

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: Plataforma de aeródromo privado, Salto, Provincia de Buenos Aires

FECHA: 04 MAR 07

HORA: 20:30 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Piper

MODELO: PA-A-36-300

MATRÍCULA: LV-MJZ

PILOTO: Licencia de Piloto Aeroaplicador 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.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 04 MAR 07, el piloto con la aeronave matrícula LV-MJZ, efectuó recarga de combustible y se abasteció de producto para realizar un vuelo de aeroaplicación, en un campo cercano a su base.

1.1.2 Puso en marcha y comenzó el rodaje, a cinco metros aproximadamente, la aeronave se cayó inesperadamente hacia la izquierda y tocó el plano y la punta de la hélice, quedando detenida en ese lugar.

1.1.3 El accidente se produjo de día y con buenas condiciones de visibilidad.

## 1.2 Lesiones a personas

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

## 1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula: Raspadura en el intradós de la puntera del plano izquierdo, daños en el tren de aterrizaje principal izquierdo y rotura de las cañerías del circuito de freno del mismo lado.

1.3.2 Motor: Posibles daños internos por detención brusca.

1.3.3 Hélices: Raspaduras en las punteras de ambas palas.

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 39 años de edad, es titular de la Licencia de Piloto Aeroaplicador con Habilitaciones para Aeroaplicación Diurna; Monomotores Terrestres hasta 5700 kg.

1.5.2 No registra antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba vigente hasta el 30 JUL 07.

1.5.4 Su experiencia en horas de vuelo y a la fecha del accidente era:

Total de horas de vuelo:	1.110
En los últimos 90 días:	97
En los últimos 30 días:	60
El día del accidente:	1
En el tipo de avión accidentado:	208

## 1.6 Información sobre la aeronave

### 1.6.1 Célula

1.6.1.1 La aeronave fabricada por PIPER CHINCUL SACAIFI, en la provincia de San Juan, República Argentina, en 1978; es un avión monoplano de ala baja, monoplaza de construcción totalmente metálica con tren de aterrizaje convencional fijo.

1.6.1.2 El modelo es PA-A-36-300 que fue construido bajo el número de serie AR-36-7860097. Posee un Certificado de Matriculación de Aeronave y Propiedad, el cual la certifica para el uso privado desde el 14 ENE 05, con la marca de identificación LV-MJZ.

1.6.1.3 Posee un Certificado de Aeronavegabilidad de clasificación ESPECIAL en la categoría Restringido, con propósito Agrícola (Fumigación y Espolvoreo), vigente desde el 12 NOV 02 y con vencimiento en OCT 07 por el cual la aeronave se encontraba en condiciones aeronavegables al momento del accidente, librada al servicio por su correspondiente certificado DNA-337 otorgado por el TAR DNA 1-B-66 de fecha 06 OCT 06.

1.6.1.4 Según los datos obtenidos de los Registros Historiales a la fecha del accidente, esta aeronave totalizaba una actividad de 3482.4 hs de TG, DUR de 699.4 hs y DUI de 25.4 hs. En los registros técnicos de la aeronave, no se encontraron asentadas prácticas de mantenimiento específicamente relacionadas con el componente fallado.

1.6.1.5 Su tren de aterrizaje es del tipo convencional fijo con rodados y amortiguación por ballestas, equipado con frenos hidráulicos.

### 1.6.2 Motor

1.6.2.1 La Libreta Historial N° 2 de Motor, fue iniciada el 27 OCT 97, constando que el Motor marca AVCO LYCOMING modelo D-540-K1G5, fabricado bajo el número de serie L-17796-48A, totaliza una actividad de 3520.8 hs. de TG, DUR de 160.8 hs y DUI de 25.4 hs.

1.6.2.2 El motor de la aeronave utilizaba como combustible Aeronafta 100 LL y el consumo horario era de 50 lts/h.

### 1.6.3 Hélice

La hélice marca HARTZELL, modelo HC-C2YR-1BF, metálica de paso variable y bipala, identificada con el número de serie CH-22719E, posee un historial oficial constando que su última recorrida general fue realizada el 28 SET 05 por el TAR DNA 1-B-21.

#### 1.6.4 Peso y balanceo al momento del accidente

##### 1.6.4.1 Pesos

Vacío:	1114	kg
Piloto:	75	kg
Producto (567.8 lts):	408	kg
Combustible (150 lts X 0.72):	108	kg
Total al momento del accidente:	1705	kg
Máximo de despegue (PMD):	1995	kg
Diferencia:	290	kg. en menos respecto al PMD.

1.6.4.2 El centro de gravedad se encontraba dentro de la envolvente operacional de la aeronave, de acuerdo con lo especificado en el Manual de Vuelo.

#### 1.7 Información Meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional con datos inferidos obtenidos de los registros horarios de la estación meteorológica del aeródromo Junín, interpolados a la hora y lugar del accidente y analizado también el mapa sinóptico de superficie de 21:00 UTC era: Viento: 180/02; visibilidad: 10 km; fenómenos significativos: ninguno; nubosidad: 5/8 SC 1050 M; temperatura: 23.4° C; temperatura punto de rocío: 17.3° C; presión al nivel medio del mar: 1010.7 y humedad relativa: 69 %.

#### 1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

#### 1.9 Comunicaciones

No aplicable.

#### 1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en la zona rural de la localidad de Salto, provincia de Buenos Aires, en un aeródromo privado, cuando la aeronave se encontraba rodando sobre una pequeña plataforma de concreto, ubicada en la parte posterior del hangar de propiedad del operador.

1.10.2 Las coordenadas geográficas del lugar son: 34° 21' 30" S - 060° 09' 30" W, con una elevación de 59 m sobre el nivel medio del mar.

#### 1.11 Registradores de vuelo

Según el Reglamento de Aeronavegabilidad vigente, a esta aeronave no le corresponde equipar registradores de vuelo.

#### 1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave, situada sobre una pequeña plataforma de concreto ubicada en la parte posterior del hangar, con su motor encendido, se disponía a realizar un vuelo de aeroplano, cuando, al romper inercia y rodar, se inclina inesperadamente sobre su izquierda, apoyando el semiplano izquierdo en el terreno y rozando levemente la hélice. Su tripulante, sorprendido, detiene inmediatamente el motor y abandona la máquina por sus propios medios.

#### 1.13 Información Médica y Patológica

No se conocen antecedentes médico / patológicos del piloto que hubiesen influido en el accidente.

#### 1.14 Incendio

No hubo.

#### 1.15 Supervivencia

Los cinturones de seguridad y arneses del asiento del piloto 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 arribo de los investigadores se pudo comprobar que la aeronave se encontraba dentro del hangar, faltándole el conjunto completo de su tren principal izquierdo, y apoyada en una cuna.

1.16.2 El conjunto del tren faltante en la aeronave, se encontraba a un costado y presentaba una zona de fractura plana por flexión, de toda la sección transversal de la pieza P/Nº 98180-00 "SPRING Landing Gear", conocida también como "Ballesta de amortiguación".

1.16.3 En la superficie cóncava de la fractura, se pudo apreciar muy visible, un pequeño patrón o marca oscura, describiendo la presencia de un probable punto de inicio de fatiga del material constitutivo, ubicado en el borde interior. La otra porción de la ballesta fracturada se encontraba sujeta al fuselaje, y en su superficie de fractura, ubicada a unos 340 mm. del centro del orificio de fijación de la ballesta a la estructura de la aeronave, se observó también una marca oscura, que, al posicionar enfrentadas ambas caras de las superficies fracturadas, dichas marcas se coincidían. El espesor del componente, en toda su geometría, es parejo de 22,3 mm.

1.16.4 Sobre la porción de ballesta que permaneció fijada al fuselaje, se verificó el ajuste de los bulones y tuercas autofrenantes de fijación, y se observó que éstas últimas contenían intacta la pastina roja, utilizada como traba roscas y testigo de flojedad. Se procedió al desmontaje de la pieza, con el fin de realizar el

estudio fractográfico en ambas superficies, en el laboratorio metalográfico de Lockheed Martin Aircraft Argentina S.A.

1.16.5 En el Departamento Aviación General de la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad, se realizó un ensayo preliminar no destructivo de partículas magnetizables sobre las áreas adyacentes a la fractura. A tal efecto, se procedió al decapado de aproximadamente 7 a 8 mm. desde la zona de fractura. Durante el ensayo no se detectaron fisuras ni otras mecánicas progresivas.

1.16.6 La Advertencia 074/DAG emitida por la Dirección de Aviación General de la DNA, pone de manifiesto la presencia de fisuras en la zona de fijación del componente a la estructura de la aeronave, pero, esta publicación se emite a los efectos de informar y sus recomendaciones no tienen carácter mandatorio.

1.16.7 En el Laboratorio de ensayos de materiales de LMAASA se identificó el material constitutivo de la pieza P/Nº 98180-00 "SPRING Landing Gear" como acero SAE 6150 al cromo, templado y revenido, con una estructura cristalográfica de martensita revenida de grano medio uniforme, y no se detectaron defectos en la estructura cristalina. El resto del componente no presenta deformaciones plásticas, daños visibles o procesos corrosivos significativos que hayan contribuido en la falla.

1.16.8 Fue claramente identificado un avanzado proceso de fatiga de material, que abarcaba aproximadamente el 90-95 % de la sección resistente. El avance del frente de fisuras tuvo su origen en una discontinuidad superficial, enmascarada por la pintura exterior, provocada probablemente durante un tratamiento superficial de granallado.

#### 1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es propiedad privada.

#### 1.18 Información adicional

Un accidente de similares características ocurrió a un Cessna 180 A, LV-FYM, el 11 ENE 98, en la provincia de Entre Ríos, rompiéndose también la ballesta izquierda, pero en este caso durante la carrera de aterrizaje. La causa definida por esta Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil (JIAAC) fue un proceso de fatiga que llegó a fisurar el 80 % de la sección transversal de la ballesta (Disp. 120/00).

#### 1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

Se realizaron las de rutina.

## 2 ANÁLISIS

### 2.1 Aspectos operativos

De las investigaciones realizadas se desprende que no han surgido factores

operativos que hayan influido en el accidente.

## 2.2 Aspectos Técnicos

2.2.1 De acuerdo con lo desarrollado en el estudio de laboratorio metalográfico, la fractura se ubica en la zona de máximo momento flector del componente, sometido a sollicitaciones generadas durante los ciclos de despegues, aterrizajes y operaciones terrestres de la aeronave.

2.2.2 Las cargas a las cuales se ve sometida la ballesta son soportadas y disueltas en su anclaje al cajón central de la aeronave y por la misma ballesta. La fractura tuvo su origen en un poro profundo de base irregular, desde donde se propagó inicialmente un frente de fisuras, el cual muestra signos de oxidación. La fisura continuó progresando en forma semicircular concéntrica, observándose marcas de playa en el sentido de propagación.

2.2.3 Debido a las características de dureza y composición del material, el frente de fisura avanzó en forma de micro grietas con una muy baja absorción energética, actuando el poro profundo de base irregular antes descrito, como un severo concentrador de tensiones. Una vez que el frente de fatiga abarcó el 90-95 % aproximadamente del área resistente (espesor) de la ballesta; el área remanente falló de forma abrupta, generando un labio de corte.

2.2.4 En el poro profundo de base irregular, donde tuvo su origen la fractura, se detectó corrosión en el sector interno y se pudo verificar que el mismo se encontraba cubierto por la pintura exterior. Es probable que este poro profundo tuviera origen en un proceso de “shot peening” (granallado a presión) en el cual se han utilizado distintos tamaños de granalla, lo que pudo haber generado deformaciones plásticas irregulares y poros en la zona.

2.2.5 Pudo verificarse este hecho a través del decapado y análisis del área, verificando la existencia de otros múltiples poros de menores dimensiones, los cuales constituían potenciales concentradores de tensiones, desde los cuales pudieron haberse generado otros frentes de fisuras.

2.2.6 En los ítems de inspecciones del Manual de Servicios para los ciclos de 100/500/1000 horas, se pide inspeccionar la ballesta en las áreas de anclaje, por presencia de corrosión. La Nota 22 aclara que de encontrar corrosión, se debe limpiar el área y realizar un ensayo no destructivo de partículas magnetizables con el fin de detectar posibles fisuras.

2.2.7 En su texto dice :

*“SERVICE MANUAL – INSPECTION REPORT – LANDING GEAR GROUP – 3. Remove gear pads, inspect springs in clamp area and landing gear spring for corrosion, (See Note 22)*

*Note 22 – If corrosion is found, clean and Magnaflux. Inspect the area for cracks.”*

2.2.8 En los registros técnicos de la aeronave, no se encontraron asentadas prácticas de mantenimiento específicamente relacionadas con el componente fallado. Es probable que esto se deba a que no se detectaron oportunamente signos de corrosión, o que si los hubiera habido, éstos no fueron detectados debido a que se encontrarían ocultos debajo de la pintura, o fueron muy diminutos para detectarlos.

2.2.9 Probablemente, la implementación de una inspección con algún método eficaz no destructivo, en algún escalón del programa de mantenimiento, hubiera contribuido a prevenir que este tipo de falla ocurriera.

### 3 CONCLUSIONES

#### 3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto era titular de la Licencia de Piloto Aeroaplicador.

3.1.2 Tenía en vigencia el Certificado de Aptitud Psicofisiológica para la Licencia correspondiente.

3.1.3 La aeronave tenía el Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia.

3.1.4 El mantenimiento de la aeronave se ajustaba a los planes determinados por el fabricante. De los ensayos e investigaciones y de su análisis, se concluye que este accidente se produjo por falla del material constitutivo de la ballesta del tren principal izquierdo. La falla del material fue producto de un mecanismo de fatiga que abarcó un 95% del área resistente de la ballesta, fracturándose posteriormente la sección remanente, debido a una aplicación de cargas superiores a la resistencia de la pieza debilitada.

3.1.5 El avance del frente de fisuras tuvo su origen en una discontinuidad superficial, enmascarada por la pintura exterior, provocada probablemente durante un tratamiento superficial de granallado, del cual no se pudo establecer en qué momento de la historia del componente le fue practicado.

#### 3.2 Causa

En un vuelo de aeroaplicación, durante la fase de rodaje, rotura de la ballesta del tren de aterrizaje principal izquierdo, con impacto de intradós de plano izquierdo y hélice contra el terreno; debido a un proceso de fatiga de material.

Factor contribuyente

Imposibilidad de detección de la falla latente por su enmascaramiento bajo la capa de pintura.



## 4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

### 4.1 A la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad (DAG)

4.1.1 Considerar la conveniencia de reforzar y/o ampliar, la difusión de las instrucciones de buenas prácticas para una correcta realización de los tratamientos superficiales de granallado, y que su aplicación sea registrada en los libros historiales de componentes y/o aeronaves.

4.1.2 Evaluar la conveniencia de ampliar y/o establecer, en el ítem "3" de la tabla de inspecciones periódicas de 50/100/500 y 1000 horas del Manual de Servicios (*SERVICE MANUAL – INSPECTION REPORT – LANDING GEAR GROUP*) de este tipo de aeronaves y similares, la periodicidad considerada oportuna para la aplicación de alguna técnica de ensayo no destructivo, pues este ítem de inspección, tal como está indicado, deja librado el procedimiento a la existencia o sospecha de corrosión, que como en el presente caso, estaba enmascarada por la capa de pintura protectora.

## 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 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  
(C1104AXF) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

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

BUENOS AIRES, de de 2008.

Juan A. Satti  
Investigador a Cargo

Carlos Urbanec  
Investigador Operativo

Director de Investigaciones