

CE N° 2.364.473 (FAA)

ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIONES DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el accidente, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago /44) Ratificado por Ley 13.891 y en el Artículo 185 del CODIGO AERONAUTICO (Ley 17.285), esta investigación tiene un carácter estrictamente técnico, no generando las conclusiones, presunción de culpas o responsabilidades administrativas, civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba de tipo judicial, sino con el objetivo fundamental de prevenir futuros accidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial que, en relación con el accidente, pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Aeródromo Sauce Viejo, Provincia de Santa Fe.

FECHA: 11 OCT 2007

HORA: 22:06 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Learjet

MODELO: 35

MATRICULA: LV-ZZF

PILOTO: Licencia Piloto Comercial 1ª Clase Avión

COPILOTO: Licencia Piloto Transporte de Línea Aérea Avión

PROPIETARIO: Explotador de Transporte Aéreo No Regular

Nota: Las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC), que para el lugar del accidente corresponde al huso horario -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 11 OCT 07 a las 21:22 hs, la tripulación integrada por Piloto y Copiloto despegó con la aeronave LV-ZZF del Aeropuerto Jorge Newbery, Ciudad de Buenos Aires, en un vuelo de transporte aéreo no regular de pasajeros con destino al Aeródromo Sauce Viejo, de la Ciudad de Santa Fe, Provincia del mismo nombre.

1.1.2 Luego de 44 minutos de vuelo, el piloto dispuso el aterrizaje sobre la pista 03/21, y en la carrera de aterrizaje, al aplicar frenos se produjo una condición de frenado anormal en las ruedas del tren principal derecho con desvío hacia ese lado, y como consecuencia de ello, y de la acción de corrección de guiñada con posterior pérdida de control, la aeronave se despistó sobre la franja oeste (izquierda) de la misma, rompiendo dos balizas de borde de pista, cortando el cable de balizamiento y quedando detenida sobre un sector de pasto anegado, resultando ilesos la tripulación y los pasajeros, provocando daños leves en la aeronave.

1.1.3 El accidente ocurrió de noche.

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	2	6	

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula: Pequeñas abolladuras en los tanques de combustible de puntera de ala, deformaciones de la puerta de tren de aterrizaje derecho, rotura de ambas cubiertas del tren de aterrizaje derecho.

1.3.2 Motores: Sin daños

1.3.3 Daños en general: Leves.

1.4 Otros daños

Rotura de dos (2) balizas de borde de pista y corte de cable de balizamiento sobre superficie.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto, de 47 años de edad, es titular de la Licencia de Piloto Comercial

de 1ª Clase de Avión, con habilitaciones para vuelo nocturno y vuelo por Instrumentos en aviones monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kg, GLF4; GLF; LJ24; SW3; LJ25; LJ31; LJ35; LJ60. Otras licencias: PPA-PCA-TLA-IVA.

Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica Clase II, estaba vigente hasta el 30 NOV 07.

1.5.2 Su experiencia en horas de vuelo era:

Total	14000.0
Últimos 90 días:	150.0
Últimos 30 días:	50.0
El día del accidente:	.6
En el tipo de aeronave accidentada:	2900.0

1.5.3 El Copiloto de 49 años de edad, es titular de la Licencia de TLA Avión, habilitaciones para vuelo nocturno y vuelo por Instrumentos en aviones monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kg, ATR; JSTA; F28; IA50; LJ35.

1.5.4 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase I, Semestral estaba vigente hasta el 29 FEB 08.

1.5.5 Su experiencia en horas de vuelo era:

Total	8000.0
Últimos 90 días:	55.0
Últimos 30 días:	20.0
El día del accidente:	.6
En el tipo de aeronave accidentada:	450.0

1.5.6 La Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas (DHA) informó que Piloto y Copiloto no registran en sus respectivos legajos accidentes ni infracciones aeronáuticas.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

1.6.1.1 El Learjet 35 fue fabricado por Gates Learjet Corporation en 1976 bajo el N° de Serie 35-049. Es una aeronave completamente metálica, de ala baja sin montantes, empenaje en "T", ocho plazas, con tren de aterrizaje triciclo y ruedas duales en los trenes principales, el tren delantero está equipado con cubiertas con deflector de agua. La extensión y retracción del tren se efectúa hidráulicamente.

1.6.1.2 Los comandos de vuelo son convencionales y accionados por cables desde la cabina de pilotos. Los flaps son operados eléctricamente y accionados hidráulicamente.

1.6.1.3 El sistema de combustible está constituido por dos tanques de ala, uno por plano; un tanque de fuselaje constituido por dos celdas de goma; y dos tanques de puntera de ala (wing tanks). La capacidad total de combustible es de 931 galones USA.

El flujo de combustible al motor es suministrado por dos bombas colocadas en ambos tanques de ala, dos bombas eléctricas (Standby) adyacentes a las bombas de los tanques de ala, utilizadas para el arranque de los motores y en caso de falla de las bombas principales.

1.6.1.4 El sistema eléctrico lo constituyen dos generadores, uno por motor, proveen alimentación de 28 Volts C.C. a la aeronave. Los generadores son del tipo refrigerados por aire, proporcionando un régimen de 30 volts/400 amperes a 6.000/12.000 RPM. La corriente alterna es provista por dos inversores situados en el cono de cola, proporcionando 115 volts/400 Hz, y dos baterías de níquel-cadmio situadas en el cono de cola, que es utilizada para el arranque de los motores.

1.6.1.5 El sistema anti-skid es un sistema integrado electro - mecánico e hidráulico, incorporado a la línea hidráulica principal del sistema de frenos para evitar el bloqueo de los frenos durante el aterrizaje en cualquier tipo y condición de las pistas.

1.6.1.6 En el tablero principal de instrumentos se sitúan cuatro luces indicadoras, una por cada conjunto de frenos, las que deberán permanecer apagadas cuando el sistema está funcionando correctamente y se encenderán cuando alguno de los conjuntos no se encuentra protegido por el sistema, indicando que ese conjunto puede bloquearse.

1.6.1.7 Al momento del accidente la aeronave registraba un TG de 19.574.1 horas y un T.G. de Ciclos de 15.641, DUR 466.0 horas y 480 Ciclos.

1.6.1.8 El Certificado de Inscripción de Propiedad está a nombre de una empresa de transporte aéreo no regular, desde el 11-Oct-2007, al igual que el Certificado de Matriculación.

1.6.1.9 El Certificado de Aeronavegabilidad es de Clasificación Estándar, Categoría Transporte, con fecha de emisión 28-May-2003 y fecha de vencimiento Ago-2008.

1.6.1.10 El Formulario DNA 337 fue otorgado por el TAR DNA 1B-414, con fecha 27-Ago-2007 y fecha de vencimiento Ago-2008.

1.6.1.11 El mantenimiento de la aeronave, se había efectuado de acuerdo al plan de mantenimiento "Por fases" otorgado por el fabricante.

1.6.1.12 Velocidades:

Máxima de operación – V _{MO} /M _{MO} :	del nivel del mar a 14.000 pies	307 KIAS
	sobre los 14.000 pies	359 KIAS
Máxima de maniobra – V _A :	Se debe consultar las tablas del manual de Vuelo	
Máxima para operación de flaps – V _{LO} :		202 KIAS
Máxima con tren extendido – V _{LE} :		266 KIAS
Máxima con flaps extendido – V _{FE} :	de 1° a 20°	203 KIAS
	de 21° a 40°	151 KIAS

1.6.2 Motores

1.6.2.1 La aeronave estaba potenciada por dos motores turbofan Garret/Honeywell de 3.500 Lbs de empuje cada uno.

1.6.2.2 El motor N° 1 Modelo TFE 731-2-2B Serie N° P-74239C contaba al momento del accidente con un TG de 17.378.6 horas y 13.319 ciclos; D.U.R. 545.5 horas y 588 ciclos.

1.6.2.3 El motor N° 2 Modelo TFE 731-2-2B Serie N° 74293C contaba al momento del accidente con un TG de 18.305.6 horas y 13.379 ciclos; DUR 1.780.4 horas y 2.116 ciclos.

1.6.3 Peso y balanceo al momento del accidente

1.6.3.1 Pesos

Máx. de rodaje	17.250 Lbs
Máx de despegue (PMD):	17.000 Lbs
Máx de aterrizaje (PMA):	14.300 Lbs
Vacío:	9.500 Lbs
Piloto/Tripulación (2)	350 Lbs
Pasajeros (6)	1.050 Lbs
Combustible:	4.200 Lbs
Otros:	----- Lbs
Total al momento del accidente:	15.100 Lbs
PMA:	14.300 Lbs
Diferencia:	800 Lbs en más con respecto al PMA.

1.6.3.2 El peso de aterrizaje no se encontraba dentro de los límites establecidos en el Manual de Vuelo de la aeronave. El centro de gravedad se encontraba dentro de los valores permitidos en el Manual de Vuelo de la aeronave.

1.7 Información meteorológica

1.7.1 El informe del Servicio Meteorológico Nacional, con datos de los registros horarios de la estación meteorológica del Aeródromo Sauce Viejo y analizado también el mapa sinóptico de superficie de 21:00 UTC, era: Viento 160/17 KT; visibilidad 2 KM; fenómenos significativos: llovizna débil intermitente; nubosidad 1/8 ST 90 m – 5/8 ST 150 m – 5/8 ST 300 m; temperatura 13.3° C ; temperatura de punto de rocío 12.6° C; Presión a nivel medio del mar 1013.8 hPa; humedad relativa 96%.

1.7.2 Situación sinóptica de las 21:00 UTC: Transporte de aire templado y muy húmedo del sector Este afectaba la región, desde el centro de Buenos Aires hasta el norte de Santa Fe, con nubosidad baja estratiforme y lloviznas aisladas con intermitencia.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

Hubo falla en el registro de grabación de la transmisión de la frecuencia principal de la torre de control, a partir de las 21:55 hs, por causas de origen desconocido.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió sobre la pista de asfalto 03/21 de 2.325 m de largo por 30 m de ancho del aeródromo Sauce Viejo, Santa Fe, en buen estado de conservación. En el momento del accidente la pista estaba mojada y las franjas de pasto de ambos costados anegadas como consecuencia de la lluvia caída durante el día.

1.10.2 Las coordenadas geográficas del lugar son 31° 42' S y 060° 49' W, y la elevación sobre el nivel medio del mar es de 17 m.

1.11 Registradores de vuelo

1.11.1 Registrador de voces de cabina (CVR) marca Collins, modelo 642C-1, P/N° 522-4057-001 S/N° 3928, situado en la parte trasera de la aeronave fue desmontado a efectos de su desgrabación, lo que se realiza en la empresa Aerolíneas Argentinas, no obteniéndose resultados positivos, dado que en los 30 minutos que estimativamente debería durar la grabación, no se escuchó ningún sonido proveniente de los cuatro canales que posee el registrador, quedando esta novedad registrada en el informe emitido por Aerolíneas Argentinas como "Aparentemente sin audio de grabación".

1.11.2 En base a esto se hizo necesario conocer cual fue el motivo de la no grabación, por lo que se requiere la intervención nuevamente de Aerolíneas Argentinas para el desarme del CVR, tener acceso a los componentes y solo realizar una verificación visual de estos. Verificados los componentes se comprueba que el motor/reductor de tracción de cinta se encontraba trabado por lo que no se realizaba el movimiento de desplazamiento de la cinta y por consiguiente no se efectuaba la grabación, además se comprobó que la placa de amplificadores de audio se encontraba suelta. Estos resultados fueron asentados en el informe correspondiente que normalmente emite Aerolíneas Argentinas. Por lo expuesto, el CVR al momento del accidente no se encontraba en servicio, desconociéndose asimismo el tiempo de operación en esas condiciones.

1.11.3 Registrador de Datos de Vuelo (FDR) marca LAS, modelo 109D, P/N° 40244007, S/N° 455 situado en la bodega delantera de la aeronave también fue desmontado con el objeto de obtener los parámetros contenidos en la cinta. Como este FDR es un modelo antiguo, en el país no hay capacidad de desgrabación, por lo que se hizo necesario enviarlo al exterior iniciándose los trámites correspondientes.

1.11.4 En primer lugar se coordinó con el Juzgado interviniente para su remisión a la National Transportation Safety Board en USA que cuenta con el equipo apropiado, enviándose también todos los datos referidos a la aeronave y al vuelo. En el Informe elaborado por la NTSB se especifica claramente que la unidad no estaba operable en el momento del accidente de la aeronave, debido a que durante el desarme se encontró el carrete de rebobinado vacío, y en el otro carrete la cinta metálica completa sin desplegar y sujeta con cinta plástica adhesiva, es decir que nunca el FDR fue puesto en servicio para operación, desconociéndose también desde cuándo se encontraba en esa situación.

1.11.5 Por lo expresado, tanto el Registrador de Voces de Cabina (CVR) como el Registrador de Datos de Vuelo (FDR), se encontraban fuera de servicio al momento del accidente. No se habrían realizado los chequeos correspondientes antes del vuelo para verificar su estado de funcionalidad, ni tampoco se efectuaron las pruebas de mantenimiento como lo especifica el Manual de Mantenimiento en sus Capítulos 23.70.0 para el CVR y 31.30.00 para el FDR, caso contrario se habrían detectado las anomalías.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 Luego del aterrizaje, el avión recorrió sobre la pista aproximadamente unos 1000 m, mientras el piloto tuvo control direccional de la misma, luego la aeronave sin control se desplazó hacia la franja Oeste, quedando detenida fuera de la pista, sobre una franja de pasto anegado a 5 m de la misma y a 1030 m, aproximadamente, de distancia del umbral de la pista 03/21.

1.12.2 Al abandonar la pista, la aeronave sin control, desprendió y rompió dos balizas de borde de pista y cortó el cableado de las mismas que se hallaba en superficie. Trozos de las balizas al desprenderse y romperse produjeron pequeñas abolladuras en los tanques de combustible de puntera de ala.

1.13 Información médica y patológica

No se establecieron antecedentes médico - patológicos en los tripulantes que pudieron haber influido en la ocurrencia del accidente.

1.14 Incendio

No se produjo.

1.15 Supervivencia

1.15.1 Los cinturones y arneses de los ocupantes de la aeronave actuaron eficazmente, y preservaron a los tripulantes y pasajeros de lesiones o daños. Tanto la tripulación como los pasajeros evacuaron el avión por sus propios medios, sin inconvenientes.

1.15.2 El Plan de Emergencia del Aeródromo funcionó adecuadamente, concurrendo al lugar en forma inmediata, tres autobombas, una ambulancia, un móvil de la Autoridad Aeronáutica y otro del Gobierno Provincial.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Se verificó la documentación del piloto y copiloto, sin novedad.

1.16.2 En la pista donde ocurrió el accidente se relevaron las marcas dejadas en la superficie de la misma, en el terreno de la franja y los obstáculos cercanos; también se evaluaron los daños en la aeronave, la condición de la cabina de vuelo y pasajeros, los

elementos de seguridad y se inspeccionaron los restos de las cubiertas.

1.16.3 En primer lugar se comprueba la rotura de ambas cubiertas del tren principal derecho, siendo la N° 3 marca Good Year / Flight Eagle P/N° 178K23-5 y S/N° 71060910, y la N° 4 también marca Good Year/Flight Eagle P/N° 178K23-5 y el S/N° 71090812, no pudiéndose determinar en principio la causa de las roturas.

1.16.4 La banda de rodamiento de ambas cubiertas se encontraban bastante gastadas por el uso, casi sin dibujo, desconociéndose la cantidad de aterrizajes, dado que el cambio de ambas cubiertas no fue asentado en la libreta historial. En la cubierta N°3, la banda de rodamiento se desprendió casi en su totalidad, y la cubierta N° 4 presentaba una sección de la banda gastada hasta las telas, producto de un aparente deslizamiento sobre la pista.

1.16.5 En estas circunstancias no se pudo determinar con exactitud si hubo un bloqueo de las ruedas N° 3 y N° 4 por fallas en el sistema anti-skid, dado que el piloto en ningún momento manifestó haber tenido problemas en el sistema de frenos, o encendido de alguna luz, antes del aterrizaje, durante el aterrizaje ni posterior a éste.

1.16.6 Una vez rescatada la aeronave y lavado todo el tren de aterrizaje, es trasladada a un hangar a efectos de verificar otros daños y efectuar el cambio de cubiertas y una puerta del tren derecho.

1.16.7 Mientras se efectuaba el trabajo se encendió en el tablero principal de instrumentos la luz perteneciente al conjunto de freno N° 3 del sistema anti-skid, indicando que ese conjunto de freno no se encuentra protegido por el sistema. En estas circunstancias se autorizó el traslado de la aeronave a la base de la empresa a efectos de proseguir con las investigaciones.

1.16.8 Durante el vuelo de traslado, el piloto manifestó que volvió a encenderse la luz indicadora del conjunto N° 3, denotando una aparente falla intermitente del sistema.

1.16.9 Ya en la base de operaciones de la empresa, la aeronave fue elevada sobre gatos a efectos de cumplimentar los chequeos funcionales del sistema anti-skid indicados en el Manual de Mantenimiento de la Aeronave.

1.16.10 En primer término se probó el funcionamiento del generador (transducer) de la rueda N° 3 con resultado satisfactorio, luego se cumplimentaron los pasos indicados en las Pag. 201 a la 206 para MODO AIRE y para MODO TIERRA colocando una caja de control anti-skid nueva, al igual que un generador (transducer), no presentando novedades el sistema.

1.16.11 Con posterioridad se chequeó el sistema colocando la caja de control y el generador (transducer) original, haciendo trabajar el sistema para cada una de las ruedas, dando como resultado un encendido de la luz indicadora de la rueda N° 4. Una segunda prueba dio como resultado el encendido de las luces de las ruedas N° 2 y 3. Se vuelve a comprobar el sistema con la caja de control nueva, no encontrándose novedades, estimándose que la falla intermitente fue producida por la caja de control original. Esto originó dudas sobre en qué rueda se habría producido, en primer término, el posible bloqueo.

1.16.12 A fin de determinar con exactitud la causa del accidente, si fue producto del mal funcionamiento del sistema anti-skid o fallas en las cubiertas, se contactó al fabricante de la aeronave a efectos de remitir la caja de control para su examen en laboratorio dado que en el país no hay capacidad para efectuar ese tipo de control.

1.16.13 Con fecha 31-Ene-2008, Bombardier Learjet confecciona el LAB FACTUAL REPORT N° 35-049 con el resultado del testeado de la caja de control llevado a cabo por la empresa Crane Hydro-Aire Division de acuerdo con lo indicado en el Manual de Overhaul 42-201-1 Capítulo 32-40-76, del accesorio en cuestión.

1.16.14 Según lo expresado en el informe, después del testeado de la caja de control se obtuvieron los siguientes resultados indicados en la parte "Results":

- 1) Durante el testeado falló el circuito de la rueda # 3;
- 2) No hubo daños visibles de la unidad ni en los circuitos internos;
- 3) Hubo dos componentes en los circuitos impresos que fueron cambiados;
- 4) Según los archivos de diez años atrás, esta unidad nunca fue procesada por el laboratorio de Wichita.

1.16.15 Por lo expresado en el Report de Bombardier, se puede afirmar que la causa del accidente de la aeronave, fue originada por falla en el circuito correspondiente a la rueda # 3 de la caja de control anti-skid.

1.16.16 Con el fin de ampliar la información dada en "Results" del Report de Bombardier, se contacta nuevamente con el fabricante preguntándole lo siguiente:

- 1) Cuál es el inconveniente que se produciría en la operación de la aeronave debido a una falla en el circuito de la rueda # 3 (Si es posible un bloqueo de la rueda # 3).
- 2) Si fue encontrada una inapropiada práctica de mantenimiento o cambio.

1.16.17 La respuesta de Bombardier es clara y específica que:

- 1) Basada en los valores de voltaje de la rueda # 3 durante el testeado podría liberarse el freno durante la acción de frenado, esto produciría un mayor frenado en las ruedas del tren izquierdo que en las ruedas del tren derecho, causando por lo tanto un desplazamiento de la aeronave hacia la izquierda o un calentamiento del conjunto de freno de la rueda # 4, para compensar el desvío.
- 2) Se constató que un par de componentes fueron cambiados sobre los circuitos impresos. Esto fue determinado por el hecho de que estos componentes no tenían la capa de protección original y que Bombardier no tiene antecedentes de haber intervenido esta caja de control, por lo que estima que el cambio de componentes pudo haber sido efectuado por otro taller autorizado o por uno no autorizado, por lo tanto no pueden dar información sobre el cambio de componentes.

1.16.18 Verificadas las libretas historiales y documentación de la última inspección, no se constataron novedades sobre el mantenimiento y tampoco sobre la aplicación del Plan de Mantenimiento del fabricante. Sin embargo, no se habían incluido allí los cambios de cubiertas y de los conjuntos de frenos.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave y la tripulación, estaban afectadas a una Empresa Aerocomercial de Transporte Aéreo no Regular, según consta en el Certificado de Explotador Aéreo y Certificado de Aeronavegabilidad.

1.18 Información adicional

1.18.1 Con respecto al uso de las cubiertas Good Year/Flight Eagle P/Nº 178K23-5, la Fuerza Aérea Argentina también operaba con este tipo de cubiertas, y tuvieron problemas con el desprendimiento de la banda de rodamiento en varias oportunidades, situación que obligó a la Fuerza Aérea al envío de una cubierta afectada, conjuntamente con un informe, al fabricante Good Year Tire and Rubber, manifestándoles además que se habían detectado ampolladuras y defectos en otros neumáticos similares, por que la Fuerza Aérea determinó no continuar con el uso y desmontar aquellos instalados en las aeronaves operativas.

1.18.2 Al respecto Good Year manifestó que el desprendimiento de la banda de rodamiento se produjo por la poca adhesión entre la superficie del casco y la banda de rodamiento, reconociendo que las novedades en las cubiertas se debieron a fallas en el proceso de fabricación, y que hasta tanto no se mejoren dichos procesos, recomienda verificar el estado de las mismas antes de cada vuelo, al igual que lo establecido en el Manual de Vuelo de la aeronave en la inspección exterior previa al vuelo.

1.18.3 Cabe acotar que durante el transcurso de esta investigación, la misma aeronave sufrió nuevamente la rotura de ambas cubiertas del tren derecho.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

Se utilizaron las de rutina.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos Operativos

2.1.1 De acuerdo con lo establecido en el Manual de Vuelo de la Aeronave, Procedimientos Normales, Inspección Exterior Prevuelo, ítem 7, apartado g, el conjunto del tren principal derecho, incluida la condición de sus frenos y cubiertas, debieron ser chequeados por la tripulación antes de la partida en Aeroparque Jorge Newbery; de

haberlo realizado adecuadamente, se hubiera detectado lo asentado en la primer parte del párrafo 1.16.4; factor contribuyente en el accidente.

2.1.2 La aeronave Learjet 35 (S/Nº 35-049), matrícula LV-ZZF, es una aeronave afectada a Transporte Aéreo No Regular, debiendo cumplir con la regulación RAAC 135. Para este caso puntual, deberá estar equipada con CVR para cumplir con lo indicado en la Sección 135.151, no debiendo contar con FDR, según lo indicado en la Sección 135.152. De acuerdo con lo establecido en el Manual de Vuelo de la Aeronave, Procedimientos Normales, “Antes de Encender Motores”, ítem 25 CVR- Test, la tripulación debería haber chequeado el funcionamiento de este equipo. De haberlo realizado adecuadamente se hubiera detectado lo asentado en párrafo 1.11.2 y 1.11.5.

2.1.3 La tripulación no observó novedades del sistema anti-skid en ninguna fase del vuelo, ni durante la carrera de aterrizaje. Efectivamente la novedad de una posible falla del sistema, además hubiese sido detectado por la tripulación en los chequeos previstos en el Manual de Vuelo de la Aeronave, Procedimientos Normales, Antes del Rodaje y Antes del Aterrizaje.

2.1.4 De acuerdo con el Manual de Vuelo de la Aeronave, Límites de Peso, y Datos Técnicos de certificación el valor de peso máximo de aterrizaje de la aeronave Learjet matrícula LV-ZZF, S/Nº 35-049, es de 14.300 Libras. En la declaración de la tripulación luego del accidente se expresa un peso máximo de aterrizaje de 15300 Libras valor que excede los límites citados en 1000 Libras.

2.1.5 El cálculo del peso de la aeronave al momento del aterrizaje y posterior accidente registra un valor de peso de 15.100 Libras, por lo que se establece que la aeronave habría operado con un exceso del peso máximo de aterrizaje de 800 Libras.

2.1.6 Asimismo, el Manual de Vuelo de la Aeronave, en su parte Datos de Performance, establece en el Uso de Cartas de Aproximación y Aterrizaje, sus límites relacionados con los pesos de aterrizaje. En Máximo Peso de Aterrizaje establece una nota en la que registra que si el peso de la aeronave sobre el destino es mayor que el peso límite citado debería consumirse combustible hasta alcanzar el peso apropiado. Si la tripulación hubiese realizado una adecuada planificación del vuelo o hubiera tenido en cuenta esta limitación antes del aterrizaje, no se habría operado con el exceso de peso anteriormente citado, factor contribuyente en el accidente.

2.1.7 El viento en el lugar antes del aterrizaje, informado por la torre de control a la aeronave y al momento del accidente, registrado por el SMN, era de 160º/17 Kt. Al realizar el cálculo de componente de los 090º y de cola, para la pista 03, permite observar un valor de 13 Kt de componente de los 090º de la derecha y 11 Kt de cola. El Manual de Vuelo de la Aeronave, en su parte Limitaciones, establece una componente de viento de cola máxima de 10 Kt, por lo que se aprecia que la aeronave operó con posible componente de viento de cola fuera de límite, considerándose un probable factor contribuyente en contra de la acción de frenado adecuada, posiblemente ponderado por la tripulación dada la situación meteorológica al momento del aterrizaje, cuyos techos de nubes restringían una circulación visual para pista 21.

2.1.8 La tripulación realizó el control de procedimientos antes del aterrizaje, con aproximación instrumental ILS para pista 03, e hizo contacto visual con el terreno y la

pista aproximadamente a 4/5 MN, cruzó borde de campo con Vref y configuración normal de aterrizaje. Al toque con la pista, con spoiler "on", luego de recorrer aproximadamente 500 m desde el umbral, durante el frenado, la aeronave guiña hacia la derecha, posiblemente debido a una falla en el circuito correspondiente al sistema de frenos de la rueda N° 3, en la caja de control del sistema anti-skid, disminuyendo la acción de frenado de esa rueda y produciendo un posible calentamiento con posterior rotura, por mayor frenado y deslizamiento en pista mojada de la rueda N° 4, quedando los restos de la cubierta esparcidos a 650 m del umbral. En esas circunstancias el piloto habría realizado una corrección hacia la izquierda, lo que sumado a la acción de frenado normal del tren izquierdo, hizo que la aeronave se cruzara derrapando hacia la izquierda con posible rotura en la rueda N° 3 por deslizamiento, quedando los restos de esta cubierta a unos 750 m del umbral. Debido a ello probablemente se pierde el control de la aeronave a los 900 m del umbral, saliendo de pista a los 1000 m aproximadamente de éste, desprendiendo y rompiendo dos balizas de borde de pista, cortando el cableado de balizamiento en superficie y recorriendo unos 30 m aproximadamente a baja velocidad, deteniéndose en la franja de seguridad izquierda de pasto anegada, a unos 1030 m del umbral y 5 m del borde de la pista, aproximadamente.

2.1.9 Posteriormente se efectúa la evacuación de la aeronave sin novedad.

2.2 Aspectos Técnicos

2.2.1 A fin de efectuar un análisis exhaustivo de las causas del accidente, es conveniente citar otros detalles que impidieron o demoraron las investigaciones, por ejemplo:

- 1) No fueron obtenidas las grabaciones del CVR debido a que el equipo se encontraba fuera de servicio.
- 2) Como el FDR es un modelo antiguo, no hay capacidad de intervención en el país por lo que fue necesario enviarlo al exterior para su desgrabación con la consiguiente demora que se produce para su envío y posterior recuperación.
- 3) De acuerdo con el Informe de la NTSB el FDR no estaba en condiciones de operación, debido a que la cinta metálica de grabación no se encontraba colocada en el carretel correspondiente al rebobinado, causa por la cual tampoco se contó con esa información.
- 4) A fin de realizar un testeo y comprobar el funcionamiento de la Caja de Control del sistema anti-skid, también fue necesario su remisión al exterior con la consiguiente demora que ello implica.
- 5) Que de acuerdo a la situación encontrada después de la verificación realizada al C.V.R. en el país, y a la no realización adecuada de los controles correspondientes al funcionamiento antes del vuelo, la aeronave no habría estado en condición aeronavegable para cumplimentar el tipo de vuelo.

2.2.2 Que en este análisis también es conveniente citar los pesos de la aeronave durante las operaciones de despegue y de aterrizaje de acuerdo al siguiente detalle:

- 1) Que la aeronave habría despegado con un peso total de 16.141 Lbs, estando por lo tanto 859 Lbs en menos del valor certificado para el despegue.
- 2) Que el combustible remanente de la aeronave después del accidente era de 4.200 Lbs, los que sumados al peso vacío, al peso de la tripulación y al de los pasajeros, da un total de 15.100 Lbs, estando por lo tanto 800 Lbs por sobre el valor certificado para el aterrizaje.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

- 3.1.1 El Piloto y Copiloto, estaban habilitados para realizar el vuelo.
- 3.1.2 La aeronave no habría estado en condiciones de aeronavegabilidad para cumplimentar el tipo de vuelo de acuerdo con las RAAC 135.
- 3.1.3 La meteorología tuvo influencia, la pista estaba mojada, probable componente de viento de cola levemente fuera de límite y la altura de la base de nubes no permitía una circulación visual.
- 3.1.4 La aeronave habría aterrizado con 800 Lbs en más por sobre el valor del peso máximo certificado para el aterrizaje.
- 3.1.5 El piloto realizó el control de procedimiento previo al aterrizaje, sin novedad.
- 3.1.6 Por lo expresado en el Report de Bombardier, se puede afirmar que la causa del accidente de la aeronave, fue originada por falla en el circuito correspondiente a la rueda N° 3 de la caja de control anti-skid, produciendo una liberación parcial del líquido hidráulico hacia los discos de freno de la rueda N° 3, con un calentamiento por mayor frenado en el conjunto de la rueda N° 4 y posterior rotura de cubierta por deslizamiento en pista mojada, disminuyendo por lo tanto la acción de frenado, por lo que la aeronave se desplaza a la izquierda por el frenado normal de las ruedas del tren izquierdo, sumados a la acción ejercida de corrección de guiñada. Luego la aeronave se cruza, derrapa hacia la izquierda, con pérdida de control de la misma y salida de pista.
- 3.1.7 En cuanto a las roturas de las cubiertas, éstas se producen por: calentamiento por mayor frenado en la rueda N° 4 y deslizamiento, y por deslizamiento la cubierta N° 3. A esto se sumó la condición por desgaste de ambas cubiertas, en condiciones no recomendables para este tipo de operación (pista mojada).
- 3.1.8 El piloto manifestó no haber tenido problemas en el sistema de frenos, o haber observado alguna señal de luces, antes y durante el aterrizaje.
- 3.1.9 El Plan de Emergencia del Aeródromo actuó adecuadamente, la grabación de la torre de control tuvo falla parcial en el registro de transmisión de la frecuencia principal no quedando registrada por causas desconocidas, las balizas de borde de pista se desprendieron cumpliendo su frangibilidad y el cableado del balizamiento roto se

encontraba sobre la superficie.

3.1.10 Los cinturones y arneses de los ocupantes de la aeronave actuaron eficazmente.

3.1.11 Los pasajeros y la tripulación, evacuaron la aeronave por sus propios medios sin daños personales.

3.1.12 La causa del accidente es de origen técnico.

3.2 Causa

Durante un vuelo de transporte aéreo no regular de pasajeros, en la fase de recorrido de aterrizaje, pérdida de control de la aeronave y salida de pista, debido a una falla en el circuito correspondiente al sistema de frenos de la rueda N° 3 y posterior rotura de ambas cubiertas, por deslizamiento en pista mojada y calentamiento por mayor frenado en la rueda N° 4.

Factores contribuyentes:

- 1) Desgaste, en condiciones no recomendables de las cubiertas N° 3 y 4.
- 2) Peso de aterrizaje fuera de límite.
- 3) Pista mojada, operación con probable componente de viento de cola levemente fuera de límite y baja altura de base de nubes para circulación visual.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al Propietario y Operador de la aeronave

4.1.1 Considere la necesidad de tener en cuenta para su aplicación, lo establecido en las RAAC, en las siguientes Partes:

- 1) 91.7 (a); 91.403 (a) y 135.71 (a) (1), referidas a las condiciones de aeronavegabilidad, teniendo en cuenta las novedades encontradas en el FDR, CVR y la situación de las cubiertas.
- 2) 91.405 (a) (2) relacionada con las anotaciones que deben realizarse en los registros técnicos correspondientes.

4.1.2 Realizar adecuadamente los procedimientos antes del vuelo y respetar los límites establecidos en el Manual de Vuelo de la Aeronave a los efectos de contribuir con la seguridad operacional, prevenir daños personales, materiales y de terceros.

4.2 A la Región Aérea Centro

Considerar la necesidad de realizar un control adecuado sobre los Aeródromos controlados dentro de su ámbito de competencia, a los efectos que realicen el mantenimiento adecuado del equipamiento de grabación de torre de control y que las instalaciones del sistema de balizamiento cumplan con lo recomendado por OACI en Manual de Diseño de Aeródromos (Doc. 9157) Parte 5 - Sistemas Eléctricos.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes en un plazo nunca mayor a sesenta (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que la aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo. (Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas -19JUL 02- publicada en el Boletín Oficial del 23 de Julio 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil
Avda. Com. Pedro Zanni 250
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(C1104AXF) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

o a la dirección E-mail
“buecrp@ faa.mil.ar“

BUENOS AIRES, de de 2008.

Investigador a Cargo

Investigador Técnico

Director de Investigaciones

