuadamente.

Al tomar tierra cuando el piloto pisó los pedales para frenar la aeronave, según su declaración, "pisándolos a fondo", fue cuando notó que los frenos se habían bloqueado y la aeronave no se deceleraba como era de esperar. Además, el avión empezó a desviarse hacia la derecha lo que le impedía mantener el avión alineado en la pista. No se tiene constancia de que además de los frenos normales se aplicara el resto del procedimiento de aterrizaje. De hecho, según los registros del FDR los frenos aerodinámicos nunca fueron extendidos ni los inversores de empuje actuados. El procedimiento se aplicó solo hasta el momento en el que tras tocar la pista se utilizaron los frenos normales y al observar que se habían bloqueado se utilizó el freno de emergencia.

La percepción del piloto de que la velocidad disminuyó muy lentamente a pesar de aplicar la presión máxima de frenado, es consistente con que en este vuelo no se extendieron los frenos aerodinámicos ni se actuaron los inversores de empuje, al contrario que en los vuelos precedentes siguiendo el procedimiento de aterrizaje.

Tras el aterrizaje el viento cambió de dirección pasando de estar aproado a incidir por la derecha. Consecuentemente, el morro del avión comenzó a virar hacia el lado del viento, es decir hacia la derecha, a los pocos segundos aumentó la componente de viento cruzado de la derecha aproándose de nuevo el avión hacia el viento, es decir hacia la derecha. Las deflexiones del timón de dirección registradas durante este periodo son consistentes con las acciones para corregir las variaciones del viento.

No obstante, las deceleraciones observadas (según el FDR) demuestran que en el aterrizaje se comenzó a frenar el avión en cuanto descansó el peso sobre las ruedas. La carrera de aterrizaje duró treinta segundos, similar a la duración de vuelos anteriores, pero sin la actuación de los frenos aerodinámicos ni los inversores de empuje.

La velocidad mínima de control en el aterrizaje de esta aeronave corresponde a 92 KCAS, y la velocidad en el momento de la toma de contacto con la pista fue de 107,2 KCAS, por lo tanto, era adecuada para la maniobra y similar a la velocidad de toma de los vuelos precedentes, ligeramente superior. El análisis de las deceleraciones obtenidas de los registros del FDR muestra que la aeronave comenzó a frenarse en cuanto descansó su peso sobre las ruedas, constatándose las dos aplicaciones de los frenos de emergencia que realizó el piloto según su testimonio, por lo que los registros son coherentes. Así entre los segundos 4 y 15 de la carrera de aterrizaje, se produjo el primer intervalo de frenada y a partir del segundo 15, según los registros del CVR el ruido ambiente en cabina cambió registrándose un sonido que puede ser consistente con la explosión del neumático ya que a continuación los pilotos comentaron que las ruedas estaban bloqueadas.

Durante esta primera parte de la carrera de aterrizaje la dirección del viento cambió en tres ocasiones pasando de estar aproado, a incidir por la derecha y posteriormente por la izquierda para finalmente volver a hacerlo de la derecha (t=2s, t=8s y t=11s). Los cambios de rumbo del avión y deflexiones del timón de dirección en este periodo son consistentes con estas variaciones de viento.

Entre los segundos 18 al 20, las nuevas deceleraciones muestran la segunda aplicación de los frenos de emergencia, cuando el piloto declaró que pensó que había reventado un neumático. Posiblemente lo que ocurrió en ese momento fue realmente el desprendimiento del neumático de la llanta.

Trascurridos 19" desde la toma, se iluminó la advertencia CAS de baja presión de frenos, momento en el que la velocidad de la aeronave era de 43,8 KCAS. El intento de frenada realizado con los pedales presionados al máximo tras la toma, fue lo que provocó el bloqueo de los frenos y generó la sobrepresión en los neumáticos provocando que estallara el neumático izquierdo y se desprendiera, permitiendo la pérdida de presión de los frenos mientras la llanta se iba erosionando sobre el pavimento durante el desplazamiento de la aeronave.

El piloto considerando que la aeronave no se deceleraba lo suficiente, con la información de baja presión de los frenos, levantó los pies de los pedales y actuó el freno de emergencia, además de deflectar hacia la izquierda el timón de dirección para compensar la deriva. Esta operación respondía a los procedimientos operativos y por tanto fue adecuada.

A partir de ese momento, la frenada asimétrica favoreció la pérdida de control direccional de la aeronave y tras la segunda aplicación del freno de emergencia, estalló el segundo neumático que paulatinamente había ido perdiendo presión y transfiriendo goma al pavimento hasta el momento de la detención de la aeronave fuera de pista.

A bajas velocidades en tierra, en el caso del incidente a 43,8 KCAS e inferiores, el control direccional mediante el timón es poco efectivo, lo que debió dificultar el alineamiento de la aeronave con la pista como indicó el piloto.

El tipo de rotura analizado en el neumático de la rueda MLG LH corresponde a una rotura por sobrepresión, que debió de adquirir durante la carrera de aterrizaje con los frenos bloqueados. Esto último constatable por el hecho de que la rotura está localizada en una zona específica en ambos neumáticos, lo que implica que las ruedas se encontraban fijas sin giro cuando se deslizaban por la pista.

El tipo de rotura producida en el neumático de la rueda del MLG RH confirma que estalló por la pérdida de presión progresiva desgastándose por rozamiento con la pista y transfiriendo la goma del neumático al pavimento hasta la detención total de la aeronave, ya que este neumático se desprendió parcialmente.

Dada la falta de control direccional de la aeronave, esta se salió de la pista hacia la franja derecha no pavimentada donde quedó detenida con el tren principal hundido en el terreno.

La desviación hacia la derecha posiblemente se debió a la frenada asimétrica favorecida a lo largo de la carrera de aterrizaje por el desprendimiento del neumático izquierdo y el efecto de frenada del freno de emergencia que ya solo actuaba sobre la rueda derecha.

Cuando apareció el mensaje LOW BRAKE PRESSURE que implicaba la existencia de un fallo en los frenos normales, se iluminó también el mensaje ANTISKID FAIL. Según la tripulación siguió los procedimientos operativos aplicables que implicaban la comprobación de la conexión del CB PWR BRKS. Posiblemente así fue hecho y debió de estar conectado porque a continuación se realizó el procedimiento de emergencia WHEEL BRAKE FAILURE que indica que se apliquen por parte del piloto dos acciones de memoria que consisten en quitar los pies de los pedales de freno y aplicar el freno de emergencia, como así hizo según su declaración.

El sistema antideslizamiento ya no estaba operativo, en cualquier caso, tampoco a partir del uso del freno de emergencia ya que cuando este se aplica, no funciona por diseño, no facilitando el control direccional de la aeronave, pudiendo provocar un exceso de fuerza en la aplicación de la palanca del freno de emergencia y manteniendo el bloqueo de los frenos de las ruedas.

Según la posición de los CBs en la que se encontraron tras el incidente, el PWR BRKS, estaba conectado, por lo que se desestima la posibilidad de que los frenos estuvieran inoperativos por desconexión de este interruptor. Aunque lo que no se puede descartar es un fallo aleatorio de este disyuntor dado que el fabricante advirtió en su SL560XL-32-06 del 08/08/2000 de que el uso de este CB como interruptor para desconectar el sistema

de frenos (práctica habitual entre los pilotos), cuando no se va a utilizar, puede provocar fallos aleatorios no detectables.

En general cabe concluir que probablemente la aplicación excesiva de presión en los pedales de los frenos del sistema de frenos normales a una velocidad superior a la habitual, sin ayuda de frenos aerodinámicos ni los inversores de empuje, pudo provocar el bloqueo de los frenos y el consiguiente estallido y pérdida del neumático izquierdo, rodando el conjunto de la llanta y acoplamientos por la pista, rompiendo diversos componentes que ocasionaron la pérdida de presión del sistema de frenos. A partir de ese momento el uso del freno de emergencia favoreció la detención de la aeronave, pero generó asimetría en la frenada, el neumático derecho comenzó a perder presión hasta que estalló también, dificultando aún más el control direccional de la aeronave.

Los valores de deflexión del timón de dirección son similares a los registrados durante los tres aterrizajes previos, por lo que se puede deducir que los cambios de rumbo que experimentó la aeronave y las deflexiones del timón de dirección son consistentes con los cambios de viento por la tendencia del avión de aproarse al mismo.

En el aterrizaje no se registraron ni la extensión de los frenos aerodinámicos ni la actuación de los inversores de empuje, lo que influyó en que el régimen de deceleración fuera menor que en los aterrizajes previos. Ninguno de los dos pilotos anunció que ambos dispositivos de deceleración no estaban siendo utilizados.

La tripulación siguió parcialmente los procedimientos, probablemente porque consideró que los frenos normales serían suficientes para detener la aeronave en la pista, pero al tomar tierra y comprobar que la aeronave se desviaba hacia la derecha por el efecto de los cambios de dirección e intensidad del viento en la pista, el piloto presionó los pedales en exceso provocando el bloqueo de los frenos. Por causas no constatadas que dejaron inoperativo el sistema de antideslizamiento, provocó que la frenada no proporcionara la deceleración esperada por el piloto, ya que no había actuado los frenos aerodinámicos ni los inversores de empuje. Todo ello contribuyó al estallido de los neumáticos y a la frenada asimétrica que agravó el control direccional de la aeronave, por lo que, además, considerando que el piloto nunca había experimentado una situación similar, condujo a la salida de pista de la aeronave.

2.3. Análisis de los restos de la aeronave

La inspección del tren de la aeronave después del incidente mostró que los dos neumáticos de las ruedas del tren de aterrizaje principal habían reventado, desacoplándose el izquierdo de su rueda y el derecho perdiendo material hasta la llanta, trasferido a la pista tras su deslizamiento por la misma.

Las huellas desiguales de las ruedas en el pavimento de la pista inducen a considerar que se produjo una mayor frenada en el freno derecho lo que favoreció la desviación de la aeronave hacia la derecha.

Lo que parece probable es que se produjera una frenada asimétrica cuando se usó el sistema de frenado normal, de manera que, al producirse la rotura de cualquiera de los bombines hidráulicos de las ruedas, afectará también al sistema de frenado de emergencia dado que usan los mismos elementos actuadores.

Las roturas de los neumáticos estaban localizadas en zonas específicas que implican que las ruedas no estaban en movimiento, por lo tanto, estaban frenadas, corroborando que los frenos estaban bloqueados impidiendo su giro. Cuando el piloto presionó los pedales de los frenos al máximo la presión y el sobrecalentamiento sobre los neumáticos por rozamiento con la pista ya era tal que favoreció que explotaran, en primer lugar, el neumático izquierdo en el que se observó rotura por sobrepresión, favoreciendo el desprendimiento de la llanta de forma brusca durante el rodaje, y a continuación el derecho en el que la rotura mostró que fue perdiendo presión gradualmente lo que favoreció que no se desacoplara de la rueda hasta la detención de la aeronave.

El bloqueo simultáneo de las dos ruedas induce a buscar una causa común. Los sistemas de frenos y antideslizamiento son independientes en cada rueda por lo que se desestima que la razón se encuentre en los elementos específicos de cualquiera de ellas. Además, durante la reparación e inspección de la aeronave no se observó el mal funcionamiento de ningún elemento que no fuera dañado durante el incidente, ya que estos elementos rotos o deteriorados fueron sustituidos sin posibilidad de comprobación de su operatividad.

Como elemento común, en el sistema normal de frenos se encuentra la unidad de control de antideslizamiento, cuyo fallo marcó el B.I.T.E. que pudo impedir su actuación. Por otro lado, el sistema de frenos de emergencia también actúa sobre las dos ruedas a la vez, pero según se comprobó, este sistema actuó cuando se demandó su funcionamiento, aunque también durante el rodaje se rompieran parte de los acoplamientos de la rueda izquierda, así como, el bombín de freno correspondiente.

No se encontró ningún fallo en los sistemas de frenos ni en las líneas de conducciones, que no fueran aparentemente imputables a los daños ocasionados por el propio incidente.

Los daños apreciados en la superficie superior del flap interno izquierdo, aparentemente estaban producidos por el desprendimiento de las distintas capas del neumático, lo que es coherente con el hecho de que el neumático izquierdo se desprendió totalmente de su llanta y en su estela tras el estallido por configuración de su posición, impactó con el flap interno izquierdo. Los daños en forma de pequeños orificios localizados en la superficie inferior, así como ondulaciones, se produjo igualmente por impacto de otros

elementos del conjunto de la rueda izquierda desprendidos durante su desplazamiento por la pista.

Sin embargo, en el ala derecha no se observaron daños similares, lo que es coherente con el hecho de que el neumático derecho no se desprendió y simplemente fue perdiendo presión y material paulatinamente durante el rodaje hasta la detención de la aeronave.

El rozamiento y abrasión de las llantas con el suelo habían deteriorado y dañado los conjuntos de los frenos hasta los bombines, así como las conducciones de hidráulico, por donde se produjo la pérdida de líquido hidráulico en coherencia con los registros del FDR que mostraban baja presión hidráulica detectada cuando la aeronave ya se había detenido. Por lo tanto, el derrame producido que vació el depósito de hidráulico se produjo como consecuencia de los daños en el conjunto de las ruedas del tren de aterrizaje principal tras rodar bloqueadas por el pavimento y salirse de la pista hundiéndose en el terreno.

Los sistemas de flaps, *spoilers*, dirección de rueda de morro, timón de dirección, extensión del tren, etc., funcionaron normalmente, lo que demuestra que no hubo escasez de líquido hidráulico en ninguno de los sistemas hasta la detención de la aeronave.

En consecuencia, los daños observados en la aeronave corroboran que la carrera de aterrizaje se produjo con los frenos bloqueados produciéndose el estallido de ambos neumáticos del tren de aterrizaje principal.

2.4. Análisis del mantenimiento de la aeronave

Analizadas las tareas realizadas en las últimas revisiones de mantenimiento programado preventivo y correctivo no se identificó ningún elemento que pudiera haber contribuido directa e inequívocamente al incidente.

Las directivas, SBs y SLs de los fabricantes que ha sido posible contrastar fueron implementados por el operador a través de las diferentes organizaciones de mantenimiento autorizadas involucradas en la aeronavegabilidad de la aeronave.

Lo que se observó fue un estado general de las llantas y los discos de frenos con indicios de corrosión, aunque probablemente no contribuyentes al incidente. En cualquier caso, no constatables dado el gran deterioro y los daños producidos en el conjunto de las ruedas del tren de aterrizaje principalcomo consecuencia de la salida de la pista.

Según varios SBs del fabricante del conjunto de las ruedas hay diversos elementos influyentes, con carácter impredecible, sobre las condiciones de frenado, tales como limpiadores, grasas o desinfectantes de los neumáticos, lubricantes de montaje,

contaminación de estos en zonas del conjunto de los frenos durante su desmontaje e instalación, que ha sido imposible valorar con precisión, dado el estado de deterioro de los conjuntos de las ruedas tras su rotura durante el rodaje y colapso en la franja de tierra donde quedó colapsada la aeronave.

Por otro lado, las mejoras implementadas por el fabricante a través de diversos SBs de los conjuntos de ruedas del tren de aterrizaje principal en relación a incrementar la vida por fatiga de los neumáticos y de los tapones de alivio térmico que podrían provocar el desinflado de los mismos, se ha comprobado con el operador y el fabricante de la aeronave que fueron actualizados e implementados, instalando los nuevos n/p mejorados.

En cuanto a los neumáticos, habían sido sustituidos por unos completamente nuevos hacia un mes y medio del incidente, tanto en el tren de aterrizaje principal como en el de morro, correctamente documentados, por lo que unido al resultado satisfactorio de la inspección prevuelo, presumiblemente los neumáticos se encontraban en buen estado y no contribuyeron al incidente, aunque su presión de partida no pudo ser contrastada.

En particular, los graves daños encontrados en el conjunto de la rueda del LH no ha permitido comprobar elementos como por ejemplo los conos de rodamientos instalados en la rueda que según un SB del fabricante en algunos casos es objeto de errores en el montaje ocasionando problemas de funcionamiento.

Como se indicó en apartados anteriores el fabricante de la aeronave emitió una SL (la 32-06 de 2000) referente al uso habitual por parte de las tripulaciones de desconectar el CB de PWR BRKS para desactivar los frenos normales y evitar que trabajen con el motor cuando no se necesitan, de manera que el uso continuo de este CB para desconectar los frenos se ha observado que produce fallos en el propio CB que no es posible advertir de ningún modo. Si este CB falla aleatoriamente, aun estando en la posición de conectado, supondría que los frenos normales actuados a través de los pedales quedarían inoperativos, y se percibirían como frenos duros, que además no frenan el avión.

Esta percepción coincide con la expresada por la tripulación, de frenos presionados a fondo sin eficacia de frenada, pero que no ha podido confirmase con datos objetivos.

Según la posición de los CBs tras el incidente, en el panel izquierdo el único que se encontraba desactivado era el FLT HR Meter, y en el panel derecho los de RADAR y MASTER APU. En principio ninguno de ellos afectaría a la operación ni del tren de aterrizaje ni del sistema de frenos ni del sistema hidráulico implicado en el bloqueo de los frenos. En consecuencia, cabe suponer que el CB de PWR BRKS estaba conectado, aunque no se puede descartar un fallo aleatorio como se ha expuesto.

Según los procedimientos operativos, si se muestra el mensaje ANTISKID FAIL puede ocurrir que sea porque el sistema antideslizamiento falle o en conjunción con el LOW BRAKE PRESSURE, por fallo del sistema de frenos normales.

Se ha constatado que los mensajes CAS mostrados tras el aterrizaje fueron ambos simultáneamente, ANTISKID FAIL y LOW BRAKE PRESSURE. Según se ha indicado anteriormente ambos mensajes se muestran juntos cuando el sistema de frenos normales falla, por lo que el sistema de frenado que está disponible era solo el de emergencia y consecuentemente el sistema antideslizamiento no estaba operativo.

Además, el mensaje LOW BRAKE PRESSURE se muestra si la presión hidráulica en el sistema de potencia cae por debajo de 900 psi. Tras el incidente la presión hidráulica indicada en el manómetro del sistema era de 600 psi. Por lo que se constata la baja presión de hidráulico en el sistema de frenos y por tanto la poca efectividad de los mismos tras ser actuados a través de los pedales. Probablemente esto se produjo por pérdida de fluido hidráulico a través de los sistemas actuadores de los frenos que se rompieron durante el rodaje de la llanta izquierda, sin neumático, por la pista.

El hecho de que el depósito de hidráulico de frenos estaba vacío, se produjo por el derrame del fluido en el momento de la detención de la aeronave, al romperse diversos componentes del sistema tras el colapso de las ruedas en la franja de tierra. De hecho, así lo corroboran los datos del FDR de presión de hidráulico, que son correctos en todo momento hasta el instante de la detención del avión.

Según el sistema B.I.T.E. de avisos del sistema antideslizamiento se identificaron fallos en la válvula de control y en la unidad de control del sistema. Las pruebas realizadas tras el incidente por el fabricante de la aeronave, no mostraron ningún fallo en la válvula de control ni en la unidad de control no precisando su sustitución. Por lo que estos avisos saltaron presumiblemente por la propia emergencia ocurrida, tras no disponer de frenos normales y utilizar el freno de emergencia, desactivando el sistema antideslizamiento, así como al quedarse sin presión hidráulica tras la detención de la aeronave.

El uso del sistema de frenos de emergencia fue constatado al identificarse que el acumulador se encontraba tras incidente con una presión de 1600 psi en lugar de 2000 psi como debiera ser, y de la que se disponía cuando se realizó la inspección prevuelo.

Por otro lado, si hubiera ocurrido alguna interrupción en el funcionamiento del generador de DC, esto podría haber provocado que los frenos normales estuvieran inoperativos junto con el sistema antideslizamiento y con el control del timón de dirección, ya que los tres sistemas son alimentados por este generador. Dado que no se mostró ningún aviso de advertencia, solo cabría pensar que una interrupción en el funcionamiento se podría deber a una desconexión y no a un mal funcionamiento. Comprobado el CB correspondiente tras el incidente, no se mostraba desconectado, pero no se ha podido

constatar que pudiera haberse desconectado ocasionalmente y vuelto a conectar, por lo que no cabe suponer que esta pudiera ser la razón del fallo de los sistemas.

En conclusión, el mantenimiento general de la aeronave fue adecuado, no identificando ningún elemento que pudiera contribuir al incidente.

Solo se ha podido constatar que:

- se produjo una pérdida de presión en los frenos durante la carrera de aterrizaje que dejó el sistema de frenos normales y antideslizamiento inoperativos tras bloquearse los frenos por exceso de presión en los pedales, lo que llevó al estallido de los neumáticos y
- que el sistema de frenos de emergencia fue actuado.

2.5. Análisis de los registros FDR

Los datos extraídos de los registros del FDR y la información del CVR, son coherentes con las declaraciones de la tripulación y la información inferida de la investigación.

La aeronave tocó tierra a las 11:56:00 a una velocidad de 107,2 KCAS. Ningún sistema hidráulico estaba operando en ese momento, pero los flaps en sucesivas ocasiones según los procedimientos operativos habían sido extendidos sin ningún incidente y el tren de aterrizaje desplegado, de manera que el sistema hidráulico disponía de presión adecuada para operar estos elementos hasta el momento de aterrizar.

El momento en el que se registró por primera vez el parámetro de FDR de baja presión de frenos, BRAKE PRESS LOW, de forma puntual fue a las 11:52:43, duró un segundo y no fue reseñado por la tripulación, coincidiendo con el momento del despliegue del tren, con lo que no se considera importante, teniendo en cuenta que a partir de ese momento se mantuvo en valores normales hasta trascurridos 19” después de tomar tierra.

Según los registros la aeronave deceleró en 19”, desde los 107,2 KCAS presentes en el momento de tomar tierra hasta los 43,8 KCAS en el que se mostró el bajo nivel de presión en los frenos, de una forma continua y proporcional. A partir de ese momento deceleró más lentamente pero también de forma continua hasta que el tren principal colapsó con el terreno fuera de la pista deteniendo la aeronave a las 11:56:30. Todo ello con el bloqueo de los frenos normales, y la actuación en dos ocasiones del freno de emergencia.

A partir de ese momento a las 11:56:19 hasta el final de la grabación del FDR, se registró el parámetro BRAKE PRESS LOW cuando el rumbo era 107º, coherente con el desvío hacia la derecha y salida de la pista de aeronave. La velocidad era de 43,8 KCAS, por lo tanto, suficiente para activar el sistema antideslizamiento, activable desde los 12 kts.

Los registros del parámetro HYD PRESS (ON/OFF), mostró valores coherentes mientras el sistema hidráulico estaba presurizado en posición ON dando servicio a los flaps y al tren de aterrizaje, ya que los frenos aerodinámicos y el inversor de empuje no se utilizaron.

A las 11:57:19, cuando la aeronave ya estaba parada fue cuando se produjo el aviso de bajo caudal hidráulico en ambas bombas hidráulicas mediante los parámetros del FDR, HYD FLOW 1 y 2, permaneciendo en este valor hasta el final de la grabación de datos, lo que es coherente con el derrame de hidráulico que vació el depósito, tras la rotura de diversos elementos del sistema hidráulico.

La presión de hidráulico fue correcta durante toda la carrera de aterrizaje, por lo que las bombas hidráulicas funcionaron adecuadamente como así se corroboró en la inspección posterior, no obstante, al ser un sistema cerrado, el acumulador hubiera mantenido la presión en el sistema si las bombas no hubieran funcionado, por lo que todo ello descarta un mal funcionamiento de las bombas hidráulicas.

Según la información derivada del análisis de los registros del FDR, el sistema antideslizamiento estaba operativo en lo que respecta a la necesidad de que la velocidad de la aeronave fuera como mínimo de 12 kts, ya que tomó tierra a 107,2 KCAS, alcanzando velocidades inferiores a 12 kts solo 2" antes de detenerse fuera de la pista.

No se registró ningún valor en los parámetros BRAKE PEDAL 11, 12, 21 y 22, correspondientes con la actuación sobre los pedales del piloto y el copiloto a lo largo del vuelo, por lo que posiblemente el registrador no estaba configurado para grabarlos según la información del laboratorio de la CIAIAC. Consecuentemente ha sido imposible contrastar la información proporcionada por la tripulación respecto al momento exacto de la frenada y el momento en el que se bloquearon los frenos. No obstante, la inspección de la aeronave no identificó ningún fallo en los pedales o sus mandos.

Los graves daños producidos en los componentes del conjunto de las ruedas y frenos del tren de aterrizaje principal impidieron valorar la presencia de fugas del sistema hidráulico, aunque no parece probable que no se advirtiera ningún resto de líquido en las superficies adyacentes si se hubiera producido.

El hecho de que el mensaje de LOW BRAKE PRESSURE se mostrara a partir del momento en el que se utilizaron los frenos normales y estalló el neumático izquierdo, hace pensar que el nivel de fluido hidráulico era adecuado, además de que operó los usuarios que demandaron su presión cuando hizo falta, como los flaps y el tren de aterrizaje, considerando que la presión no disminuyó por un fallo en las bombas hidráulicas, como se ha visto antes, tuvo que deberse a un fallo en el sistema de control del sistema antideslizamiento, dejando el sistema inoperativo, con lo que al aplicar una presión excesiva en los pedales se pudieron bloquear los frenos.

Si el tren está extendido y la presión cae por debajo de 900 psi, un interruptor de presión instalado en el distribuidor de la bomba ilumina los mensajes CAS, LOW BRAKE PRESSURE y ANTISKID FAIL, como así ocurrió, ya que la lectura de la presión de hidráulico tras el incidente indicaba 600 psi.

El hecho de que los registros del FDR no muestren ningún tipo de aviso de emergencia ni advertencia, parece apoyar la hipótesis de que el sistema se encontrara en condiciones operativas en el momento del aterrizaje.

En conclusión, en función de los registros analizados del vuelo, se ha podido constatar que se produjo una pérdida de presión en los frenos durante la actuación de los frenos normales cuando estos se habían bloqueado, dejando inoperativo este sistema y el de antideslizamiento provocando que los neumáticos estallaran. El sistema hidráulico estuvo presurizado en todo momento y su funcionamiento fue correcto hasta el momento en el que detuvo la aeronave y se vació el depósito de fluido. Los frenos aerodinámicos y los inversores de empuje no fueron actuados según los registros, y la aeronave se deceleró gradualmente hasta su salida de la pista.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- El piloto al mando poseía una licencia de piloto de transporte de línea aérea para avión, ATPL(A), expedida por la autoridad aeronáutica de aviación civil alemana con habilitaciones IR(A), SEP (*Land*), PIC y de tipo para el avión C560XL/XLS, TRI y PIC válidas y en vigor.
    - Su experiencia total era de 9766 horas de vuelo y, de ellas, 7714 horas en el tipo de aeronave del incidente.
    - Llevaba más de cuatro años y cinco meses en la compañía y su actividad desarrollada recientemente se encontraba dentro de lo exigido en el OM aprobado del operador.
    - Era la primera vez que se enfrentaba a este tipo de incidente.
    - Disponía de certificado médico para la clase 1 y 2 válido y en vigor
- El copiloto poseía una licencia de piloto de tenía licencia de piloto de comercial para avión, CPL(A), expedida por la autoridad aeronáutica de aviación civil alemana desde la habilitación de tipo para el avión C560XL/XLS, válida y en vigor.
    - Su experiencia total era de 5500 horas de vuelo y, de ellas, 68 h en el tipo de aeronave.
    - Su actividad desarrollada recientemente se encontraba dentro de lo exigido en el OM aprobado del operador.
    - Disponía de certificado médico para la clase 1 y 2 válido y en vigor
- El operador disponía de un certificado de operador aéreo válido y en vigor emitido por la autoridad autorizado para las operaciones aéreas comerciales.
- La aeronave fue construida en 2014 con nº de serie: 560-6173 y tenía un registro acumulado de horas de vuelo de 4473:30 horas de vuelo y 3212 ciclos.
- El mantenimiento era realizado por un centro de mantenimiento aprobado por la autoridad alemana como organización de Gestión del Mantenimiento de la Aeronavegabilidad (CAMO) y otras dos organizaciones con aprobación EASA Parte-145.
- La última revisión de mantenimiento programado en base se había realizado trece días antes del incidente y la próxima inspección programada estaba prevista transcurridas 125 horas de vuelo más.
- La aeronave disponía del certificado de aeronavegabilidad válido y en vigor para realizar la operación.
- Las condiciones meteorológicas fueron unas condiciones aptas para el vuelo, sin constatarse ninguna condición adversa imprevista contribuyente al incidente.
- El viento varió de dirección e intensidad en sucesivas ocasiones durante la carrera de aterrizaje, contribuyendo a la tendencia de la aeronave a desviarse hacia la derecha.
- El vuelo se desarrolló con normalidad hasta el momento del aterrizaje sin previos avisos ni advertencias de ningún tipo de fallo en cabina.
- El indicador B.I.T.E. mostró tras el incidente un fallo en el sistema antideslizamiento en la unidad de control y en la válvula de control, no corroborado tras la inspección

de los componentes que funcionaban adecuadamente. El sistema antideslizamiento quedó inoperativo.

- El piloto declaró que pisó los pedales de los frenos con la máxima presión.
- Los registros del FDR y el CVR fueron preservados por el operador y mostraron información coherente con la información derivada de la investigación.
- Según dichos registros, el sistema de frenos perdió presión a los 19" de tomar tierra.
- El FDR no estaba configurado para proporcionar datos del parámetro BRAKE PEDAL.
- Durante el aterrizaje no se completó el procedimiento desplegando los frenos aerodinámicos ni actuando los inversores de empuje, según los registros del FDR.
- Durante la carrera de aterrizaje ninguno de los dos pilotos anunció que no se estaban empleando ni los frenos aerodinámicos ni los inversores de empuje para detener la aeronave, de manera que solo se utilizaron los frenos normales.
- Durante la carrera de aterrizaje la pantalla CAS mostró los mensajes LOW BRAKE PRESSURE y ANTISKID FAIL, tras la explosión del neumático MLG LH y aplicar por primera vez el freno de emergencia.
- Ante la inefectividad de los frenos normales el piloto actuó el freno de emergencia dos veces consecutivas durante la carrera de aterrizaje.
- El piloto actuó el timón de dirección hacia la izquierda para compensar la desviación del avión hacia la derecha, pero no consiguió controlar la aeronave. No se ha identificado ningún elemento que determinara la inoperatividad del timón de dirección a excepción de que su efectividad se ve disminuida a bajas velocidades en tierra.
- El sistema hidráulico actuó correctamente durante el vuelo, manteniendo sus valores de presión y flujo entregado por las bombas hidráulicas correctos hasta el momento de la detención de la aeronave en el que mostró valores de bajo nivel de líquido hidráulico.
- Tras el incidente, el depósito de líquido hidráulico de los frenos estaba vacío y la presión del sistema era de 600 psi en lugar del valor mínimo admisible de 900 psi requerido.
- El acumulador del sistema de frenado, tenía tras el incidente una presión de 1600 psi en lugar de 2000 psi como es requerido.
- El análisis de los restos de la aeronave ha revelado que los frenos de ambas ruedas del tren de aterrizaje principalse bloquearon, provocando el estallido de ambos neumáticos, en primer lugar, el izquierdo que se desacopló de su llanta, y en segundo lugar el derecho que permaneció acoplado, aunque roto hasta la detención de la aeronave.
- Del análisis del tipo de rotura producida en los neumáticos se deduce que el neumático izquierdo estalló por sobre presión y el derecho por pérdida de presión progresiva con transferencia de material (goma) al asfalto de la pista. El resultado fue un frenado asimétrico que favoreció que el avión se desviara hacia la derecha.
- Durante la inspección de la aeronave por el fabricante, en el que se desmontaron todos los elementos afectados, no ha podido identificarse ninguna causa que contribuyera a la pérdida de presión de los frenos, aunque los restos de los

conjuntos de las ruedas estaban muy dañados tras el incidente.

- El piloto no consiguió controlar la dirección de la aeronave al frenar, desviándose hacia la derecha a la zona no asfaltada fuera de la pista.
- Los daños apreciados en la aeronave son coherentes con los testimonios de la tripulación y los hallazgos identificados durante la investigación sobre lo sucedido.

3.2. Causas/factores contribuyentes

La investigación del incidente ha puesto de manifiesto como posible causa de la salida de pista de la aeronave durante el aterrizaje, la pérdida del control direccional por el bloqueo de los frenos de las ruedas del tren de aterrizaje principal.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

REC 33/20: Se recomienda al operador Air Hamburg Luftverkehrsgesellschaft mbH que establezca los procedimientos adecuados para asegurar que las organizaciones de mantenimiento responsables de sus aeronaves configuren sus FDR de manera que activen la grabación de todos los parámetros habilitados en los dispositivos con objeto de disponer de toda la información posible del vuelo en las investigaciones de accidentes e incidentes aéreos.

REC 34/20: Se recomienda al operador Air Hamburg Luftverkehrsgesellschaft mbH que establezca los procedimientos adecuados para asegurar que sus tripulaciones reciben la formación continuada adecuada para asegurar el cumplimiento de los procedimientos operativos de la organización y disminuir el riesgo de su aplicación incompleta o inadecuada en situaciones anormales de operación.

5. ANEXOS

5.1. Sistemas de la aeronave relacionados con el incidente

5.1.1. Sistema hidráulico de la aeronave

El sistema hidráulico opera el timón de profundidad, el tren de aterrizaje, los flaps, los frenos aerodinámicos y los inversores de empuje. Todas las válvulas de control hidráulico se conectan a través de un colector multivía principal y dos colectores de control para el inversor de empuje. El sistema de frenos dispone de un sistema adicional antideslizante de las ruedas del tren principal que utiliza un sistema independiente.

La presión hidráulica básica del avión es proporcionada por dos bombas EDP de desplazamiento positivo, accionadas por los motores. Cualquiera de las bombas puede suministrar suficiente flujo como para operar el sistema por sí sola.

Desde cada bomba el fluido hidráulico es enviado través de un filtro y una válvula de retención con un sensor de caudal y una válvula de alivio para controlar la cantidad de flujo bombeado y la presión adecuados. Cuando se activa, el sistema básico de la aeronave presuriza a 1500 psi.

En el caso de los frenos de las ruedas del tren principal, una bomba hidráulica accionada por un motor eléctrico carga un acumulador que alimenta este sistema independiente.

El sistema de indicación del conjunto hidráulico, permite identificar si la presión del sistema no es la adecuada mostrando en el panel CAS el mensaje HYDRAULIC PRESSURE.

También mediante el mensaje HYDRAULIC FLUID LEVEL LOW, se muestra si el líquido disponible en el depósito dispone de la cantidad mínima para operar. Si el caudal suministrado por cada una de las bombas hidráulicas es inferior al requerido para la operación normal, entonces aparecen los mensajes HYDRAULIC FLOW LOW LH y RH relativos a la bomba hidráulica izquierda y derecha respectivamente. Por último, el mensaje HYDRAULIC PRESSURE, muestra que el sistema está adecuadamente presurizado y que, mientras está iluminado en la pantalla CAS, está actuando en el componente usuario del sistema seleccionado.

Cuando cualquiera de los componentes ha terminado su actuación, una válvula de derivación se encarga, a través de la línea de retorno, de mantener el sistema presurizado a 1500 psi, controlando la presión mediante la correspondiente válvula de alivio.

Los fluidos hidráulicos aprobados para este sistema son el Skydrol y Hyjet. En cuanto a los accesorios utilizados en el sistema de distribución del fluido hidráulico son uniones por compresión *(flare-type fittings*), tubos de aluminio y mangueras flexibles.

5.1.2. Tren de aterrizaje

Tanto el tren de aterrizaje principal (MLG) como el de morro (NLG) poseen una sola rueda por conjunto. El NLG dispone de un tipo de neumático habilitado para desalojar agua, barro, etc. El tren de aterrizaje principal es del tipo de arrastre. El sistema de retracción del tren de aterrizaje está controlado eléctricamente y accionado hidráulicamente.

El tren de aterrizaje principal se retrae hacia el interior del ala, de manera que cuando se pliega, la pata del tren principal queda cubierta por una puerta o carenado aerodinámico montado en la propia ala. El tren de morro se retrae hacia adelante en la sección de cono de morro del fuselaje y, cuando se pliega, queda encerrado por tres puertas. Si el tren está extendido las tres puertas permanecen abiertas. Los actuadores incorporan un sistema de bloqueo interno para mantener el tren en la posición extendida, tren abajo. Dispone así mismo de un sistema de bloqueo de tren arriba, de tipo mecánico que se utilizan para mantener el tren en la posición retraída.

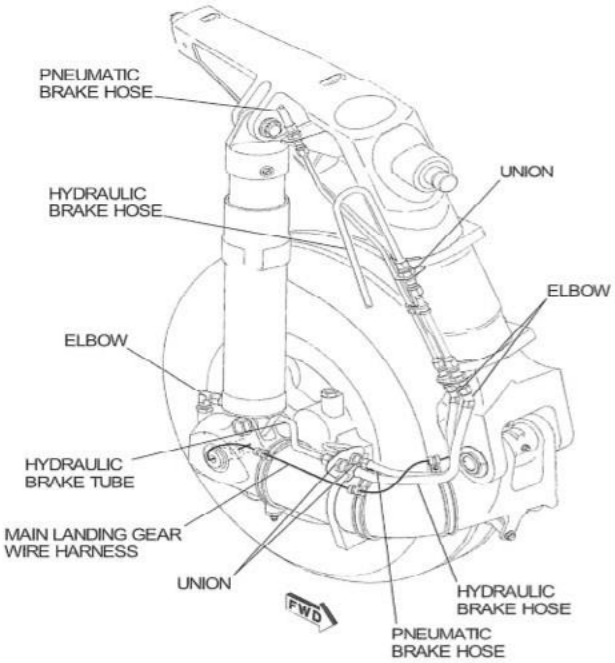


Figura 8: Componentes de la pata del MLG

La aeronave dispone también de un sistema de extensión del tren de aterrizaje de emergencia que se logra mediante un sistema operado manualmente que libera el tren de aterrizaje extendiéndolo por caída libre. En el caso de que se produjera un fallo en la liberación manual, un sistema neumático libera los dispositivos de bloqueo de tren arriba y extiende y bloquea el tren en posición abajo.

El tren de morro como mando direccional de la aeronave, se actúa mecánicamente mediante los pedales del timón de dirección con movimientos de hasta 20° hacia cada lado. Durante el movimiento en tierra, la deflexión máxima de la rueda delantera es de 90° a cada lado.

5.1.2.1. Sistema de frenos del tren de aterrizaje

El sistema de frenos está instalado en las ruedas del tren principal y es del tipo de frenos de discos múltiples de carbono, accionados a través de los pedales desde cualquiera de las dos posiciones de la tripulación de cabina. El funcionamiento consiste en que los discos que giran con las ruedas son aprisionados entre un plato de presión y un plato de torsión cuando se aplica presión hidráulica a unos bombines integrados en el

conjunto. La presión hidráulica llega a los bombines por dos caminos o sistemas de frenos diferentes, el sistema normal o el sistema de estacionamiento/emergencia.

El conjunto contiene una válvula de lanzadera hidráulica que es la que provee de presión en la operación de emergencia de los frenos si la presión hidráulica falla.

El sistema normal de frenos aplica presión cuando se pisan los pedales, el pedal derecho a la rueda del MLG RH y el pedal izquierdo a la rueda del MLG LH. El sistema de frenos de estacionamiento/emergencia envía presión a los conjuntos de frenos, a las dos ruedas a la vez, cuando se acciona una palanca en el panel de instrumentos de la cabina de vuelo. Un sistema u otro es el que se encarga en cada caso de actuar los mismos bombines de los frenos.

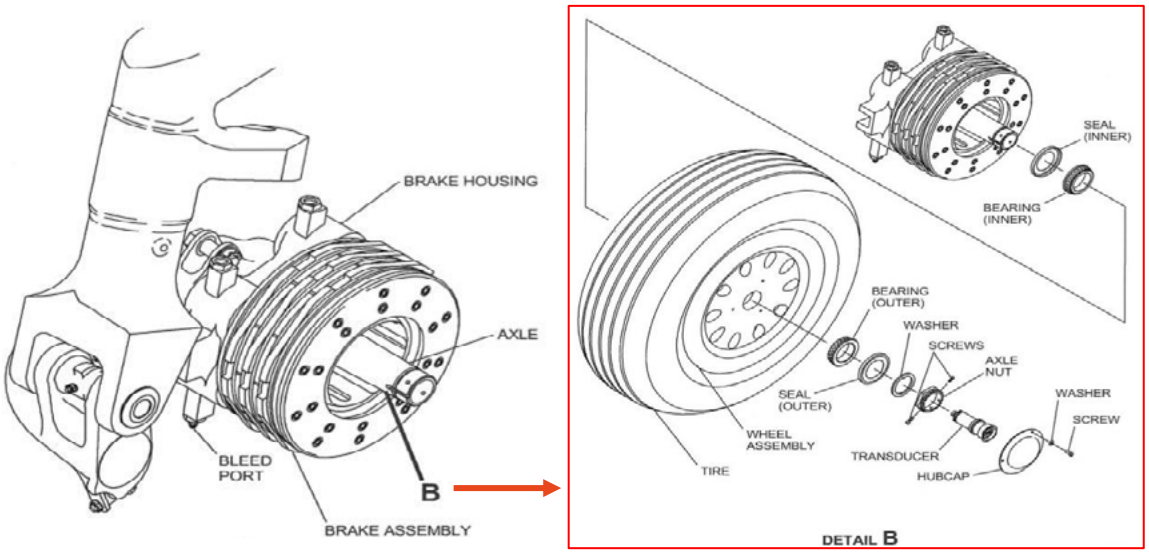


Figura 9: Componentes del sistema de frenos normal

En el sistema de emergencia se puede modular la fuerza de frenada proporcionalmente al desplazamiento de la palanca. La posición de freno de aparcamiento corresponde a la palanca en posición hacia atrás. La posición adelantada corresponde a la no selección de freno de aparcamiento/emergencia.

En el supuesto de que el sistema de frenado hidráulico normal fallara, está disponible un sistema alternativo neumático de emergencia. La presión neumática está contenida en una botella de aire de emergencia que se controla mediante una palanca con una maneta roja localizada a la izquierda de la palanca en T del control del tren auxiliar (AUX GEAR CONTROL). Tirando de la palanca se aplicará la misma presión a ambos conjuntos de frenos del tren de aterrizaje principal. Esto se consigue liberando la contrapresión en la palanca y permitiéndole moverse hacia delante aliviando la presión.

La presión del aire a los frenos puede ser modulada para proveer cualquier relación de frenado deseado, pero el frenado diferencial y antideslizamiento no estarán disponibles si se utiliza este sistema.

El acumulador de aire de emergencia, cuando está completamente cargado, contiene suficiente presión para seis o más aplicaciones completas de frenado. Para obtener el frenado más eficiente con este sistema, se debe aplicar la suficiente presión de aire a los frenos para poder obtener la relación de deceleración deseada y mantener la presión hasta que el avión se pare.

El freno de estacionamiento es una parte del sistema normal de frenado y emplea válvulas de retención que previenen el retorno de fluido después de aplicar los frenos. La forma de aplicar el freno de estacionamiento es por presión de los pedales y sacando la palanca negra de freno de estacionamiento ubicada debajo del lado inferior izquierdo del panel de instrumentos. El freno de estacionamiento no debe aplicarse si los frenos están muy calientes. Esto podría causar que las válvulas de alivio térmico se abrieran por no haber dispuesto de tiempo suficiente para un enfriamiento adecuado, o que se fundieran los tapones de alivio térmico en la rueda, causando en ambos casos el desinflado de los neumáticos.

Eléctricamente el sistema de frenos recibe energía a través de dos interruptores en el panel izquierdo de CBs de la cabina de vuelo. El interruptor SKID CONTROL de 5 amperios provee energía al sistema de antideslizamiento y el interruptor PWR BRKS de 15 amperios provee energía al motor/bomba de frenos normales.

Si se tira del CB PWR BRKS las bombas hidráulicas del sistema de frenos se desconectan y el sistema de frenado normal se queda inoperativo y la actuación de los pedales sobre el timón se deshabilita. De manera que el frenado disponible solo puede ser proporcionado por el uso del sistema de frenos de emergencia.

5.1.2.2. Sistema antideslizamiento del tren de aterrizaje

El sistema de frenado posee un sistema de protección *antiskid* o antideslizamiento. Mientras que la operación del sistema convencional de frenado está disponible a todas las velocidades, la protección antideslizamiento está disponible a velocidades entre 12 y 175 kts. La protección antideslizante está diseñada para operar con aplicación de presión máxima de los frenos por el piloto.

El sistema de frenos es actuado hidráulicamente, aunque dispone de otro sistema neumático de emergencia, ambos independientes de manera que el frenado se puede realizar por cualquiera de los dos sistemas.

La aeronave se frena por aplicación directamente del sistema de frenos normal y por medio del sistema antideslizante, modulándose la fuerza de la frenada según el desplazamiento de cada uno de los pedales.

Dos transductores de velocidad en cada rueda detectan el comienzo del deslizamiento y transmiten esta información a la unidad de control digital antideslizante, permitiéndole actuar.

El transductor de velocidad de la rueda esta atornillado en el eje del tren principal con el eje de transmisión, de manera que cuando gira la rueda, el transductor genera una señal para cada revolución de la rueda que es enviada a la unidad de control antideslizamiento como una frecuencia variable. La unidad de control acepta la salida de datos de los transductores de velocidad de las ruedas derecha e izquierda independientemente y convierte estas señales a un voltaje de corriente continua directamente proporcional a la velocidad de la rueda. Cualquier variación significativa en el voltaje de velocidad de la rueda produce una señal de error que activa la válvula antideslizamiento que controla la cantidad de presión de frenado que está siendo aplicada en cada rueda.

El sistema incorpora una característica denominada "protección de touchdown" (de contacto con la pista o interruptores "squat"), que inhibe la presión de frenado antes del contacto con la pista.

La protección de contacto está inactiva cuando la velocidad de la rueda está por encima de 40 kts o hasta cinco segundos después de la toma. Si se produce una deceleración excesiva de la rueda, el voltaje del transductor cae de repente. Se genera una señal de error que energiza la válvula antideslizamiento, la cual modulará la presión de los frenos como se requiera para prevenir la condición de deslizamiento. Cuando la velocidad del avión cae por debajo de 12 kts, la función antideslizamiento se desconecta.

El sistema de frenado antideslizamiento esta diseñado independiente del sistema hidráulico principal. El frenado se puede conseguir por cualquiera de los dos sistemas independientes: el sistema hidrualico y el de apoyo o de emergencia, neumático. Como se ha indicado anteriormente el frenado normal puede ser aplicado por cualquiera de los pilotos, sin embargo, el control del freno de emergencia esta instalado solo debajo del lado izquierdo del panel de instrumentos.

Los componentes específicos del sistema anteriormente mencionados, la fuente de alimentación, el acumulador y el depósito se encuentran en el lado izquierdo del fuselaje, por delante del compartimento de la batería.

El paquete de potencia del sistema de frenos incluye además de la bomba hidráulica, un motor eléctrico, un filtro y las tuberías asociadas. El motor es de desplazamiento fijo y entrega aproximadamente 0.3 gal/min a 7000 rpm. El motor funciona solo cuando la palanca del tren está en posición hacia abajo, y el interruptor de presión montado en la salida del acumulador está cerrado. Los contactos del interruptor están normalmente cerrados y se abren al aumentar la presión a 1500 psi, se cierran cuando la presión disminuye al menos 170 psi por encima de 1230 psi.

Si el tren está extendido y la presión cae por debajo de 900 psi, un interruptor de presión instalado en el distribuidor de la bomba (*manifold*) iluminará los mensajes CAS, LOW BRAKE PRESSURE y el de ANTISKID FAIL.

El alivio de la presión se produce mediante una válvula montada en el alojamiento de la bomba calibrada para dispararse a 1700 psi.

El acumulador esta precargado con gas nitrógeno comprimido ubicado en el interior del panel de la puerta de acceso al compartimento de los frenos. El depósito contiene un indicador visual para indicar el nivel de llenado.

Un interruptor en el panel de instrumentos permite al piloto seleccionar antideslizamiento ON u OFF. Cuando el interruptor está en la posición ON, la función antideslizamiento está operativa. Con el interruptor en OFF, se mostrará el mensaje CAS, ANTISKID FAIL y el piloto tendrá potencia de frenado disponible sin función antideslizamiento.

Si el sistema falla, el frenado solo estará disponible a través del sistema de emergencia. El módulo de control antideslizamiento incorpora una circuitería de test la cual continuamente monitoriza el sistema antideslizamiento. Si un fallo es detectado, se mostrará el mensaje CAS, ANTISKID FAIL. Ciertos fallos en el sistema son mostrados en el indicador "B.I.T.E." (*Built-In Test Equipment*) o unidad de visualización de fallos, mediante unas banderas blancas visibles en unos indicadores circulares por fallo, el cual está localizado en la parte izquierda del compartimento de morro.

El equipo B.I.T.E. testea continuamente el sistema pudiendo mostrar los siguientes fallos:

- Fallo en el transductor izquierdo indicado como LEFT XDCR en el equipo B.I.T.E.
- Fallo en el transductor derecho indicado como RIGHT XDCR.
- No correspondencia de valores entre el interruptor *squat* derecho e izquierdo indicado como SQUAT DISAGREE.
- Fallo en la válvula de control indicado como VALVE.
- Fallo en la unidad de control indicado como CONTROL.

Si la presión hidráulica en el sistema de frenos normales cae por debajo de 900 psi, el mensaje CAS LOW BRAKE PRESSURE aparecerá y el frenado disponible será el del sistema emergencia a través del sistema de frenos neumático de apoyo.

5.2. Procedimientos operativos

Las inspecciones prevuelo realizadas por la tripulación deben hacerse de acuerdo con los procedimientos establecidos en el *Manual de vuelo* del fabricante de la aeronave (AFM) e incluyen, entre otras tareas, la inspección visual de los neumáticos, el estado de los frenos, el nivel de fluido hidráulico, y que la extensión de los amortiguadores del tren de aterrizaje sea correcta, en general se debe comprobar el buen estado del tren de aterrizaje.

Dentro de los procedimientos operativos incluidos en este manual y en el *Manual de operaciones* parte B del operador, destacamos algunos relacionados directamente con los sistemas identificados como posibles contribuyentes al incidente.

5.2.1. Procedimiento antes del aterrizaje

El procedimiento de antes del aterrizaje incluido en el AFM contiene las siguientes acciones:

1. Tren de aterrizaje – ABAJO (3 verdes)
2. Flaps ¬¬– 35º
3. Frenos aerodinámicos – retraídos
4. Velocidad – Vref
5. Autopilot y amortiguador de guiñada – OFF

Por su parte, el *Manual de operaciones* parte B del operador en su apartado 2.5.17 explica las comprobaciones de la lista de chequeo de antes del aterrizaje. A continuación, se muestra un extracto:

> *Cuando el avión está completamente configurado, estabilizado y habiendo recibido la autorización para aterrizar, el piloto a los mandos (PF) solicitará la lista de antes del aterrizaje.*

BEFORE LANDING / FINAL CHECK 1000	
Landing Gear	DOWN, 3 GREEN [M]
Flaps	(35°) SET [M]
CAS MSG	CHK [B]
Landing Clearance	RECEIVED [B]
Landing Lights	ON [M]
Autopilot&Yaw Damper	OFF [F]

6. El tercer paso de la lista de chequeo consiste en la comprobación de la ausencia de mensajes imprevistos en el CAS.

5.2.2. Procedimiento para el aterrizaje

El procedimiento para el aterrizaje incluido en el AFM contiene las siguientes acciones:

1. Mando de potencia – ralentí
2. Frenos – aplicar tras el contacto con la pista de la rueda de morro.
   Si los pedales de los frenos normales no frenan la aeronave, deberá aplicarse el freno de emergencia, corrigiéndose el sistema antes del siguiente vuelo.
   El sistema antideslizamiento no estará operativo por lo que una presión excesiva en la palanca del freno de emergencia puede ocasionar el bloqueo de los frenos de las ruedas y la explosión de los neumáticos.
3. Controlar la rueda direccional de morro – aplicar presión hacia adelante.
   Deberá asegurarse que la rueda de morro está en contacto con la pista antes de

desplegar los frenos aerodinámicos y el inversor de empuje.
4. Frenos aerodinámicos – extender.
5. Inversor de empuje – desplegar.
6. Luces de indicación del inversor de empuje – comprobar indicación DEPLOY.
7. Empuje invertido – como sea requerido.
8. Inversor de empuje – palanca a posición de ralentí a 60 KIAS.

En el *Manual de operaciones* de la aeronave se indica que tras la toma de contacto con la pista se extiendan los frenos aerodinámicos y se asegure que el mando de potencia se encuentra al ralentí para actuar los inversores de empuje. Se aplicarán los frenos tanto como sea necesario para detener el avión y cuando el uso de los inversores ya no sea necesario, estos se replegarán.

5.2.3. Procedimiento de fallo del sistema antideslizamiento (ANTISKID FAIL)

Se muestra el mensaje CAS en color ámbar "ANTISKID FAIL". Indica fallo del sistema de frenado antideslizante.

- Si aparece el mensaje LOW BRAKE PRESSURE (baja presión de frenos):
  1. Hay que referirse al procedimiento para el mensaje CAS ámbar LOW BRAKE PRESSURE.
- Si no aparece el mensaje LOW BRAKE PRESSURE (baja presión de frenos):
  1. El CB de SKID CONTROL ……....conectado.
  2. Interruptor ANTI-SKID ……OFF luego ON, si el mensaje permanece.
  3. Interruptor ANTI-SKID ……...OFF.
  4. Distancia de aterrizaje ……..multiplicar por 1.6.
  5. Frenos aerodinámicos ……extender (después de la toma de contacto).
  6. Inversores de empuje ……....máximo (después de la toma de contacto de la rueda de morro).

Precaución:

- El frenado de potencia o frenos normales, diferencial, está disponible. Sin embargo, dado que el antideslizante no funciona, una fuerza excesiva sobre los pedales de freno puede hacer que los frenos de las ruedas se bloqueen y se rompan los neumáticos.
- Si la bomba hidráulica antideslizante falla después de que la presión del acumulador excede 850 PSI, el mensaje ámbar de LOW BRAKE PRESSURE puede no aparecer hasta que se usen los frenos normales.
  7. Frenos de ruedas……aplicar ligeramente.
  8. Se debe preparar para utilizar el sistema de freno de emergencia.

5.2.4. Procedimiento de baja presión de frenos (LOW BRAKE PRESSURE)

Se muestra el mensaje CAS en color ámbar "LOW BRAKE PRESSURE". Indica fallo del sistema de frenos normales. El mensaje "ANTISKID FAIL" aparecerá también.

1. CB de PWR BRKS.....conectado

Si el mensaje permanece:

2. Hay que plantearse que habrá que utilizar el sistema de frenos de emergencia
3. Distancia de aterrizaje.....multiplicar por 1.4

Precaución:
El sistema antideslizante no funciona durante el frenado de emergencia. La presión excesiva en la palanca del freno de emergencia puede hacer que ambos frenos de las ruedas se bloqueen, resultando en la explosión de ambos neumáticos.

4. Pedales de frenos.....quitar los pies
5. Palanca de freno de emergencia.....tirar según se requiera
6. Inversor de empuje..... aplicar al máximo

5.2.5. Procedimiento de fallo del freno de las ruedas (WHEEL BRAKE FAILURE)

Se muestra el mensaje CAS en color rojo "WHEEL BRAKE FAILURE".

El sistema antideslizante no funciona durante el frenado de emergencia. La aplicación excesiva de fuerza en la palanca del freno de emergencia puede provocar el bloqueo de los frenos de las ruedas y el reventón de los neumáticos. Después de aterrizar, despeje la pista y pare. No intente rodar hasta la rampa con frenos de emergencia.

La aplicación y liberación repetidas de la palanca del freno de emergencia pueden causar la pérdida prematura de presión neumática.

1. Pedales de frenos.....quitar los pies
2. Palanca de freno de emergencia.....tirar
3. Frenos aerodinámicos (después de la toma).....extender
4. Inversor de empuje.....máxima
5. Distancia de aterrizaje.....multiplicar por 1.4
6. Control direccional.....mantenerlo con la rueda de morro.

Si el generador DC esta desconectado, el sistema de frenos normales y el antideslizamiento están inoperativo, por lo que solo está disponible el sistema de frenos de emergencia. El efecto del timón en este caso es ineficiente.

5.2.6. Desconexión del generador de DC (DC GENERATOR OFF L/R)

En el caso de fallo de cualquiera de los dos generadores de DC (DC GENERATOR OFF L/R) o que estén desconectados (OFF), el sistema antideslizamiento de los frenos y el de frenos normales están inoperativos por lo que solamente estará disponible el freno de emergencia. Tampoco estará disponible el control diferencial del timón de dirección. Además, habrá otros sistemas inoperativos, como el antihielo, el de detección de fuego en los motores, el freno aerodinámico, etc., y la despresurización de la cabina deberá hacerse manualmente.

5.3. Boletines de Servicio

5.3.1. Boletines de Servicio del fabricante de la aeronave

A continuación, se incluyen los SL[4] (*Service Letter*) del fabricante de la aeronave (CESSNA), aplicables a la aeronave del suceso n/s: 6173:

- SL560XL-32-06 del 08/08/2000: relativa a la operación del sistema de frenos. Tiene carácter informativo. Todos los CBs deben estar conectados antes de aplicar potencia al avión. No se deben utilizar los CB como un interruptor para desconectar la bomba de los frenos normales con objeto de prevenir que el motor cicle. Los CBs no están para ser usados como interruptores porque pueden debilitarse y fallar sin previo aviso. Si el CB PWR BRKS está desconectado el sistema de frenos normales está deshabilitado y no hay frenada normal a través de los pedales. La tripulación lo que percibe es que los frenos de los pedales están sin efectividad de frenado. El frenado está solo habilitado entonces a través del sistema neumático. La instalación del sistema de frenado normal y el sistema antideslizamiento están cercanos, pero son independientes y disponen de sus propios componentes, acumulador y depósito. Estos sistemas proveen de fluido hidráulico presurizado a la servoválvula del sistema de frenado normal y antideslizamiento, la cual regula un máximo de 1000 psi ± 20 psi a los frenos. Esta presión estará en función de la presión ejercida por los pilotos a través de los bombines de los frenos y las órdenes eléctricas enviadas desde la caja de control del sistema antideslizamiento. Es importante que tanto los pilotos como el personal de mantenimiento sepan que cuando operen el avión, si el CB PWR BRKS está tirado, el sistema de frenos normales está inoperativo, y debe usarse el freno de emergencia. Un fallo en el CB puede ocurrir si se está continuamente tirando para desactivar el sistema de frenos normales.
- SL560XL-32-08 del 30/10/2000 traslada la SL 1866 de Goodrich[5]: previene sobre el uso de limpiadores no aprobados por Goodrich para los conjuntos de las ruedas de aluminio del tren de aterrizaje principal y de morro. SL560XL-32-09 del 08/05/2001 traslada la SL 1878 de Goodrich: previene sobre el uso de desinfectantes en algunos países, no aprobados por Goodrich.

[4] SL: Service Letter - Documento del fabricante de aviones o material aeronáutico mediante el cual comunica a los operadores en general —propietarios, operación de vuelo y mantenedores— información, consejos y recomendaciones relativas a la operación y servicio del avión.

[5] Goodrich: fabricante de los conjuntos de las ruedas y los frenos.

- SL560XL-32-29 del 22/12/16: esta carta de servicio proporciona instrucciones para hacer una inspección de la lengüeta de bloqueo que evita que el extremo del vástago del tren de aterrizaje principal y el vástago del pistón giren independientemente. Se recomienda incluir esta inspección en el programa de inspecciones.

5.3.2. Boletines de Servicio del fabricante de los conjuntos de las ruedas/frenos del tren principal

A continuación, se incluyen los SB y SL aplicables a la aeronave del suceso n/s: 6173 del fabricante de los conjuntos de las ruedas y los frenos del tren de aterrizaje (Goodrich):

- SB 831(3-1571-32-1) 19/10/00: afecta al conjunto de la rueda de las aeronaves C560 que usen n/p: 3-1571-1, indicando que para aumentar la vida por fatiga del neumático Michelin se instale la n/p: 3-1571-2 (nuevo número de pieza mejorado), que aumenta la sección para absorber el incremento en las cargas. Lo que varía es la base de la rueda, se debe implementar cuando haya que cambiar alguno de los componentes.
- SB1006 (3-1571-32-3) 18/02/08 rev.2: mejora de nuevo el conjunto de la rueda para aeronaves que usan los n/p: 3-1571-1 y n/p: 3-1571-2, por los nuevos conjuntos n/p: 3-1571-3 y 4. Aconseja implementarlo en los tres siguientes cambios de neumáticos.
- SB1026 (3-1571-32-4) 15/06/07: aplicable al conjunto de rueda principal, se emite con objeto de introducir un nuevo y mejorado conjunto de tapón de alivio térmico, ya que algunos operadores habían enviado informes, al detectar baja presión en los neumáticos, causada por una fuga del tapón de alivio térmico.
- SB1088 (3-1571-32-6) rev.1 24/05/10: aplicable a las tuercas de sujeción y los tornillos de las ruedas, recomendando realizar más inspecciones dado que varios operadores han reportado que estos insertos se habían soltado.
- SB1097 (3-1571-32-7) 25/02/11: mejora el conjunto de la rueda, en particular los tornillos y las tuercas de sujeción dado que varios operadores han reportado la pérdida o rotura de estos elementos. Se recomienda cambiarlos en el siguiente cambio de tornillos.
- SB1114 (3-1571-32-8) 31/01/12: para introducir una nueva junta entre la base de la rueda y conjunto de escudo térmico, dando un extra de protección al tubo de la rueda de abrasión.
- SB1194 (3-1571-32-9) 23/02/18: introduce una nueva junta de cierre como mejora del conjunto de rueda, de manera que la nueva ranura en la que va alojada la junta es más profunda que la antigua. Cuando tenga que reemplazarse se recomienda su sustitución.
- SL1889 15/06/01: procedimiento de aplicación de un sellador adhesivo.
- SL1914 03/02/06 rev.1: recomendando que no se utilicen piezas no aprobadas en los conjuntos de ruedas y frenos.
- SL1977 30/07/07 rev.1: estableciendo procedimientos sobre el uso de sustancias químicas utilizadas en el mantenimiento de los conjuntos de las ruedas del tren y

sus frenos, los tapacubos, que tienen recubrimiento de cadmio, o contiene berilio, fibras cerámicas, o asbestos.

- SL1987 26/10/05 rev.1: en relación a las ruedas del tren principal, indica como calcular el número de cambios de neumáticos que puede hacer necesarios las inspecciones NDT. Así un neumático que es quitado por un daño evidente y no tiene desgaste en la banda de rodadura añade un cambio de neumático que puede causar no deseadas inspecciones NDT. Un neumático quitado con menos de cien aterrizajes, cuenta como ½ cambio y si se realizan más de cien aterrizajes, cuenta como un cambio de neumático.
- SL2000 01/11/04: en relación a las ruedas del tren de aterrizaje principal y de morro, establece una serie de precauciones en la instalación de los conos de rodamientos. El propósito es asegurar que se instalan los conos de rodamientos correctos en las llantas de las ruedas, dado que hay personal de mantenimiento de operadores que han instalado conos que no son los adecuados pudiendo causar daños al tren, como consecuencia de que los n/p y los tamaños son muy similares.
- SL2022 11/01/06: en relación a las ruedas del tren principal, establece procedimientos de equilibrado de las ruedas y las llantas.
- SL2048 16/11/06: emitida para la introducción de una nueva pintura base. La nueva imprimación sin cromo reduce el impacto ambiental.
- SL2054 05/03/07: en relación a las ruedas de tren de morro y principal, los operadores tienen la opción de utilizar Mobil Aviation Grease SHC 100 (código de producto 530063) en los rodamientos de los conjuntos de ruedas. Los operadores deben asegurarse de que no se utilice Mobilith SHC 100. Mobilith SHC 100 no es para uso en aviación y no está aprobado.
- SL2056 04/04/07 rev.1: el propósito esta carta de servicio brinda instrucciones para asegurarse de que los tornillos de inserción de la transmisión tengan el valor de torque correcto de manera que debe comprobarse en el siguiente cambio de llanta ya que varios operadores informaron que había tornillos sueltos o insertos sueltos en servicio.
- SL2074 03/01/08: para indicar los aprietes del núcleo de la válvula.
- SL2076 28/02/08: en relación a los conjuntos del tren de aterrizaje principal y de morro, recomienda el cambio de grasa utilizada en los rodamientos.
- SL2078 29/02/08: en relación a los conjuntos del tren de aterrizaje principal y de morro, considerando que ha habido personal de mantenimiento que ha sufrido lesiones graves por explosión de los neumáticos durante su inflado, se recomienda que se inflen con una fuente de presión de nitrógeno regulada, es decir, que disponga de un regulador de presión del sistema.