

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 CÓDIGO AERONÁUTICO (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 Quilmes, provincia de Buenos Aires

FECHA: 25 NOV 2008

HORA: 24:00 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Beechcraft

MODELO: C-35

MATRÍCULA: LV-FSF

PILOTO: Licencia Piloto Privado de Avión

PROPIETARIO: Privado

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

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 25 NOV 08, a las 24:00 UTC aproximadamente, el piloto con la aeronave matrícula LV-FSF, después de realizar un vuelo local de entrenamiento nocturno, aterrizó en la pista 18 del Aeródromo (AD) Quilmes (ILM). Posterior al aterrizaje, en la carrera de detención de la aeronave, se retrajo el tren de nariz, recorriendo en esa situación unos 20 m, quedando detenida sobre la pista con el rumbo de aterrizaje.

1.1.2 El accidente ocurrió de noche y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Acompañante	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	1	--	

1.3 Daños a la aeronave

1.3.1 Célula: Horquilla estructural sostén de la rueda de nariz (“Axle and Piston Assy”, P/Nº 35-825125-602) y actuador del amortiguador de vibraciones (“Shimmy dumper”) fracturados; el resto de la estructura del tren de nariz (y sus puertas) con daños leves.

1.3.2 Motor: Posibles daños internos por detención brusca.

1.3.3 Hélice: Ambas palas dobladas hacia atrás.

1.3.4 Daños en general: De importancia.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 56 años de edad, es titular de la licencia de Piloto Privado de Avión, con habilitación para aviones monomotores terrestres hasta 5.700 kg.

1.5.2 De acuerdo con el informe enviado por la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas no se registran antecedentes de infracciones aeronáuticas y accidentes anteriores.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase I, se encontraba vigente, con vencimiento el 30 ABR 09.

1.5.4 Su experiencia en horas de vuelo era:

Total de vuelo:	179.1
Últimos 90 días:	9.8
Últimos 30 días:	6.8
El día del accidente:	1.0
En el tipo de aeronave accidentada:	179.1

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

Avión monomotor de construcción completamente metálica, fabricada por Beechcraft, modelo C-35 "Bonanza", matrícula LV-FSF, número de serie N° D-2942; certificada en su Estado de fabricación bajo norma CAR 3 (ref.: TCDS A-777 del año 1951). Posee tren de aterrizaje tipo triciclo, retráctil, accionado a través de un sistema electro-mecánico.

1.6.2 Célula

1.6.2.1 Al momento del suceso totalizaba 5713,7 hs TG, 879.4 hs DUR y 36.6 hs DUI. La última inspección de 100 hs (rehabilitación anual) se realizó el 28 DIC 2007 cuanto tenía 5677.1 hs TG, en el TAR DNA 1B-163.

1.6.2.2 El Certificado de Aeronavegabilidad al momento del accidente estaba vigente.

1.6.3 Motor

1.6.3.1 La aeronave se encontraba equipada con un motor alternativo de seis cilindros marca Continental, modelo E-185-11, número de serie 21095-D-1-11 de 186 HP de potencia. El motor era elegible para la aeronave de acuerdo con lo especificado en el CT.

1.6.3.2 Al momento del accidente, el motor totalizaba 5700 hs TG, 879.4 hs DUR y 39.9 hs DUI. La última inspección se realizó el 28 DIC 2007 cuanto tenía 5662.1 hs TG en el TAR DNA 1B-163.

1.6.3.3 El consumo horario de combustible era de 40.0 l/h y la autonomía de 4.5 hs.

1.6.4 Hélice

La hélice fue fabricada por Beechcraft, es modelo 215-208-14, número de serie 3839. Era bipala metálica de paso variable. No posee registro propio de historial de mantenimiento.

1.6.5 Pesos y balanceo al momento del accidente

1.6.5.1 El cálculo de los pesos de la aeronave al momento del accidente era el siguiente:

Vacío:	781.0 kg
Piloto:	88.0 kg
Combustible (180 lts x 0.72):	129.6 kg
Total de despegue:	998.6 kg
Máximo de Despegue (PMD):	1225.0 kg
Diferencia:	226.4 kg en menos respecto PMD.

1.6.5.2 El centro de gravedad se encontraban dentro de los límites establecidos en la planilla de masa y balanceo de fecha 12 JUN 95 enviada por la Dirección de Aeronavegabilidad.

1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional, con datos inferidos obtenidos de los registros horarios de las estaciones meteorológicas del Aeroparque J. Newery, interpolados a la hora del accidente y analizado también el mapa sinóptico de superficie de 00:00 UTC (26 NOV 08), era: Viento: Sector 110/10 KT; visibilidad: 10 Km; fenómenos significativos: ninguno; nubosidad: ninguna; temperatura: 26.2° C; temperatura de punto de rocío: 21.0° C; presión a nivel medio del mar 1010.8 hPa y humedad relativa: 73%.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No aplicable.

1.10 Información sobre el aeródromo

1.10.1 El accidente ocurrió en la pista 18 del AD ILM, ubicado a 2 km de la localidad de Quilmes, en la Provincia de Buenos Aires; cuenta con una pista de tierra con orientación 18 / 36 de 1.000 x 30 m de largo y ancho respectivamente.

1.10.2 Además tiene servicio de Aeradio, que opera en frecuencia 122.20 MHz y está habilitado para operaciones nocturnas.

1.10.3 Las coordenadas geográficas del lugar son: S 34° 42' 19" y W 058° 14' 41" con una elevación sobre el nivel medio del mar de 2 m.

1.11 Registadores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 El piloto efectuó el aterrizaje en la pista 18 y después de disminuir la velocidad para dirigirse a la calle de rodaje, sintió ruidos en el tren de aterrizaje de nariz y el mismo colapsó; se desplazó 20 m aproximadamente y se detuvo en la pista con rumbo 180° y a una distancia de 400 m aproximadamente de la cabecera en uso.

1.12.2 En el lugar de colapso y aplastamiento del tren de nariz, se observó un leve hundimiento de la superficie de la pista, provocado en el proceso de repliegue.

1.12.3 No hubo dispersión de restos.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

Los cinturones de seguridad actuaron adecuadamente y el piloto descendió de la aeronave por sus propios medios.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Inspección de la aeronave

1.16.1.1 Posterior al accidente y con autorización de los Investigadores, se trasladó la aeronave al TAR DNA 1B-163 para proceder a la investigación técnica. En esa instancia se comprobó que los daños se limitaban al conjunto del tren de aterrizaje de proa, observándose la fractura de la horquilla estructural, fractura completa del cilindro del actuador de amortiguador de oscilaciones del tren de nariz y daños en las barras de accionamiento del sistema de extensión y repliegue del conjunto.

1.16.1.2 A raíz de la falla del tren, la aeronave bajó la proa en la pista, por lo que hizo contacto la hélice con el terreno, dañándose.

1.16.1.3 Durante la inspección, no se hallaron indicios de otras fallas tanto en la estructura, en los sistemas de a bordo o en la planta de poder que pudieran haber influido en el presente suceso.

1.16.2 Análisis de falla

1.16.2.1 Observados los daños en la horquilla estructural del conjunto, se determinó que la fractura se encontraba ubicada en una zona contigua al momento máximo flexor del componente, sector donde se disuelven tensiones de tracción compresión alternada, generadas por las cargas a flexión.

1.16.2.2 Desmontados los componentes de la aeronave, se remitieron para su análisis metalúrgico al Laboratorio de Investigaciones de Metalurgia Física (LIMF) de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de La Plata (UNLP).

1.16.3 Aspectos metalúrgicos

1.16.3.1 El LIMF llevó a cabo análisis químicos, macrográficos y micrográficos a través de microscopía electrónica de barrido (SEM) y microscopía óptica metalográfica, con lo que produjo el informe N° 090602 (se adjunta como Apéndice 1). De acuerdo a ese documento, se determinó que la horquilla que colapsó durante la operación de la aeronave, se había fabricado con una aleación de acero del tipo SAE 4130: estructura martensítica revenida (dureza 44 HRC).

1.16.3.2 Llevado a cabo el análisis metalográfico, se determinó que el componente presenta un elevado nivel de material inclusionario compuesto por estructuras globulares de óxidos y aluminosilicatos - sulfuros con geometría predominante

longitudinal en dimensiones superiores a los 150 μm .

Nota: En el párrafo 1.18 se incluyen consideraciones del aspecto metalúrgico de interés para la presente investigación.

1.16.4 Mecánica de fractura

1.16.4.1 La mecánica de fractura por la cual falló el componente se trata de un proceso de agrietamiento progresivo (fatiga) iniciado desde una zona donde fue detectado un alto nivel inclusionario (no ferroso); avanzaron frentes de fisura que disminuyeron la sección resistente del componente hasta su colapso plástico final, debido a la acción de cargas por encima del nivel de resistencia.

1.16.4.2 Dadas las particularidades geométricas del componente, el tipo y nivel de solicitaciones a las cuales se ve sometido; es probable que durante el ciclo de servicio en que se produjo la falla final, las cargas se hayan presentado en un umbral por encima del límite elástico, que combinándose con la reducción de la sección resistente y la alteración de las propiedades mecánicas de la aleación, dieran como resultado el colapso de la horquilla durante la operación terrestre.

1.16.5 Otros aspectos metalúrgicos

1.16.5.1 En la misma horquilla que colapsó en servicio, se detectó en la zona próxima al eje de alojamiento de la rueda, una reparación a través de técnica de soldadura. Cabe señalar que si bien eso no tuvo ningún tipo de influencia con el suceso analizado, es muy probable que esa área también se encuentre con sus propiedades mecánicas disminuidas debido a la alteración térmica de la zona.

1.16.5.2 Observada el área, se pudieron visualizar macroscópicamente, zonas aledañas a los cordones de soldadura, donde existe un viraje superficial de la coloración original de la aleación. Esa alteración es un indicio del daño que existe a nivel cristalino debido a la fusión y resolidificación local durante una técnica impropia de soldadura; ese fenómeno es conocido como "fragilidad al azul" y se caracteriza por generar una disminución de la ductilidad del área afectada, con el consiguiente detrimento de las propiedades de tenacidad.

1.16.6 Aspectos del mantenimiento

En el plan de mantenimiento de la aeronave, no figuran ítems de inspección específicos para el conjunto afectado, que indiquen por ejemplo, la aplicación de ensayos de material no destructivo que permitan detectar el progreso de fisuras.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es de propiedad privada y es utilizada para vuelos de aviación general.

1.18 Información adicional

1.18.1 Todas las aleaciones tienen un nivel inclusionario aceptable, de acuerdo al tipo y calidad del material. Sin embargo, la acumulación excesiva de inclusiones y

precipitados de segundas fases (sobre el límite de grano) altera las propiedades mecánicas de la aleación.

1.18.2 Puede suceder también que el material presente tensiones residuales locales, generadas a partir de esa alteración de la condición cristalina del material. Estas tensiones residuales conforman un sistema triaxial de esfuerzos internos en el material que disminuye la capacidad de disolución de las tensiones provenientes de las sollicitaciones normales de servicio.

1.18.3 En el presente caso, la reducción de calidad en cuanto a la limpieza inclusionaria y la potencial existencia de tensiones residuales, es muy posible que las propiedades intrínsecas de vida a fatiga se hayan visto reducidas considerablemente.

1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

Se realizó el análisis metalúrgico de las condiciones de manufacturación del componente afectado, a través de la aplicación de microscopía electrónica de barrido.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos técnicos

2.1.1 De acuerdo con los daños observados en el conjunto que colapsó en servicio, la mecánica de la fractura presente en la horquilla y el ensayo metalúrgico efectuado, puede concluirse que la falla se produjo por un debilitamiento progresivo del componente, debido al avance de un frente de fisura que tuvo origen en una zona donde la acumulación de inclusiones no ferrosas degradaron las condiciones de vida a fatiga del material.

2.1.2 No obstante el resultado de los ensayos en laboratorio, respecto del conjunto del tren de aterrizaje de nariz, las deformaciones halladas en los elementos del sistema de retracción del tren y las marcas de arrastre dejadas sobre la pista al colapsar dicho tren, existe la posibilidad de una operación de aterrizaje que generara sollicitaciones por encima del límite elástico en el conjunto y favoreciera el colapso final.

2.1.3 En el plan de mantenimiento de la aeronave, no figuran ítems de inspección específicos para el conjunto afectado, que indiquen por ejemplo, la aplicación de ensayos de material no destructivo que pudieran haber detectado el progreso de la fisura, previo al colapso final.

2.2 Aspectos operativos

De acuerdo con los resultados del análisis técnico, realizado sobre la horquilla del tren de aterrizaje de nariz, es evidente que existían condiciones previas de debilitamiento en la misma previo a la operación. Si bien se observaron deformaciones y roturas en los elementos de retracción/extensión y había marcas en la superficie de la pista en la zona de colapso del tren, no podría comprobarse

fehacientemente la posibilidad que el piloto hubiere realizado el contacto con la pista durante el aterrizaje apoyando la proa del avión con mayor presión de la normal.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto se encontraba habilitado para el vuelo que realizaba.

3.1.2 La aeronave se encontraba en condiciones de aeronavegabilidad al momento del suceso y fue certificada de acuerdo a las Normas CAR 3 (EE.UU.)

3.1.3 En el plan de mantenimiento de la aeronave no figuran ítems de inspección mediante la aplicación de ensayos de material no destructivo que pudieran haber detectado el progreso de la fisura, previo al colapso final.

3.1.4 La horquilla resistente del conjunto de rueda de proa poseía una importante disminución de sus propiedades mecánicas debido al avance de un frente de fisura originado por la presencia en esa zona de un elevado nivel inclusionario no ferroso, coincidente con el área de máximo momento flector del elemento.

3.1.5 De acuerdo a los defectos metalúrgicos de origen observados, la horquilla tuvo una disminución de su vida a fatiga.

3.2 Causa

En un vuelo de aviación general, nocturno local, durante la fase de aterrizaje, retracción del tren de aterrizaje de nariz en la carrera de aterrizaje, debido al debilitamiento progresivo de la horquilla sostén de la rueda, debido al avance de un frente de fisura que tuvo origen en una zona donde la acumulación de inclusiones no ferrosas degradaron las condiciones de vida a fatiga del material.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Dirección Nacional de Seguridad Operacional (Dirección de Aeronavegabilidad / Dirección de Aviación General)

4.1.1 Considerar la conveniencia de establecer procedimientos NDT (ensayos no destructivos) para las inspecciones de aeronaves que carezcan de esos ítems de mantenimiento preventivo, dada su antigüedad y condiciones de certificación (Complementaria de la Circular de Asesoramiento, CA 91-60 del 05 DIC 02).

4.1.2 Asimismo, considerar la posibilidad de difundir los resultados de la presente investigación entre los talleres habilitados con alcances para aeronaves Beechcraft C-35 y evaluar la actuación del taller interviniente en la última inspección con referencia a la detección de la reparación con soldadura hallada en la horquilla del tren de nariz.

4.2 A la National Transportation Safety Board (NTSB, EE.UU.)

Considere la necesidad de poner en conocimiento del fabricante de la aeronave, sobre los hallazgos del análisis metalúrgico realizado sobre la horquilla (“Axle and Piston Assy”, P/Nº 35-825125-602 del IPC), a los efectos tome las medidas que considere apropiadas en cuanto a las características de la materia prima utilizada en la fabricación de la parte mencionada.

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 de Aviación Civil, en un plazo no 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 Nº 51/02 Comandante de Regiones Aéreas - 19 JUL 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
Dto. Administración de Aeródromos de la ANAC
Av. Com. Pedro Zanni 250
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(1104) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección Email:
“buecrpc@faa.mil.ar “

Apéndice 1: Informe del Laboratorio de Investigaciones de Metalurgia Física (LIMF),
Facultad de Ingeniería – Universidad Nacional de la Plata

BUENOS AIRES, de de 2010.

SUP I José Pagliano
Investigador a Cargo

SA Carlos L. Ruiz
Investigador Técnico

Director de Investigaciones