

C.E.N° 2.363.706 (F.A.)

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 CODIGO AERONAUTICO (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: Cuartel XXI, Santa Lucía, Provincia de Buenos Aires.

FECHA: 03 de marzo de 2003

HORA: 18:30 H.O.A.

AERONAVE: Avión

MARCA: PIPER

MODELO: PA 25-150

MATRÍCULA: LV-GRW

PILOTO: Licencia Piloto Privado de Avión

PROPIETARIO: Privado

NOTA: Las horas están expresadas en Hora Oficial Argentina (H.O.A.), que corresponde al Huso Horario -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

Con formato

1.1 Reseña del vuelo

El 03 de marzo de 2003 el piloto de la aeronave LV-GRW despegó de Agro-Aéreo Sur en la localidad de Pérez Millán a las 17:30 aproximadamente para rociar algunos campos que se encuentran en cuartel XXI de Santa Lucía, provincia de

Buenos Aires. Después de terminar de rociar un campo programado, se dirigió al campo identificado como El Mancarron S.A., sembrado con soja.

Según declaraciones de testigos, pasó sobre el lugar utilizado como pista perteneciente al Haras El Roblecito, con rumbo 330° y giró hacia la izquierda. Durante el viraje se habría encontrado con el sol de frente, finalizando el mismo y, en descenso, pasó sobre el camino que une el Haras El Roblecito con el campo Noel Uno, embistió el cable de electricidad que se encontraba lateral a dicho camino y cortó el mismo.

Luego de ello, voló con rumbo 230°, aproximadamente 689 mts cuando tocó con las ruedas la superficie del campo. Aproximadamente, 19 metros más adelante, impactó con el ala izquierda en el terreno perdiendo la cañería con picos de la misma.

Posteriormente avanzó 9 metros más y, lentamente, capotó quedando con rumbo opuesto al que llevaba y con la cabina hacia abajo, la que se deformó, provocando las lesiones que produjeron la muerte del piloto.

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

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula

1.3.1.1 Fuselaje: Estructura superior de la cabina de pilotaje, caños fracturados con hundimiento de los carenados; ambas ventanillas rotas, todos los capots del motor deformados.

1.3.1.2 Planos: Ala izquierda con deformaciones en el borde de ataque.

1.3.1.3 Empenaje: Timón de dirección con deformaciones.

1.3.1.4 Tren de aterrizaje: sin novedades aparentes.

1.3.2 Motor: Bancada de motor fracturada en el parallamas, hundimiento hacia atrás del radiador de aceite, posibles daños internos que no se determinaron.

1.3.3 Hélice: Daños leves (Una pala doblada hacia atrás en ángulo aproximado de 5°).

1.3.4 En general: Daños de importancia.

1.4 Otros daños

Se cortó un cable de la red de electricidad rural, varillas de alambrado perimetral fracturadas y aplastamiento de 120 m² de campo sembrado con soja.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El Piloto de 31 años de edad, era titular de las Licencias de Piloto Privado de Avión, con habilitación para aviones monomotores terrestres hasta 5700 Kgs. El 22 de noviembre de 2002 se le otorgó una habilitación provisoria como Aeroaplicador.

No estaba afectado a ninguna empresa para realizar trabajo aéreo, autorizado por la DHA.

1.5.2 Su Aptitud Psicofisiológica Clase II estaba en vigencia hasta el 01 de agosto de 2003. No tenía Aptitud Psicofisiológica Clase I vigente.

1.5.3 La experiencia en horas de vuelo era la siguiente:

Total de vuelo:	505.1 hs.
Últimos 90 días:	Sin datos.
Últimos 30 días:	Sin datos.
En el día del accidente:	Sin datos.
En el tipo del avión accidentado:	302.3 hs.

1.5.4 El total general de horas de vuelo y las voladas en el tipo de avión accidentado, fueron extraídas del Libro de Vuelo del Piloto, en éste se encuentran asentadas las horas voladas hasta el 22 de noviembre de 2002.

Las voladas desde esa fecha hasta el momento del accidente, se encontraban registradas en una libreta, la que no se pudo ubicar, razón por la que no se dispone de registros de los últimos 90 y 30 días y el día del accidente.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Planeador

El PA-25-150 es una aeronave de Categoría Restringida, de ala baja.

Tanto el fuselaje como los planos son entelados, al igual que los flaps, alerones, timón de dirección y de profundidad.

Los mandos de vuelo son accionados por cables y poleas.

El accionamiento de los flaps es mecánico, y se efectúa por medio de una palanca situada a la izquierda del asiento del piloto.

El sistema de combustible posee un solo tanque, construido en plástico, ubicado en la parte superior delantera, entre el parallamas y el tanque de productos.

La capacidad total del tanque es de 40 Galones USA (151.4 litros), siendo el combustible no utilizable de 14 lbs (6,3 Kgs).

El indicador de combustible (tipo burbuja) está situado en la parte superior del tanque y es de indicación directa.

La tolva de alojamiento de productos para el fumigado, también construída en plástico, se sitúa entre la cabina de pilotaje y el tanque de combustible, teniendo una capacidad total de almacenaje de 800 Lbs (362.4 kg).

El tren de aterrizaje es del tipo fijo-convencional, frenos a discos en las ruedas principales.

El sistema eléctrico obtiene energía de una batería de 12 V y 33 Amp/h, situada en la parte inferior izquierda del alojamiento del tanque de combustible y la tolva de productos, y de un generador de 12 V/20 Amp.

1.6.2 Motor

Está potenciado por un motor Lycoming Modelo O-320-A2B, de cuatro cilindros opuestos y alternados, de 150 HP a 2.700 RPM.

1.6.3 Hélice

Lleva instalada una hélice bipala metálica marca Sensenich, Modelo M74DM/7452.

1.6.4 Velocidades

Vne – De nunca exceder	136	MPH	(118 Kts)
Vno – Máxima estructural	108	MPH	(94 Kts)
Vp - De maniobra	107	MPH	(93 Kts)
Vfe - Con flaps extendidos	95	MPH	(83 Kts)

1.6.5 Peso y centrado

Pesos

Vacío	1.263	Lbs	(573 Kg)
Piloto	176,36	Lbs	(80 Kg)
Pasajeros / Cargas	551,15	Lbs	(250 Kg)
Combustible	95,24	Lbs	(43,2 Kg)
Otros	-----		
Total de despegue	2085,75	Lbs	(946 Kg)
Máximo de despegue	2.300	Lbs	(1.043,2 Kg)
Diferencia	214,25	Lbs	(97,2 Kg), en menos.

El centro de gravedad se encontraba dentro de los límites establecidos en el manual de vuelo de la aeronave, autorizado por el fabricante.

1.7 Información meteorológica

Datos extraídos de mapas sinópticos de superficie de 21:00 UTC, interpolados a la hora del accidente y visto los registros horarios de las estaciones meteorológicas de los Aeropuertos de Rosario, Junín y Ezeiza.

El viento era de 360/02 Kt., la visibilidad 10 Km., no existía ningún fenómeno significativo, no había nubosidad, la temperatura alcanzaba a 29.5 °C, la temperatura de Punto de rocío se encontraba en 18.5 °C, la presión era de 1012.0 hPa, y la humedad relativa del 52 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No aplicable.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

El lugar del accidente es un campo sembrado con soja distante 5 Km de la ciudad de Santa Lucía, Partido de San Pedro, Provincia de Buenos Aires. Las coordenadas son 33° 55' 58" S y 059° 52' 35", la elevación es de 24 metros, la orientación de los surcos era de 230°/050°.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave quedó a 735 metros del cable de electricidad que cortó.

La misma había capotado con un rumbo de 230°, aproximadamente, y estaba con la cabina hacia abajo.

Se encontró a 27 metros del avión, el caño con los picos para realizar el rociado del ala izquierda que se desprendió después de golpear la misma contra el terreno.

1.13 Información Médica y patológica

De las investigaciones realizadas surge que no se conocen antecedentes médico-patológicos que pudieran haber influido en el accidente.

1.14 Incendio

No hubo incendio.

1.15 Supervivencia

El piloto tenía colocado el correa de sujeción y cinturón de seguridad, que actuaron correctamente; de acuerdo con declaraciones hechas por testigos que rescataron al piloto después de ocurrido el accidente, el mismo se encontraba colgado de los correa y fue retirado de la aeronave cortando el cinturón de seguridad.

La cabina no resistió la fuerza del golpe, superando la resistencia de la estructura tubular de esta.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Comprobaciones en el lugar del accidente

Una vez que la aeronave fue colocada en posición normal, se pudo comprobar: fractura de las tomas superiores de la bancada de motor; deformaciones de la parte superior de la cabina del piloto, de ambas ventanillas; del empenaje por impacto contra el terreno; como así también la pérdida total del producto por desprendimiento de la tapa de carga.

Asimismo, por haberse roto el alojamiento del indicador de cantidad de combustible y salido la tapa de carga, se perdió totalmente el combustible del tanque.

Debido al producto derramado sobre el terreno, su toxicidad y fuerte olor no se pudo efectuar en ese momento un exhaustivo control de los sistemas y componentes de la aeronave.

Sin embargo fue recuperada una muestra de producto contenido que se encontraba sobre la tapa desprendida del tanque, la que fue enviada al Laboratorio de Ensayos de Materiales (LEM) del Área Logística Palomar para su análisis y para determinar si existía vestigios de combustible.

Según el informe producido por el LEM, no se comprobó contaminación, por lo que no se podría asegurar con exactitud si había combustible en el tanque.

De acuerdo con declaraciones de testigos, la aeronave habría despegado de la base de operaciones con aproximadamente 90 litros de combustible, lo que no fue pudo ser comprobado, dado que la carga se efectuó a granel, no existiendo ningún documento ó factura que comprobara dicha carga.

1.16.2 Comprobaciones posteriores

Posteriormente Se efectuó una comprobación de los comandos de vuelo, que funcionaron correctamente.

Debido al desprendimiento del motor, los comandos de accionamiento de éste no pudieron ser comprobados.

Una vez trasladada la aeronave a dependencias de la Comisaría de Santa Lucía, se comprobó que el cable de accionamiento de la válvula de corte de combustible, se encontraba trabada en el interior de su cobertura, por lo que dicha válvula se encontraba bloqueada en la posición abierta.

Esta válvula fue desmontada, encontrándose signos de oxidación y corrosión en el cuerpo.

También se encontró la malla metálica con bastante suciedad y barro, esto habría impedido el flujo normal de combustible.

Se desarmó el vaso de drenaje de combustible, el cual también se encontró con suciedad en la malla metálica.

Se verificó el estado del motor, encontrándose en aparente normalidad.

Se comprobó libre giro de la hélice.

Se desmontó el carburador y las bujías superiores e inferiores para comprobación de funcionamiento y estado.

Esta comprobación fue llevada a cabo por el Taller Siper Aviación S.A.C.I.F.G.I. de San Fernando (Habilitación D.N.A. N° 1B16).

El carburador, tal como se desmontó, para comprobar su funcionamiento, fue colocado en un motor recientemente recorrido y probado en banco de prueba, funcionando en forma normal.

El motor Lycoming 0-320-A2B usa bujías marca Champion, número de parte RHM40E.

Una de las ocho bujías era RHB32E de rosca larga, usada en los motores Lycoming IO-540-R1A5 de 260 hp que equipa al Piper PA-24-260 Turbo, por lo que para ser usada en el motor Lycoming 0-320-A2B debe ser suplementada con arandelas.

Al efectuar la comprobación de funcionamiento de las bujías, tal como fueron desmontadas, se comprobaron las siguientes deficiencias:

- 1) Tres bujías con muy poca chispa a presión normal de trabajo.
- 2) Cuatro bujías con corte intermitente de chispa al aumentar dicha presión de trabajo
- 3) Una bujía sin chispa a cualquier presión de trabajo.

Por otra parte, se notó que el aceite derramado por el motor poseía un color negro-petróleo, índice inequívoco de muchas horas de uso sin recambio.

De acuerdo con lo asentado en la Libreta Historial del motor, este ingresa al Programa de Mantenimiento por Condición (PMPC) con fecha 27-Nov-2001.

Este programa contempla el control del consumo de aceite para su evaluación.

Desde la fecha de ingreso al PMPC hasta la última anotación (18-Nov-2002), la aeronave voló 259.8 horas, con un consumo asentado de aceite de 48 litros, lo que equivale a 1 (uno) litro cada 5.4 horas.

El consumo máximo de aceite dado por el fabricante es de 0,63 litros/hora, lo que indica que el consumo estaría muy por debajo del valor indicado, dado que lo normal debería ser cada 5.4 horas/3.4 litros de aceite y no 1 litro.

Si bien es cierto que 0.63 litros es el consumo máximo de aceite, no puede haber tanta diferencia, teniendo en cuenta que voló 751.2 horas desde la última Recorrida General (overhaul) y un tiempo calendario de casi 16 años (730 horas TG - 26-Set-1986), más las horas voladas y no asentadas a la fecha del accidente.

Por tratarse de un motor con mucho uso y años de antigüedad, el consumo de aceite debería estar en el máximo permitido.

Por consiguiente, se estima que las cargas de aceite fueron asentadas sin tener en cuenta el consumo real, o el motor trabajaba con muy poco aceite, por debajo del nivel normal de utilización.

Analizada la Libreta Historial de la aeronave, tenía asentadas al 18-Nov-2002 un T.G. de 1.480.2 horas y la indicación del Odómetro al momento del accidente era de 1.792.91 horas, lo que da una diferencia de 312.7 horas.

Por consiguiente, esas horas no habrían sido asentadas en el historial, y las inspecciones de 100 horas correspondientes no habrían sido efectuadas.

1.16.3 Deformación de la cabina

La deformación de la cabina se produjo por aplastamiento al capotar la aeronave. Un trozo de caño, de esta, cortado del sector que se deformó, fue enviado al Laboratorio de Ensayos de Materiales de la Empresa LMAASA para su identificación e indicación de los diámetros internos y externos.

Según en Informe Técnico DI/GE 169/03 confeccionado por el Laboratorio de Ensayos de la Empresa LMAASA con fecha 05-Jun-2003, se determinó que las características técnicas del material enviado para análisis, se asemeja a la categoría SAE 4130-N, y que el diámetro exterior es de 19 mm y el diámetro interior de 17,2 mm, siendo el espesor medio de la pared de 0,9 mm, no observándose variaciones en el espesor de la pared.

Con estos resultados, se efectuó una consulta a la fábrica Piper para confirmar si los detalles indicados en el Informe Técnico de LMAASA, corresponden a los usados durante la fabricación de la aeronave.

De acuerdo con la información recibida de la fábrica New Piper, no se pudo cumplimentar la consulta efectuada, dado que el TC (Certificado Tipo) había sido

vendido a una empresa argentina situada en la Provincia de Mendoza, a la que se contactó por el mismo tema.

Esta empresa remitió un diagrama de la red de tubos que configuran el fuselaje y un cálculo de factores de carga, obtenidos del Plano de Construcción Piper N° 61001.

Analizados estos diagramas se desprende que: los caños de construcción de la parte superior de la cabina del piloto corresponden a la designación 4130, con las medidas de $\frac{3}{4} \times .035$ " (19.05 x 0.889 mm), coincidiendo con las medidas tomadas por el Laboratorio de LMAASA.

De acuerdo con el diagrama de tubos, todos los caños componentes del fuselaje son de la misma medida.

Por otro lado y, según el Reporte VB-1 Pag. V-26 de Piper Aircraft Corporation, los valores de resistencia de la cabina de pilotaje están calculados en base a un peso máximo de 2.300 Lbs, dando como resultado una Fuerza Vertical de V=6.900 Lbs y una Fuerza de Arrastre de D=3.450 Lbs, por lo que se desprende que estos valores habrían sido superados por la fuerza del impacto, produciéndose por lo tanto la deformación de los caños.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era de propiedad privada.

1.18 Información Adicional

De acuerdo con las declaraciones hechas por el inspector de vuelo de la Dirección de Habilitaciones del Comando de Regiones Aéreas, en la ciudad de Gral. Villegas, Provincia de Buenos Aires, mientras se cumplimentó el Plan Nacional de Regularización de Pilotos Aeroaplicadores y luego de haberse impartido un curso teórico, el 22 de noviembre de 2002, se realizó un vuelo a los fines de comprobar si el piloto cumplía con los estándares de conocimiento y capacidad operativa para realizar las maniobras inherentes al tipo de vuelo.

Asimismo el Jefe del Departamento Trabajos Aéreos de la DHA, manifestó que finalizado el vuelo de idoneidad se le otorgó una Licencia de Aeroaplicador provisoria.

Esta no le permitía realizar ninguna clase de vuelos de aeroaplicación hasta tanto estuviera inscripto en el Anexo II del Certificado de Explotador de Trabajo Aéreo de la Empresa emitido por la Autoridad Aeronáutica.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

No se utilizaron nuevas técnicas.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspecto operativo

De las investigación realizada surge que, el 3 de marzo de 2003, el piloto sobrevoló el campo que iba a rociar para hacer un reconocimiento del terreno, después realizó un viraje hacia la izquierda, pasó por arriba del casco y el lugar utilizado para despegues y aterrizajes de aeronaves de la estancia Haras El Roblecito.

Cuando estaba sobre ese lugar se incorporó a una básica, donde se habría encontrado con el sol de frente y cercano a la línea del horizonte, en un rumbo de aproximadamente 270°, descendió y cuando se encontraba a una altura de 7,10 metros embistió y cortó un cable de media tensión ubicado en forma transversal al rumbo de ingreso a la melga del campo que iba a rociar.

Esta maniobra no habría sido la correcta, porque cuando ingresó al campo lo hizo con aproximadamente rumbo 255° y con menor altura a la que debía hacerlo.

La velocidad de la aeronave, en el momento de colisionar el cable, habría sido de aproximadamente 93 nudos.

El cable pasó por el primer tercio del ala izquierda, a partir de la puntera, sobre el borde de ataque, también por el corta-cable ubicado en la pata del tren de aterrizaje fijo del mismo lado, y la hélice del sistema de rociado ubicada en el medio de las dos patas del tren de aterrizaje.

El impacto contra el cable fue con una leve inclinación de la aeronave hacia la izquierda.

Después de cortar el cable el piloto; habría dado potencia para tratar de controlar el avión y debido a la rapidez con que abrió el acelerador, el flujo de mezcla que debía entregar no habría sido el adecuado.

Posiblemente influyó en ello la condición del motor (filtros y bujías) por lo que se produjo la detención del motor.

Ante esta situación habría decidido hacer un aterrizaje forzoso en el campo sembrado con soja que debía rociar, tocando el sembrado a 689 metros de la ubicación del tendido del cable de electricidad con el que había colisionado.

Después de tocar el terreno, rodó 19 metros, allí golpeó con el ala izquierda, donde se deformó dicho plano y rompió el caño con picos para el rociado colocados debajo de dicho plano.

A continuación rodó unos 9 metros más hasta que la aeronave capotó por efecto del excesivo efecto frenante producido por la textura fibrosa de la soja enredada en las ruedas.

El avión quedó con rumbo opuesto al que traía y con la cabina hacia abajo, a 10 metros del lugar donde tocó con la nariz.

De acuerdo con el relato de testigos, después de presenciar el accidente se dirigieron al lugar donde quedó la aeronave con el objeto de auxiliar al piloto.

Cuando llegaron observaron al mismo dentro de la cabina colgando de los correajes y cinturón de seguridad.

Como el tripulante se encontraba con vida, cortaron el cinturón de seguridad, lo sacaron de la cabina y lo trasladaron al hospital de Santa Lucía, donde falleció.

La aeronave habría cargado 40 litros de combustible en el lugar donde operaba, que con los 50 litros que tenía en el tanque habrían totalizado 90 litros.

También cargó 250 litros de agua con productos para realizar el rociado en los campos programados.

Estos datos, suministrados por testigos que se encontraban en la base de operaciones, son aproximados, porque no existió ninguna clase de comprobante o factura que certifique la cantidad de combustible y productos que se cargó en la aeronave antes de iniciar el vuelo.

El piloto despegó del lugar usado como base de operaciones, en la localidad de Pérez Millán, aproximadamente a las 17:45 horas del día 03 de marzo de 2003; para rociar cinco campos que totalizaban 63 hectáreas.

Se trasladó a la zona aledaña a la ciudad de Santa Lucía donde roció dos campos y, luego, se dirigió al tercero donde se accidentó a las 18:30 horas, después de volar aproximadamente 45 minutos.

Dentro de la cabina se encontró un mapa hecho a mano alzada con las indicaciones de los campos que debía rociar, las hectáreas de cada uno y la ubicación de los tendidos de cables de electricidad rural existentes con una inscripción que le advirtió al piloto que los puntos marcados...“son el tendido de sólo un cable de electricidad, que tenga cuidado y que son peligrosos...”, por lo que se desprende que el piloto sabiendo de la existencia de los cables de electricidad, no los avistó por encontrarse encandilado al tener el sol de frente en la incorporación al pasaje de rociado a la melga.

El 22 de noviembre de 2002 en la localidad de General Villegas, el piloto realizó un vuelo con un inspector de la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas, del Comando de Regiones Aéreas, en el que demostró tener las condiciones y los conocimientos idóneos para realizar vuelos de Aeroaplicación, faltando hasta la fecha del accidente el acto administrativo que lo habilitaría para realizar trabajos aéreos.

La fuerza del golpe de la cabina contra el terreno después de capotar la aeronave, produjo el aplastamiento del techo de ésta hacia abajo. Como consecuencia de ello se produjo el deceso por un paro cardio respiratorio traumático accidental, según lo expresado por el médico en el informe de la autopsia.

2.2 Aspecto Técnico

2.2.1 Analizado el accidente se determinó que el motor se habría detenido en vuelo debido a la conjunción de los siguientes factores:

- 1) La posición de los controles de motor;
- 2) La obstrucción parcial del flujo de combustible por suciedad en la malla de la válvula de corte de combustible;
- 3) Encendido intermitente de las bujías de ignición;
- 4) Estado de la palas de la hélice.

2.2.2 Cuando el piloto accionó el acelerador en forma rápida para contrarrestar la acción de detención impuesta por el cable eléctrico, la reacción del motor también debería haber sido rápida, cosa que no ocurrió por: insuficiente caudal de combustible para alimentarlo en forma rápida y por probables cortes e intermitencia en el encendido de las bujías, al serles requerido un trabajo con mayor presión.

2.2.3 La deformación de los caños que configuran la cabina de piloto, se producen por efecto del impacto contra el terreno con una fuerza de atrás hacia delante (por el movimiento de inversión de la aeronave), y por haber superado los valores de resistencia previstos por el fabricante.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El Piloto, tenía la licencia de Piloto Privado de Avión y la aptitud Psicofisiológica clase II vigente; asimismo era titular de la Licencia de Piloto Aeroaplicador Avión provisoria, pero no tenía en vigencia la Aptitud Psicofisiológica Clase I, que corresponde a esa licencia, y no estaba afectado a ninguna Empresa para realizar trabajos aéreos.

3.1.2 Con fecha 22 de noviembre de 2002 el piloto realizó un vuelo de idoneidad con un inspector de la DHA, con lo que adquirió la Licencia de Aeroaplicador provisoria, pero hasta el momento de ocurrido el accidente no se encontraba afectado a la empresa propietaria de la aeronave, según lo establecido en el Decreto 2836/71 sobre Trabajo Aéreo.

3.1.3 La posición del sol, estaba de frente a la trayectoria del vuelo.

3.1.4 La aeronave tenía Certificado de Aeronavegabilidad restringido en la categoría especial, sin fecha de vencimiento. Su Formulario 337 tenía fecha de vencimiento octubre de 2003.

3.1.5 El peso de la aeronave y el centro de gravedad, en el momento de producido el accidente, se encontraban dentro de lo especificado en el Manual de Vuelo de la Aeronave.

3.1.6 La detención del motor se debió a un deficiente mantenimiento del sistema de alimentación de combustible y encendido.

3.1.7 El campo donde realizó el aterrizaje forzoso la aeronave, se encontraba sembrado con soja. Dicha planta tiene una textura fibrosa, la cual produjo el frenado de las ruedas del tren principal y como consecuencia de esto, capotó el avión.

3.1.8 La cabina se deformó debido a la fuerza que produjo el golpe contra el terreno después de capotar el avión, que superó la resistencia estructural de los materiales con que se encontraba construida.

3.2 Causa

Durante un vuelo de aeroaplicación en la incorporación a una melga, impacto contra un tendido eléctrico, posterior aterrizaje forzoso por detención del motor, con capotaje que produjo el aplastamiento de la cabina ocasionando la muerte al piloto, debido a una inadecuada planificación para incorporarse a una final de rociado de la melga y fallas en el mantenimiento, tanto preventivo como restaurativo.

Factores contribuyentes

- 1) La posición del sol de frente a la dirección del vuelo.
- 2) Frenado de las ruedas del tren principal por la textura fibrosa del sembrado.
- 3) Mal funcionamiento del sistema de combustible y encendido.
- 4) La resistencia de los caños componentes de la estructura tubular de la cabina fue menor al esfuerzo producido por el golpe.

4 RECOMENDACIONES

4.1 A la Dirección de Aeronavegabilidad

Considerar la posibilidad de efectuar un control de los talleres intervinientes, a efectos de verificar la calidad del mantenimiento realizado por los mismos. Asimismo evaluar la conveniencia de contactarse con la empresa propietaria del Certificado Tipo a efectos de que se contemple la posibilidad de incrementar la resistencia de la cabina.

4.2 A las Empresas de Aeroaplicación

Considerar la conveniencia de poner especial énfasis en incrementar el adiestramiento e instrucción de sus pilotos respecto de la planificación de las tareas a desarrollar y las características particulares de la operación. Asimismo, la conveniencia de mejorar los controles en los procedimientos del mantenimiento de las aeronaves de acuerdo con las normas establecidas al respecto por la autoridad aeronáutica. También considerar la necesidad de ajustar la operación a lo normado por la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

5.1 A la National Transportation Safety Board

Remitir la presente investigación a los efectos que tome conocimiento de los hechos acontecidos, párrafo 1.16.3.

5.2 A la Federal Aviation Administration

Remitir la presente investigación a los efectos que tome conocimiento de los hechos acontecidos, párrafo 1.16.3.

5.3 A las Personas u Organismos a quienes vayan dirigidas las recomendaciones

Las personas u organismos que reciban las recomendaciones emitidas por la JIAAC, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo, en un plazo no mayor a los SESENTA (60) días hábiles, a contar desde la fecha de la recepción del Informe Final y Disposición que lo aprueba.

La mencionada información deberá ser dirigida a:
Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil
Avenida Pedro Zanni 250
2º Piso, Oficina 264 – Sector Amarillo
CP 1104 Capital Federal

O a la dirección de Email:
buecrp@faa.mil.ar

BUENOS AIRES, de noviembre de 2003.

Investigador Operativo

Investigador Técnico

Director de Investigaciones

