

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: Zona rural de Senillosa, provincia del Neuquén

FECHA: 12 SET 08

HORA: 21:00 UTC (aprox.)

AERONAVE: Avión

MARCA: Piper

MODELO: PA-28-180

MATRICULA: LV-LMF

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de Avión

PROPIETARIO: Aeroclub

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 piloto, con un acompañante, despegó con la aeronave LV-LMF desde el Lugar Apto Denunciado (LAD) “Municipalidad Villa El Chocón”, con destino al aeródromo Neuquén (NEU), realizando un vuelo de aviación general.

1.1.2 El vuelo se realizó con nivel 30 sin novedad; 30 millas antes del AD NEU inició el descenso para 2000 ft; antes de llegar a la localidad de Senillosa, el piloto advirtió una pérdida de potencia que no pudo recuperar, por lo que decidió realizar un aterrizaje de emergencia en un terreno tipo isla, a 16,8 NM aproximadamente, al SO del AD NEU, lugar donde se accidentó.

1.1.3 El accidente ocurrió de día y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: Rotura del tren principal derecho, deformaciones en el recubrimiento y tanque de combustible del ala del mismo lado. Rotura del soporte del montante del tren de nariz, dentro del compartimiento del motor.

1.3.2 Motor: Posibles daños internos por impacto de la hélice contra el terreno y detención brusca.

1.3.3 Hélice: Deformaciones de ambas palas, dobladas hacia atrás desde la mitad de las mismas aproximadamente.

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 31 años, era titular de la licencia de Piloto Comercial de Avión, con habilitaciones para: Vuelo nocturno, vuelo por instrumentos, remolcador de planeador en aviones monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kg. Poseía además las licencias de Piloto de Planeador, Despachante de Aeronaves, Piloto Comercial de Primera e Instructor de Vuelo Avión.

1.5.2 La Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas (DHA), informó que en su legajo no tiene registrados antecedentes de accidentes ni infracciones aeronáuticas. El último foliado tenía fecha FEB 2008.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, sin observaciones, sin antecedentes y sin limitaciones, estaba vigente hasta el 30 JUN 09.

1.5.4 El piloto estaba afectado como Instructor en la Escuela de Vuelo con

Motor Aeroclub Cutral-Có, desde el 23 JUN 08, según registros de la propia escuela.

1.5.5 Su experiencia de vuelo expresada en horas era:

Total:	652.1
Últimos 90 días:	59.3
Últimos 30 días:	11.9
Últimas 24 hs:	1.2
En el tipo de aeronave:	50.0

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

El LV-LMF era un avión marca Piper, modelo PA-28-180, número de serie 28-7405187, de 4 plazas, con un peso máximo de despegue de 1.111,3 kg; peso máximo de aterrizaje 1.111,3 kg y un peso vacío de 667,5 kg; era de construcción metálica, semi monocasco, monoplano, tren triciclo fijo con ruedas y estaba equipada con un motor alternativo.

1.6.2 Célula

1.6.2.1 El mantenimiento se llevaba a cabo de acuerdo con las instrucciones de aeronavegabilidad continuada del fabricante, teniendo al momento del accidente un Total General (TG) de 3.101 hs; 74 hs desde la última Recorrida (DUR) y sin datos desde la última inspección (DUI), dado que el asentamiento de la actividad había cesado en MAY 08.

1.6.2.2 El Certificado de Matrícula estaba registrado en función privada, con fecha de inscripción el 13 NOV 74. El Certificado de Inscripción de Propiedad de Aeronave, estaba registrado como de propiedad de un Aeroclub, extendido con fecha 29 AGO 02.

1.6.2.3 El Certificado de Aeronavegabilidad, de Clasificación Estándar, Categoría Normal, emitido por la Dirección de Aeronavegabilidad (DA) el 25 MAR 04, tenía fecha de vencimiento MAY 09.

1.6.2.4 El Formulario DNA 337 fue emitido por el TAR 1B-33 el 30 MAY 08, siendo su vencimiento en MAY 09.

1.6.2.5 El llenado del Historial de Aeronave se realizaba totalizando lo volado mensualmente; por lo tanto no se llevaba registrado, por ejemplo, el número de ciclos de aterrizaje.

1.6.3 Motor

1.6.3.1 Era marca Lycoming, modelo O-360-A4A, número de serie L-18837-36A de 180 HP; el mantenimiento se llevaba a cabo de acuerdo con las instrucciones de aeronavegabilidad continuada del fabricante, teniendo al

momento del accidente, un TG de 2.949,0 hs, DUR 1.652,3 hs y sin datos desde la última inspección (DUI), dado que el asentamiento de la actividad había cesado en MAY 08.

1.6.3.2 El combustible requerido era aeronafta 100 LL; se estimaron 64 lts en el tanque izquierdo, en tanto que el derecho estaba vacío debido a daños en el impacto contra el terreno. Se determinó la cantidad aproximada, por el consumo desde la última carga, realizada en el AD NEU. Adicionalmente, la lectura del liquidómetro del tanque izquierdo indicaba aproximadamente 16 Galones USA (60 lts).

1.6.4 Hélice

Era marca Sensenich, modelo 76EM8S5-0-60, número de serie 16902K, compuesta de dos palas, de construcción metálica y paso fijo; teniendo al momento del accidente un TG de 3.101,3 hs, DUR 774,4 hs y DUI sin datos.

1.6.5 Peso y centrado de la aeronave

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

Vacío:	765,0 kg	
Piloto:	72,0 kg	
Acompañante:	80,0 kg	
Combustible (64 lts x 0.72):	46,0 kg	
Varios (equipaje y docum.)	2,0 kg	
Total al momento del accidente:	965,0 kg	
Máximo de Aterrizaje (PMA):	1.111,3 kg	
Diferencia:	146,3 kg	en menos respecto al PMA

1.6.5.2 Durante la investigación, se determinó que el centro de gravedad (CG) estaba dentro de la envolvente determinada por el fabricante en la planilla de masa y balanceo de fecha 22 FEB 90, enviada por la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad.

1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional, con datos inferidos obtenidos de los registros horarios de la estación meteorológica del aeródromo Neuquén, interpolados al lugar del accidente y analizado también el mapa sinóptico de superficie de 21:00 UTC, indicaba: Viento: Calmo; Visibilidad: 10 km; Fenómenos Significativos: Humo; Nubosidad: Ninguna; Temperatura: 17.2° C; Temperatura Punto de Rocío: -6.0° C; Presión a Nivel Medio del Mar: 1024.1 hPa y Humedad Relativa: 20 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

El piloto no declaró la emergencia por radio con el AD NEU. Se comunicó por teléfono, con el operador de la TWR de control NEU, informando el accidente, inmediatamente de ocurrido el mismo.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente tuvo lugar sobre una isla del río Limay, en una zona rural descampada de la localidad de Senillosa, aproximadamente a 16,8 NM, del AD NEU, en el radial 240, del VOR Neuquén.

1.10.2 El suelo era pedregoso, firme y muy desnivelado, con arroyos secos que cruzaban la isla y sectores de tierra y pasto. Estaba ubicado en las coordenadas 39° 02' 50" S y 068° 27' 45" W, con una elevación de 400 m, sobre el nivel medio del mar.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 Durante el aterrizaje de emergencia, en el recorrido de aterrizaje, un desnivel transversal del tipo badén lo desestabilizó, pero la aeronave mantuvo su rumbo general, lo cual se aprecia por las evidencias dejadas en el terreno.

1.12.2 Por haberse roto el tren principal derecho, la aeronave quedó apoyada sobre el ala del mismo lado, dañando también el tanque de combustible allí alojado. El tren principal derecho quedó debajo de la aeronave. Asimismo rompió el soporte del montante del tren de nariz, y se produjeron daños en la hélice al impactar contra el terreno.

1.12.3 La aeronave quedó detenida a 220 m del punto en el que tocó el terreno y con rumbo 064°, que fue con el que aterrizó. No hubo dispersión de restos.

1.13 Información médica y patológica

No se establecieron antecedentes médico / patológicos que pudieran estar relacionados con el accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

Los cinturones de seguridad estaban en sus correspondientes anclajes, en buen estado de conservación y actuaron adecuadamente. Ambos ocupantes salieron

del habitáculo por sus propios medios y sin haber sufrido lesiones.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Al iniciar el descenso y no considerar la posibilidad de formación de hielo al estar con una temperatura entre 10° C y 15° C, el piloto no aplicó aire caliente al carburador.

1.16.2 El Manual de Vuelo Aprobado, Sección 4 página 2, señala: “Pérdida de Potencia en Vuelo” – La pérdida total de la potencia en vuelo es usualmente provocada por una interrupción de la alimentación de combustible, y por lo tanto puede reobtenerse la potencia rápidamente después de haber vuelto el flujo de combustible a su valor normal.

1.16.3 Si la falla ocurriese a baja altura, el primer punto es prepararse para un aterrizaje de emergencia.

1.16.4 En este caso, mantener una velocidad de vuelo que esté dentro de los límites de seguridad, los flaps retraídos y si la altura lo permitiese, efectuar el siguiente procedimiento:

1. Llave selectora del tanque de combustible – Llevarla a la operación sobre otro tanque que contenga combustible.
2. Bomba eléctrica auxiliar de combustible – Poner en funcionamiento
3. Comando de control de mezcla – Llevar a la posición “RICA”
4. Calefactor del carburador – Abrir
5. Instrumentos de motor – Verificar buscando la causa de la pérdida de potencia.
6. Si el indicador de presión de combustible no registrase un valor adecuado, – Verificar la posición de la llave selectora de tanques para asegurarse de que no se está operando sobre un tanque sin combustible.

1.16.5 El Manual de Operación del Piloto (“Pilot’s Operating Manual”) en la página 7-7 (traducción no oficial) señala que la Pérdida de Potencia en el Motor (“Engine Power Loss”):

–“Se debe básicamente a un erróneo manejo del combustible. Por lo tanto el primer paso a tomar después de la pérdida de potencia es colocar la llave selectora de combustible en el tanque que no está siendo utilizado. Normalmente mantiene el motor en funcionamiento aún cuando no hay una razón aparente para la detención del motor con el tanque en uso”

1.16.6 De acuerdo al Manual del Operador de Lycoming (“Lycoming Operator’s Manual”) en la sección Instrucciones de Operación (“Operating

Instructions”) señala (traducción no oficial):

(4) Operación de vuelo

- Durante el vuelo normal, deje el aire caliente al carburador en posición frío.
- En días húmedos, nublados o brumosos, sin importar la temperatura del aire exterior, preste atención a una pérdida de potencia. Se manifestará en una extraña pérdida de presión en el “manifold” o las RPM o en ambos, dependiendo si tiene instalada una hélice de velocidad constante o de paso fijo. Si ello ocurre, aplique todo aire caliente al carburador y lleve el paso y RPM al máximo permitido.

1.16.7 Los valores de temperatura y humedad en el ábaco de probabilidades de formación de hielo, corregida la temperatura en la superficie (aeródromo Neuquén) de 17,2° C, a 3000 fts era de 10,7° C, de acuerdo al gradiente de disminución de temperatura en atmósfera ISA.

1.16.8 Según el “Ábaco de Probabilidades de Formación de Hielo en el Carburador” y dadas las condiciones de temperatura y humedad existentes, la probabilidad se hallaba dentro del área considerada de “Ligero congelamiento – con potencia de descenso o crucero”.

1.16.9 La zona donde habitualmente opera la aeronave es básicamente de mucho viento y muy seca, condiciones que generan mucho polvo en suspensión y por arrastre.

1.16.10 Por la distancia entre cortes de las palas de la hélice sobre el terreno, se pudo deducir que el motor tenía muy pocas revoluciones al momento del toque.

1.16.11 En un TAR se desmontaron ambas magnetos y se procedió al desarmado para verificación de estado interno. Se probaron en banco con sus respectivas bujías y cableado, comprobándose un correcto funcionamiento. De la misma manera se procedió con el carburador sin que evidenciara un mal funcionamiento.

1.16.12 Se obtuvo una muestra de combustible desde el drenaje existente en la zona inferior izquierda del compartimiento de la planta de poder. El filtro de combustible no evidenciaba una gran acumulación de sedimentos.

1.16.13 Las pruebas de Laboratorio de Ensayo de Materiales (LEM) respecto al combustible indicaron:

- Identificación del Tipo de combustible: 100 LL.
- Muestra no apta por contenido de sólidos.
- Peso de material retenido: 29,7 miligramos por cada 400 mililitros de combustible.
- Tipo de material retenido: Material arenoso muy fino.
- Aceite de avión Piper PA-28-180, matrícula LV-LMF: Ensayos físicos,

apto SOAP.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era de propiedad de un Aeroclub y se utilizaba para instrucción, adiestramiento y vuelos privados.

1.18 Información adicional

En las “Instrucciones para la utilización de este historial”, impresas en las libretas de la aeronave, se indica que este registro deberá mantenerse actualizado, al día, con las anotaciones de la actividad de vuelo...etc.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

No se utilizaron nuevas técnicas.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 La pérdida de potencia en vuelo, tuvo lugar al poco tiempo de iniciado el descenso desde 3000 ft, fue repentina y sin una causa aparente; por ello el piloto llevó el acelerador al máximo sin lograr recuperarla; por lo que decidió realizar un aterrizaje de emergencia, en campo no preparado, el cual no resultó totalmente apto para la operación, produciéndose los daños materiales especificados, durante el recorrido de aterrizaje. Asimismo el piloto no declaró la emergencia en vuelo a la TWR de control NEU, factor que de haber resultado heridos, podría haber incidido sobre la efectiva búsqueda y salvamento.

2.1.2 Tampoco realizó otros procedimientos de emergencia, como cambiar de tanque, encender la bomba eléctrica del que estaba en uso o aplicar aire caliente al carburador.

2.1.3 Las marcas de la hélice en el terreno y la dobladura de las palas indicaban bajas revoluciones y potencia.

2.1.4 La elevada cantidad de residuos sólidos en el combustible fueron capaces de generar una posible obstrucción / reducción en el paso del mismo al carburador.

2.1.5 La zona habitual de operación era seca, generalmente ventosa y con polvo en suspensión, lo que podría explicar el sedimento encontrado en el combustible.

2.1.6 De acuerdo con los valores de temperatura y humedad obtenidos en el ábaco de probabilidades de formación de hielo, se apreció que la posibilidad de formación de hielo en el carburador se hallaba dentro del área considerada de “Ligero congelamiento – con potencia de descenso o crucero”.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 De la investigación en general de la aeronave, comprobación en banco del sistema de encendido y análisis de otros componentes del motor, no surgieron evidencias visibles de fallas que hayan motivado la pérdida de potencia del motor.

2.2.2 La prueba de laboratorio indicó que la aeronave estaba operando con combustible apto (100 LL), contaminado con material arenoso muy fino, por lo cual la probabilidad de obstrucción de los conductos calibrados de combustible, aumentó considerablemente. Sin embargo, el filtro no presentaba gran cantidad de sedimentos retenidos.

2.2.3 Del análisis realizado no fue posible determinar fehacientemente, cuál de ambas causas produjo efectivamente la pérdida de potencia del motor.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto y la aeronave contaban con las habilitaciones necesarias para la operación que se estaba realizando.

3.1.2 El piloto operó la aeronave dentro de los valores de peso autorizados por el fabricante. Asimismo, luego de producida la emergencia, el mismo habría realizado parcialmente, los procedimientos de emergencia, establecidos en el Manual de Vuelo de la aeronave.

3.1.3 El combustible era el recomendado en el Manual de Vuelo, sin embargo presentaba indicios de contaminación, según informe del LEM, lo que pudo haber generado reducción / obstrucción del pasaje de combustible, por presencia de residuos sólidos.

3.1.4 Se verificaron probables condiciones de formación de hielo en el carburador.

3.1.5 Los registros de actividad en los historiales no se mantenían actualizados al día.

3.2 Causa

En un vuelo de aviación general, durante la fase de descenso, pérdida de potencia del motor, aterrizaje de emergencia, con daños materiales en el recorrido de aterrizaje; debido a causas que no pudieron ser fehacientemente determinadas.

Factores contribuyentes

- 1) Probable combustible contaminado por residuos sólidos.

- 2) Probable formación de hielo en el carburador.
- 3) Inadecuada gestión de la emergencia, al realizar parcialmente, los procedimientos de emergencia, establecidos en el Manual de Vuelo de la aeronave.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al Propietario de la aeronave

4.1.1 Considerar la necesidad de tomar los recaudos necesarios para evitar la entrada de material arenoso a los tanques de combustible del avión en el momento de la carga, siguiendo los lineamientos emitidos por los abastecedores de combustible en cuanto a las precauciones a tener en cuenta durante dicha operación. Se sugiere considerar la limpieza de tanques de combustible periódicamente, en especial teniendo en cuenta las zonas donde habitualmente se opera.

4.1.2 Asimismo, considerar la necesidad de adoptar las medidas de instrucción y adiestramiento que fueran adecuadas, para que el personal que opere la aeronave se encuentre adiestrado para realizar los procedimientos de emergencia establecidos en el Manual de Vuelo / LCP de la aeronave; a los efectos de contribuir con la seguridad operacional, prevenir daños personales, materiales y de terceros que pudieran ser afectados.

4.1.3 Considerar la necesidad de completar los historiales de la aeronave de acuerdo con los ítems incluidos en las hojas correspondientes y bajo las instrucciones específicamente indicadas en dichos historiales.

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 N° 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
2° Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(1104) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección Email:
"buecrp@faa.mil.ar "

BUENOS AIRES, de

2010.

SA Carlos RUIZ
Investigador a Cargo

Sr. Carlos MORALES
Investigador Técnico

Director de Investigaciones