

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 SAN FERNANDO, Provincia de Buenos Aires.

FECHA: 11 de marzo de 2005.

HORA: 22:40 UTC.

AERONAVE: Avión.

MARCA: Piper.

MODELO: PA-11.

MATRÍCULA: LV-YOJ.

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de Avión.

PROPIETARIO: Privado.

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

GLOSARIO

CG: Centro de Gravedad.

DNA: Dirección Nacional de Aeronavegabilidad.

DUI: Desde Última Inspección.

DUR: Desde Última Recorrida.

PMD: Peso Máximo de Despegue.

TAR: Taller Aeronáutico de Reparación.
TG: Total General.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El piloto, con un acompañante, luego de cargar combustible, solicitó autorización para rodar desde la plataforma de carga de combustible a la plataforma de la escuela de vuelo como última actividad del día.

1.1.2 Recibida la autorización de la torre de control, inició el rodaje y a los 15 m, cuando las ruedas pasaron sobre la junta de asfalto que une las plataformas de carga de combustible con la de pasajeros, el tren principal derecho se rompió.

1.1.3 Inmediatamente la aeronave se inclinó hacia ese costado y se inmovilizó con la puntera del plano derecho apoyado sobre el borde de la plataforma.

1.1.4 Seguidamente el piloto detuvo el motor y ordenó al acompañante abandonar la aeronave.

1.1.5 El operador de torre de vuelo, al escuchar al piloto expresar con vehemencia su asombro por frecuencia, observó a la aeronave siniestrada y alertó al Servicio Contra Incendio que se hizo presente en el lugar en tiempo oportuno; aunque, en la aeronave, no hubo fuego.

1.1.6 El accidente ocurrió de día, en horas de la tarde y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula: Rotura del conjunto amortiguador del tren de aterrizaje principal derecho.

1.3.2 Motor: Sin daños.

1.3.3 Hélice: Leve rozamiento en una pala.

1.3.4 Daños en general: Leves.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 64 años de edad, es titular de la licencia Piloto Comercial de Avión con habilitaciones para vuelo nocturno, vuelo por instrumentos, aviones Monomotores y Multimotores Terrestres hasta 5.700 Kg.

1.5.2 Posee además las licencias de Instructor de Vuelo de Avión; Piloto Privado de Avión e Instructor en adiestradores terrestres.

1.5.3 No registra antecedentes de accidentes ni infracciones aeronáuticas anteriores.

1.5.4 La Aptitud Psicofisiológica Clase II, para la licencia de Piloto Comercial de Avión, con la limitación de usar anteojos correctores estaba vigente hasta el 30 MAY 05.

1.5.5 La experiencia de vuelo, en horas era la siguiente:

Total de vuelo:	2.214.0
En los últimos 90 días:	126.0
En los últimos 30 días:	30.6
El día del accidente:	4.2
En el tipo de avión accidentado:	400.0

1.5.6 El acompañante era un alumno piloto que circunstancialmente se encontraba a bordo sin cumplir funciones aeronáuticas.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 La aeronave fabricada por Piper Aircraft Company, en Lock Haven, Pennsylvania, USA, en 1948, es un avión Modelo PA-11 que fue construido bajo el número de serie 11-364.

1.6.1.2 Tiene flaps de ala, es monomotor de ala alta con montantes, fuselaje de tubos de acero soldados y revestimiento de tela, con capacidad para dos ocupantes en "tándem", con una puerta de acceso en el lado derecho de la cabina.

1.6.1.3 Está equipado con comandos de vuelo dobles, tren de aterrizaje fijo convencional de eje partido, con amortiguadores de cordones de goma (SANDOWS), frenos hidráulicos en las ruedas principales y rueda maciza orientable en la cola.

1.6.1.4 Posee un Certificado de Matriculación de Aeronave, para el uso privado, desde el 17 OCT 62, con la matrícula LV-YOJ.

1.6.1.5 Posee un Certificado de Aeronavegabilidad de Clasificación Standard en la Categoría Normal, vigente desde el 15 DIC 99 y con vencimiento el 28 FEB 06 por lo cual la aeronave estaba aeronavegable al momento del accidente, librada al servicio por su correspondiente certificado DNA-337 otorgado por el TAR DNA 1B -198 de fecha 17 FEB 05.

1.6.1.6 Según los datos obtenidos de los Registros Historiales, a la fecha del accidente ésta aeronave totalizaba una actividad de 6662.7 hs de TG, DUR de 71.1 hs y DUI de 71.1 hs

1.6.2 Motor

El motor es marca Continental modelo C-90-12F, fabricado bajo el número de serie 48404-5-12, de 90 hp de potencia, totaliza una actividad de 3767.9 hs de TG, DUR de 1118.1 hs y DUI de 71.1 hs.

1.6.3 Hélice

La hélice es marca Mc Cauley, modelo 1B90/CM7146, metálica de paso fijo y bipala, identificada con el número de serie 77208, no posee Libreta Historial, y se desconoce su tiempo en servicio, sabiendo únicamente que su última inspección fue realizada el 17 FEB 05 en el taller DNA 1-B-21.

1.6.4 Peso y Balanceo

1.6.4.1 Según se estableció en los cálculos realizados durante la investigación los pesos son los siguientes:

Vacío:	386.0 kg
Combustible:	26.0 kg
Piloto:	60.0 kg
Alumno Piloto:	65.0 kg
Otros pesos (aceite):	4.0 Kg
Total al momento del accidente:	541.0 Kg
Máximo de despegue (PMD):	554.0 kg
Diferencia:	13.0 kg en menos respecto al PMD.

1.6.4.2 La posición del CG con ese peso y distribución de carga estaba dentro de los límites de las posiciones permitidas.

1.7 Información Meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional según datos registrados por la estación meteorológica San Fernando, interpolados a la hora del accidente y visto los mapas sinópticos de superficie de 21:00 y 00:00 hs, se registran las siguientes condiciones meteorológicas: Viento: 200/07; Visibilidad: 10 km; Fenómenos Significativos: ninguno; Nubosidad: 1/8 Altos Cúmulos a 3.000 m, 7/8 de Cirros estratos a 9.000 m; Temperatura: 28,9° C; Temperatura Punto de rocío: 14° C; Presión: 1008,9 hPa; y Humedad relativa: 40%.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

1.9.1 El piloto realizó las comunicaciones estandarizadas con la Torre de Control de Tránsito Aéreo.

1.9.2 El servicio de ATS alertó convenientemente al Servicio Contra Incendios al observar el accidente.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en el aeródromo de San Fernando, ubicado en las coordenadas 34° 27' 18" S y 058° 35' 29" S; posee una pista de orientación 05/23; con 1801 m. de longitud por 30 m de ancho, con superficie de asfalto y una elevación de 3 m sobre el nivel del mar.

1.10.2 La plataforma de carga de combustible esta unida a la plataforma de pasajeros por una junta de asfalto que posee las siguientes dimensiones: una hendidura longitudinal de 20 mm de espesor en la parte anterior y 5 mm en la posterior y de 200 mm de ancho.

1.11 Registradores de vuelo

La aeronave no estaba equipada con registradores de vuelo (no exigible).

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 La aeronave quedó en el sitio del accidente con el plano derecho inclinado y apoyado sobre el costado de la plataforma de pasajeros.

1.12.2 No hubo dispersión de restos.

1.13 Información Médica y Patológica

No se conocen antecedentes médico / patológicos del piloto que hubiesen influido en su desempeño al momento del accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

Los arneses del asiento de los tripulantes no se cortaron y los anclajes al piso de la cabina resistieron el esfuerzo al que fueron sometidos.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Al presentarse los investigadores en el lugar del evento, la aeronave se encontraba inmovilizada sobre el pavimento de la plataforma, muy próximo a la aeroplanta de combustible del aeropuerto de San Fernando.

1.16.2 Se pudo observar que su tren principal derecho se desprendió de la toma central ventral, con su respectivo amortiguador, produciéndose daños leves en ese conjunto.

1.16.3 El plano derecho tocó el césped lindero a la plataforma; la hélice solo presentó un leve roce en la punta de una de sus dos palas. No se registraron otros daños sobre el avión.

1.16.4 La aeronave fue trasladada al hangar del propietario en donde se desmontó el amortiguador derecho completo, quitándole el carenado fuselado del mismo, ítem N° 3 (P/N° 10566-00 Cover Assy–shock cord), para inspeccionar los sandows (cordones de goma), ítem N° 21 (P/N° 31322-00 Ring–shock cord), encontrándose ambos en condiciones normales.

1.16.5 El mismo procedimiento fue realizado en el conjunto amortiguador del tren principal izquierdo, el que también fue encontrado en buenas condiciones.

1.16.6 Sobre el conjunto amortiguador derecho, se pudo observar que el mismo se soltó debido a que su extremo superior identificado como ítem N° 23 (P/N° 31392-00 Strut Assy – short shock) se desgarró de su punto de unión con la pieza ítem N° 36 (P/N 30602-00 Vee Assy – cabane) ubicada en el sector central ventral del fuselaje, entre ambos trenes principales.

1.16.7 El correspondiente bulón y su tuerca de fijación ítems N° 53 y 56 (P/N° 400 212 Bolt) y (P/N° 404 103 Nut), permanecieron perfectamente ajustados en la pieza denominada “Vee Assy”.

1.16.8 Esta pieza cumple la función de mantener la alineación de la trocha de 1,80 m entre ambos rodados principales.

1.16.9 Posteriormente se procedió a extraer los dos sandows del conjunto amortiguador afectado, y separar los dos tubos concéntricos que conforman el mecanismo de amortiguación, Short Shock y Long Shock (P/N° 10537-00 – ítem N° 22), con el fin de realizar estudios en la fractura desgarrada, sobre la primera pieza mencionada, en el laboratorio de la JIAAC.

1.16.10 En el laboratorio de la JIAAC fueron estudiadas las características físicas de la pieza N° 31392-00 “short shock”, que conforma el extremo corto de sujeción telescópico, del amortiguador del tren de aterrizaje principal derecho.

1.16.11 Esta pieza se encuentra formada por una estructura tubular unida a través de cordones de soldadura en distintos puntos del elemento; fueron detectados sectores reparados con soldaduras que luego habían sido desbastados con

amoladora, justo en la zona del tubo que se introduce telescópicamente dentro de la pieza N° 10537-00 “long shock” o extremo largo del amortiguador.

1.16.12 En la citada pieza puede apreciarse la coloración tornasolada en las zonas contiguas a los cordones de soldadura.

1.16.13 Este proceso sucede por técnicas deficientes en el proceso de soldado, ya que esas zonas reciben un rango de temperatura que provoca un deterioro de las características físicas del acero, conocido como “fragilidad al azul”.

1.16.14 Cuando el material se calienta en un entorno de 230° a 370° C y es enfriado a temperatura ambiente, la superficie se oxida tomando una coloración azul púrpura, siendo indicativo de la tenacidad y ductilidad de la zona afectada por dicho proceso.

1.16.15 Sobre el extremo opuesto se pudo observar una gran deformación plástica de la zona de unión con la pieza ítem N° 36 (P/N° 30602-00 Vee Assy – cabane), producto de haber absorbido gran cantidad de energía antes de fallar.

1.16.16 Asimismo, pudo observarse un desgaste severo, con ausencia de material y fracturas, en el buje interior, que sirve de alojamiento al bulón Ítem N° 53 (P/N° 400 212 Bolt).

1.16.17 La geometría de la fractura forma un pico en el sector central, producto de haberse propagado desde los bordes hacia el centro.

1.16.18 La última inspección fue realizada para su rehabilitación anual el 17 FEB 05, practicándose ítems de inspección equivalentes a 100 hs. de servicio, en el TAR DNA 1B-198.

1.16.19 Desde esa fecha, el avión acumuló una actividad de 71,1 hs de servicio; sin embargo no fue posible establecer, en base a la documentación técnica e historiales, el momento en que la pieza afectada se instaló en el conjunto del tren de aterrizaje ni la cantidad de ciclos acumulados, o cuándo fue reparada.

1.16.20 Se observó que el DUR de 2951.1 hs. que figura en el “Historial de Aeronave”, pág.72, no es el correcto.

1.16.21 La reciente inspección anual realizada fue equivalente a una inspección de 1.000 hs, dado que los ítems de inspección aplicados son los mismos que para 100 hs. y 500 hs.

1.17 Información orgánica y de dirección.

La aeronave es de uso de una Escuela de Vuelo y el mantenimiento es contratado por el propietario en talleres habilitados.

1.18 Información adicional

No se incluye.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles y eficaces

No se aplicaron nuevas técnicas.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos Operativos

Del estudio y de las verificaciones realizadas de los hechos, no surgen evidencias que impliquen factores operativos.

2.2 Aspectos Técnicos

2.2.1 La aeronave después de iniciar su rodaje entre plataformas, atravesó un pequeño sobresalto (junta) longitudinal a su trayecto, el cual provocó un pequeño salto al avión, el que fue suficiente para que el conjunto amortiguador del tren principal derecho se desgarrara en su punto de unión con la pieza ítem N° 36 (P/N 30602-00 Vee Assy – cabane) ubicada en el sector central ventral del fuselaje, provocando que el tren principal derecho se rebata y por consiguiente la aeronave se desequilibre; apoyándose el extremo del ala derecha sobre la franja de pasto que limita con la plataforma.

2.2.2 Los daños producidos fueron leves, debido a la fase de operación en la que se encontraba la aeronave.

2.2.3 Los sectores detectados reparados con soldaduras (sin el proceso de eliminación de tensiones) y que luego han sido desbastados con una amoladora, justo en la zona del tubo que se introduce telescópicamente dentro de la pieza N° 10537-00 “long shock” o extremo largo del amortiguador, influyeron sobre la fractura de la pieza. Teniendo en cuenta el proceso descrito como “fragilidad al azul”, y la gran cantidad de defectos superficiales (ralladuras) que provoca el desbaste con piedra de amolar, las mismas generan numerosos puntos de concentración de tensiones en el material, sumado a esto las tensiones que genera en el material el proceso de soldadura, por lo cual el elemento se torna muy susceptible a fallas por debajo del límite de cargas máximo previsto en el diseño.

2.2.4 Es probable que la pieza “short shock” al fracturarse en su extremo, haya quedado retenida al conjunto por algún tiempo mientras el avión sumaba ciclos de aterrizajes, debido a la acción que cumple el bulón y su tuerca de fijación, ítems N° 53 y 56 (P/N 400 212 Bolt) y (P/N 404 103 Nut), sujetando ambas piezas, (P/N 30602-00 Vee Assy – cabane), y, (P/N 31392-00 Strut Assy – short shock).

2.2.5 Pudo observarse un desgaste severo, con ausencia de material y fracturas, en el buje interior, que sirve de alojamiento al bulón ítem N° 53 (P/N° 400 212 Bolt).

2.2.6 La fractura en la pieza se produjo por la acción de cargas superiores al límite de resistencia del material, ya que la pieza se ha visto debilitada en su resistencia por los procesos de soldadura, desbaste y desgaste, no observándose

indicios que indiquen un proceso de fatiga.

2.2.7 Se estima que un DUR de 2951.1 hs. implicaría dos inspecciones de 1000 hs. intermedias, las cuales no figuran asentadas en la sección “inspecciones”, y los ítems a cumplimentar son iguales a los correspondientes para las de 100 y 500 hs.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto era titular de la Licencia de Piloto Comercial de Avión y tenía en vigencia el Certificado de Aptitud Psicofisiológica.

3.1.2 La aeronave tenía el Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia.

3.1.3 El accidente se produjo por causas técnicas, dado que la pieza integrante del montante del tren principal derecho (P/Nº 31392-00 “Strut Assy – short shock), se fracturó por reparaciones inadecuadas de soldadura, desbaste y desgaste; las que redujeron la resistencia de la pieza, no observándose indicios que indiquen fatiga del material.

3.1.4 Los registros de mantenimiento se ajustaban a las verificaciones e inspecciones programadas por el fabricante, pero las mismas no fueron asentadas correctamente en el historial de la aeronave.

3.1.5 Las condiciones meteorológicas no influyeron en el accidente.

3.2 Causa

Durante el rodaje, rotura del tren principal derecho por fractura y desgarró del extremo superior del conjunto amortiguador del montante, debido a la disminución de la resistencia de la pieza por los procesos de soldadura, desbaste y desgaste inadecuados.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al propietario de la aeronave

4.1.1 Considerar el asentamiento en las libretas historiales de la totalidad de los datos consignados, en particular los requeridos en la columna CICLOS TOTALES, con el fin de determinar con mayor precisión la vida en servicio de los componentes.

4.1.2 Consignar en los historiales las diferencias entre inspecciones menores y mayores, aunque se practiquen en ellas los mismos ítems de inspección, a fin de facilitar la contabilidad de la actividad de la aeronave.

4.2 Al Taller de Reparación

Considerar la necesidad de aplicar las técnicas establecidas por el fabricante para la reparación de partes soldadas, o bien lo indicado en las Circulares de Asesoramiento que correspondan (v.g. AC 43.13-1A de la FAA, "Acceptable Methods Techniques, and practices – AIRCRAFT INSPECTION AND REPAIR).

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 no mayor a los SESENTA (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo.

(Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas -19 JUL 02- publicada en el Boletín Oficial del 23 de julio de 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil
Av. Com. Pedro Zanni 250
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(1104) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

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

BUENOS AIRES, de julio de 2005.

Investigador Operativo

Investigador Técnico

Director de Investigaciones