

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 Allen, Provincia de Río Negro.

FECHA: 03 de octubre de 2004.

HORA: 18:10 UTC.

AERONAVE: Avión.

MARCA: Piper.

MODELO: PA-38.

MATRÍCULA: LV-OFE

PILOTO: Piloto Comercial de Avión.

PROPIETARIO: Aero Club Allen.

Nota: Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Compartido (UTC) que corresponde al huso horario -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 03 OCT 04, el piloto, con la aeronave matricula LV-OFE, se dispuso a efectuar un vuelo local, acompañado por otra persona, desde el aeródromo Allen.

1.1.2 Luego de efectuar la preparación externa e interna, puso en marcha y rodó a la cabecera en uso 08.

1.1.3 Luego del despegue, la aeronave efectuó un viraje por derecha muy escarpado, precipitándose seguidamente a tierra, quedando la aeronave a unos 200 m de la pista, en un rumbo aproximado de 200°.

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

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula: Destruida.

1.3.2 Motor: Con daños de importancia. Fractura de bancada, hundimiento en la parte inferior (en la zona del carburador y tubos de escape) y frontal.

1.3.3 Hélice: Destruida.

1.3.4 Daños en general: Aeronave destruida.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 24 años de edad, era titular de las Licencia de Piloto Comercial de Aviación, con habilitaciones para, Vuelo nocturno, Vuelo por Instrumentos; remolcador de Planeador, Monomotores y Multimotores Terrestres hasta 5700 kg.

1.5.2 No registra antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores.

1.5.3 El Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba vigente hasta el 30 MAR 05.

1.5.4 La experiencia en horas de vuelo era la siguiente:

Total de vuelo: 480
En los últimos 90 días: S/Inf
En los últimos 30 días: S/Inf

El día del accidente: 0.4
En el tipo de avión accidentado: S/Inf

1.5.5 No pudo ser localizado el libro de vuelo del piloto.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 El Piper PA-A-38-112 (TOMAHAWK), N° de Serie: AR-38-80A0124 es una aeronave monoplano, ala baja ,monomotor, de tren de aterrizaje fijo triciclo, de construcción enteramente metálica, con excepción de los carenados de motor construidos en plástico reforzado con fibra de vidrio siendo el Tipo de Inspección: Periódica, habiendo acumulado un TG: 3.576,2 y DUR:158,6 hs de vuelo.

1.6.1.2 El fuselaje es una estructura semimonocoque totalmente metálica, con dos cuadernas principales, una a la altura de la estación STA 46.30 (parallamas) y la otra en la estación STA 134.00

1.6.1.3 Dos puertas laterales, una a cada lado de la cabina de pilotaje y con bisagras frontales, permitiendo la entrada y salida por las pedanas que se extienden hasta el borde de fuga de cada ala.

1.6.1.4 Cuatro grandes ventanillas, incluyendo el parabrisas y la luneta, ambos de una pieza y envolventes, y dos ventanillas laterales (las de las puertas) dan una visión completa desde la cabina.

1.6.1.5 Las alas son de construcción cantilever de perfil laminar y totalmente metálicas, con excepción de los bordes marginales que son desmontables y fabricados en termoplásticos.

1.6.1.6 El larguero principal de cada ala, de sección "I" se extiende a todo lo largo de la misma llegando hasta el centro del fuselaje, donde se une al otro larguero en una fuerte unión a tope, conformando un larguero continuo fijado a cada lado del fuselaje.

1.6.1.7 El larguero trasero o secundario, se extiende desde cada borde marginal hasta la raíz del ala, en donde se abulona a la toma ubicada al costado del fuselaje.

1.6.1.8 Los comandos de vuelo son duales y accionan las superficies de control primarias a través de un sistema de cables.

1.6.1.9 La superficie horizontal del empenaje en "T" está compuesta por un estabilizador fijo con un elevador móvil (cuyo comando se ubica entre los dos asientos) .

1.6.1.10 El timón de dirección es de operación y diseño convencional y posee una aleta compensadora ajustable en tierra.

1.6.1.11 Los flaps son operados mediante una palanca de control ubicada entre los dos asientos y están conectados a la palanca de control por medio de un tubo de torsión y bieletas de empuje. Este sistema tiene tres posiciones; totalmente retraídos; extendidos a 21° y totalmente extendidos 34°.

1.6.12 El tren de aterrizaje es fijo tipo triciclo, la pata delantera fijada a la bancada de motor, posee un amortiguador óleo-neumático y el tren principal es del tipo hoja de ballesta de acero simple.

1.6.13 Los frenos en las ruedas principales son hidráulicos a disco simple y son accionados manualmente por medio de una palanca ubicada debajo del panel principal de instrumentos y el freno de estacionamiento está incorporado a la palanca de accionamiento.

1.6.14 El sistema eléctrico lo constituye: un alternador de 14 voltios / 60 amperios; un regulador de voltaje; un relay de sobrevoltaje; un relay de batería y una batería de 12 volts / 25 amperios / hora colocada en la parte superior derecha del parallamas.

1.6.15 El regulador de voltaje y el relay de sobrevoltaje están colocados en el costado derecho de la parte posterior del parallamas, detrás del tablero de instrumentos.

1.6.16 El tablero principal de instrumentos se divide en dos partes; en la parte derecha se ubica el equipamiento radioeléctrico y en la parte izquierda los instrumentos de vuelo, ubicándose en la parte inferior del tablero los instrumentos de motor.

1.6.17 El sistema de combustible está constituido por dos tanques de ala con una capacidad individual de 16 galones USA, (60,5 lbs), siendo la cantidad total de combustible utilizable para ambos tanques de 30 galones USA, (113,5 lbs) comandados por una llave selectora de tanque ubicada en la consola central, dos indicadores de cantidad de combustible están situados a ambos lados de la llave selectora.

1.6.18 Un filtro de combustible está ubicado entre la válvula selectora de tanque y la bomba eléctrica auxiliar y, un sensor de presión de combustible ubicado entre la bomba mecánica y el carburador.

1.6.2 Motor

1.6.2.1 Esta equipado con un motor marca Lycoming; Modelo: O-235-L2C; Numero de Serie: L-21313-5, con una Potencia de 112 Hp, un Total General (TG) de 3.656,2 y Desde la Última Recorrida (DUR), 1.576 hs.

1.6.2.2 Dispone de una bomba mecánica accionada por el motor, y una bomba eléctrica auxiliar utilizable en los despegues, aterrizajes, en caso de falla de la bomba mecánica y en los cambios de tanques para alimentación.

1.6.3 Hélice

Está equipado con una hélice Marca SENSENICH, Modelo: 72CK-0-56, N° de Serie: K6367, es de construcción metálica, paso fijo, N° de palas: 2, Tenía un TG: 672.5 hs y DUR: nueva.

1.6.4 Peso y balanceo al momento del accidente

1.6.4.1 Peso

Vacío:	493 kg
Piloto:	80 kg
Acompañante:	80 kg
Combustible (70 lts X .72):	50 kg
Total al momento del despegue:	703 kg
Máximo de despegue (PMD):	757 kg
Diferencia:	54 kg en menos respecto al PMD
Consumo horario:	60 lts/hs
Combustible utilizado:	100 LL.

1.6.4.2 El Centro de Gravedad (CG) se encontraba dentro de los límites permitidos en el Manual de Vuelo, autorizado por el fabricante.

1.7. Información Meteorológica

1.7.1 El informe del Servicio Meteorológico Nacional con datos extraídos de los registros horarios de la estación meteorológica Neuquen Aero, interpolados al lugar y hora del accidente, visto el registro de 18:00 UTC de la estación Chipoletti y el mapa sinóptico de superficie de 18:00 UTC era: Viento: 020°/10kt; Visibilidad: 10 km; Fenómenos Significativos: Ninguno; Nubosidad: 2/8 AC 3000m - 4/8 CC 6000 m; Temperatura: 24.1 °C; Temperatura Punto de Rocío: 1.5 °C; Presión: 1016.7 hPa y Humedad relativa: 23 %.

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 el aeródromo Allen, Provincia de Río Negro, se encuentra a 3,5 km al NE de la ciudad homónima, cuyas coordenadas geográficas son 33° 58' S 067° 47' W, contando con una pista de orientación 08 / 36, de tierra y, de 750 x 30 m y elevación 290 m.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 La aeronave despegó desde la cabecera 08 y, los restos de la aeronave se situaron en un punto, a 200 m del lateral de la pista, a la derecha de la dirección de vuelo, y a 50 m de una línea imaginaria desde el umbral 26 de la pista.

1.12.2 Partes pequeñas de la aeronave quedaron diseminados en un radio de 20 m, salvo la rueda principal derecha con su conjunto de freno, que se situó a 50 m por delante de la línea de avance de la aeronave a 8° grados hacia la derecha de la dirección (200°, aproximadamente) en que quedó la aeronave.

1.12.3 En la investigación realizada a la aeronave, se comprobó que por efectos del impacto contra el terreno, todos los comandos, tanto de vuelo como de motor, se encontraban deformados y algunos cortados, por lo que no se pudo verificar su funcionamiento.

1.12.4 Aparentemente, y de acuerdo con las marcas dejadas en el terreno, la aeronave impactó en primer término con el tren de aterrizaje derecho, fracturándose este en dos partes: el montante por un lado y la rueda con su conjunto de freno por el otro.

1.12.5 El montante quedó a unos 8 metros antes de los restos principales, y la rueda a 50 metros por delante de los restos.

1.12.6 El montante del tren izquierdo también sufrió la fractura de los bulones de sujeción y quedó próximo al plano izquierdo el que no se desprendió.

1.12.7 El tren delantero, por fractura del soporte del montante debido a la deformación de la bancada del motor, quedó abajo del fuselaje a la altura de los asientos de tripulación.

1.12.8 El segundo impacto, a unos dos metros del primero, se realiza con la parte inferior delantera del motor, y con la hélice.

1.12.9 Un solo golpe con una pala de la hélice fue suficiente para desprender ésta del soporte del motor y salir despedida hacia atrás por sobre la aeronave para quedar detenida a unos 8 metros hacia el costado derecho de la misma, lo que indica que al momento del impacto la hélice estaba girando a un régimen elevado.

1.12.10 Durante el segundo y el último impacto, se produce la fractura de la bancada del motor y, la posición final de este con respecto al fuselaje, nos estaría indicando que los impactos se producen en un movimiento de deslizamiento de la aeronave.

1.13 Información Médica y Patológica

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

1.13.2 Por disposición de S. S. la señora Juez Federal de Primera Instancia no se efectuó autopsia ni examen toxicológico.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

1.15.1 El tripulante resultó muerto y el acompañante con heridas de gravedad.

1.15.2 Los arneses de los asientos del piloto y acompañante 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 No se pudieron obtener muestras del combustible por pérdida de este debido a la rotura de los tanques en la parte inferior, solo se comprobó la existencia de combustible en el sistema al desarmarse el filtro / drenaje.

1.16.2 Se efectuó verificación de la documentación técnica y cumplimiento del plan de mantenimiento, no encontrándose novedades.

1.16.3 Al respecto, en el control de las AD (Directivas de Aeronavegabilidad) aplicadas a la aeronave, se puso especial atención en la N° 83-14-08 de fecha 27 SEP 1983, que consiste en la aplicación de pequeñas aletas separadoras de flujo en la parte superior del borde de ataque de ambos planos y cambio de indicador de velocidad, para mejorar y estandarizar las características de entrada en pérdida.

1.16.4 Esta AD solo es aplicable a los Números de Serie 38-78A0001 al 38-79A0582, por lo tanto el LV-OFE no se encuentra condicionado por su aplicación.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es propiedad del Aeroclub Allen.

1.18 Información adicional

No aplicable.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

No se utilizaron nuevas técnicas.

2 ANALISIS

2.1 Aspectos Operativos

2.1.1 Según testigos en el aeródromo, el piloto a muy baja altura + ó – 10 m) inició un viraje en ascenso escarpado por la derecha.

2.1.2 El despegue se habría realizado con una posición de flaps de 21° produciendo el efecto de disminuir la velocidad de pérdida por lo que es posible abandonó la pista con un menor recorrido sobre la misma pero la pendiente de ascenso fue menor.

2.1.3 Otro efecto que produjo la operación con flap es que actúa como freno, por lo cual el incremento de la velocidad es más lento por lo que al efectuar la maniobra sufrió el efecto adverso del viento de cola, habiendo sido lo más recomendable efectuar la maniobra enfrentado al viento, luego del despegue ya que, en este caso, el viento era desde la izquierda.

2.1.4 El piloto efectuó la maniobra por derecha, inclinando en exceso la aeronave, lo que aumento grandemente su velocidad de pérdida.

2.1.5 Esta situación seguramente lo sorprendió y, dada la poca altura de la maniobra, no tuvo el tiempo suficiente para restablecer la aeronave.

2.1.6 La mecánica del accidente indica que el piloto no había recibido instrucción para maniobras de adiestramiento avanzado.

2.1.7 Se concluye que el piloto no tenía la experiencia deseable para esta modalidad de vuelo.

2.2 Aspectos técnicos

De las investigaciones realizadas no se detectaron fallas técnicas que pudieran haber influido en el accidente.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto era titular de la Licencia de Piloto Comercial de Avión.

3.1.2 El piloto tenía en vigencia el Certificado de Aptitud Psicofisiológica para la Licencia de Piloto Comercial de Avión.

3.1.3 La aeronave tenía el Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia.

3.1.4 El mantenimiento del grupo propulsor se ajustaba a los programas de-

terminados por el fabricante.

3.1.5 El piloto tenía poca experiencia de vuelo para efectuar maniobras no convencionales.

3.1.6 Las condiciones meteorológicas tuvieron influencia en el accidente al no ser tenido en cuenta el viento por parte del piloto al que le afectó negativamente su velocidad aérea.

3.2 Causa

En un vuelo local, durante la fase de despegue, impacto de la aeronave contra el terreno, debido a una inadecuada operación del avión al intentar realizar un viraje escarpado a baja altura con una ineficiente técnica de vuelo.

Factor contribuyente:

- 1) No tener la aeronave una configuración limpia (sin flap)
- 2) No haber apreciado oportunamente el efecto negativo del viento sobre la maniobra, que le disminuyo la velocidad aérea .

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al Presidente del Aeroclub Allen

Considerar la posibilidad de incrementar los conocimientos y el adiestramiento de los pilotos de su Institución en lo referente a, las limitaciones de las aeronaves que vuelan, maniobras a baja altura, efecto negativo del viento para la correcta operación del avión y técnicas de vuelo adecuadas, a fin de contribuir a la seguridad operacional y a preservar los medios aéreos de su propiedad.

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 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
Avda Pedro Zanni 250
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo

(1104) Capital Federal

o a la dirección Email
buecrp@faa.mil.ar

BUENOS AIRES, de abril de 2005

Investigador Operativo

Investigador Técnico

Director de Investigaciones