

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: El Delta del Tigre, Provincia de Buenos Aires, a 4.7 NM del VOR FDO, en el radial 025 del mismo.

FECHA: 23 AGO 09

HORA: 17:20 UTC (aprox.)

AERONAVE: Avión

MARCA: PIPER

MODELO: PA-28-235

MATRICULA: LV-ILS

PILOTO: Licencia Piloto Privado de Avión

PROPIETARIO: Privado

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 dos acompañantes, aproximadamente a las 16:30 hs, inició un vuelo con la aeronave matrícula LV-ILS, desde el aeródromo (AD) General Rodríguez (GEZ), con destino al AD Isla Martín García (MGI), ambos

situados en la Provincia de Buenos Aires, para realizar un vuelo de aviación general de turismo.

1.1.2 A las 17:20 hs aproximadamente, durante la navegación aérea, en fase de crucero y cruzando el Delta del Tigre con 1.000 ft de altitud, se detuvo el motor de la aeronave, sin poder ser reencendido. Ante tal circunstancia, el piloto decidió realizar un aterrizaje de emergencia en una isla anegada.

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

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Acompañantes	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	1	2	

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: Deformaciones en el fuselaje, entre la cabina y el empenaje, estabilizador horizontal, flaps derecho con desprendimiento de una de sus tomas y tren de nariz.

1.3.2 Motor: Daños de importancia.

1.3.3 Hélice: Sin daños.

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 48 años, era titular de la Licencia Piloto Privado de Avión (PPA), otorgada el 13 NOV 99, con habilitaciones para vuelo VFR Controlado, vuelo nocturno local, monomotores terrestres hasta 5.700 kg.

1.5.2 La Dirección de Licencias al Personal informó que en su legajo aeronáutico, no había copia de la última foliación archivada y no tenía registrados antecedentes de accidentes e infracciones aeronáuticas anteriores.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase 2, estaba vigente hasta el 30 AGO 09.

1.5.4 Su experiencia de vuelo en horas, expresada por el piloto, hasta el momento del accidente era la siguiente:

Total:	380.5
Últimos 90 días:	8.5
Últimos 30 días:	3.5
En el día del accidente:	0.5
En el tipo de aeronave:	151.3

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

1.6.1.1 Avión, marca Piper, modelo PA-28-235, matrícula LV-ILS, con número de serie 28-10498, monoplano de cuatro plazas, de construcción metálica; ala baja y tren de aterrizaje triciclo con ruedas. Estaba equipada con un motor de seis cilindros de 235 hp y hélice de dos palas. Poseía un Certificado de Matrícula, el cual la registra para el uso privado desde el 27 JUL 2006.

1.6.1.2 El Certificado de Aeronavegabilidad, extendido por la DA, era de clasificación Estándar, categoría Normal y fue emitido el 12 ABR 1999. El Formulario DA 337 fue otorgado por el TAR DNA 1B-66, el 04 MAR 2009.

1.6.1.3 Los registros de mantenimiento indicaban que la aeronave estaba equipada y mantenida de conformidad con las reglamentaciones y procedimientos vigentes aprobados.

1.6.2 Célula

El mantenimiento era de inspección periódica, teniendo al momento del accidente un total general (TG) 1.760,35 hs, desde la última recorrida (DUR) 929,15 hs y 16 hs desde la última inspección (DUI).

1.6.3 Motor

1.6.3.1 Marca Lycoming, modelo O-540-B4B5, serie N° L-7915-40 de 235 HP, con inspección periódica, teniendo al momento del accidente un TG de 1.769,35 hs, 719 hs DUR y 16,25 hs DUI. El motor operaba bajo el régimen de la CA-43-50B (PMPC), según constaba en la documentación técnica.

1.6.3.2 El combustible autorizado por manual era aeronafte, mínimo 80 octanos; en el momento del accidente estaba utilizando nafta de uso automotor, YPF Fangio XXI y el consumo horario era de 50 lts/h.

1.6.3.3 Por no contar con el STC para el uso de nafta de automotor, la aeronave no se encontraba aeronavegable, al momento del accidente, por operar fuera de las condiciones de su Certificado Tipo.

1.6.4 Hélice

Marca Hartzell, modelo HC-C2YK-1A, modelo 8468A-4, número de serie AW-1390, compuesta por dos palas metálicas de paso fijo. La pala N° 1 con número de serie A65981 y la pala N° 2, A65985, contando al momento del accidente, con un TG de 1.700,25 hs, 100,25 hs DUR y 16,25 hs DUI.

1.6.5 Peso y Balanceo de la aeronave

1.6.5.1 El cálculo de los pesos de la aeronave, al momento del accidente fueron los siguientes:

Vacío:	664	kg
Piloto:	90	kg
Acompañantes (50 + 30):	80	kg
Combustible (115 lts x 0.74):	85	kg (Estimado al momento del Acc.)
Varios:	5	kg
Total al momento del accidente:	875	kg
Máximo de Despegue (PMD):	1316	kg
Diferencia:	441	kg, en menos respecto al PMD

1.6.5.2 Dado el tiempo de vuelo (30') transcurrido desde el despegue en el AD GEZ, hasta el momento del accidente, el combustible consumido habría sido de 25 lts aproximadamente, por lo que se tendrían que haber encontrado 115 lts en los tanques, pero debido a pérdidas por roturas de los conductos del sistema de combustible se encontraron solo 48 lts.

1.6.5.3 Durante la investigación, se determinó que el centro de gravedad (CG) estaba dentro de la envolvente determinada en la planilla de Masa y Balanceo de fecha 29 DIC 95, enviada por la Dirección de Aeronavegabilidad de la ANAC.

1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional, en base a datos obtenidos de los registros horarios de la estación meteorológica del aeródromo San Fernando, interpolados a la hora del accidente; visto también el mapa sinóptico de superficie de 15:00 y 18:00 UTC, indicaba: Viento: 090°/ 07 kt; visibilidad: 10km; fenómenos significativos: ninguno; nubosidad: ninguna; temperatura: 18.2° C; temperatura punto de rocío: 10.5° C; presión a nivel medio del mar: 1017 hPa y humedad relativa: 61 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No hubo inconvenientes en las comunicaciones realizadas con los controles de tránsito aéreo de los AD Moreno (ENO) y AD San Fernando (FDO), correspondientes al tramo del vuelo realizado; asimismo, el piloto transmitió a este último, la posición antes del aterrizaje de emergencia.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en un sector de islas en el Delta de la localidad de Tigre, Provincia de Buenos Aires. El terreno estaba anegado, con la superficie cubierta de juncos y árboles dispersos.

1.10.2 Las coordenadas geográficas del lugar eran: 34° 22' 00" S 058° 32' 73" W y la elevación sobre el nivel medio del mar era de aproximadamente 1,20 m.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 El motor de la aeronave se detuvo y obligó al piloto a realizar un aterrizaje de emergencia, cuando se encontraba sobrevolando una zona de islas del Delta del Tigre, anegadas con bañados y vegetación tupida tipo juncos; luego de un intento de reencendido sin lograrlo, eligió el lugar que consideró mas apto, bajó flaps y trató de disminuir la velocidad.

1.12.2 El primer impacto de la aeronave contra el terreno fue con un rumbo aproximado de 150°; posterior al mismo se desplazó con igual rumbo 80 m aproximadamente, donde se replegó el tren de aterrizaje de nariz, se desprendió una de las tomas del flaps derecho, deformándose y la parte posterior del fuselaje resultó con severas deformaciones, lo mismo que el estabilizador horizontal y el alerón izquierdo.

1.12.3 Finalmente, cuando disminuyó la velocidad de desplazamiento, la aeronave giró 90° hacia la derecha y quedó detenida con rumbo 058°. No hubo dispersión de restos.

1.13 Información médica y patológica

No se establecieron antecedentes médico-patológicos del piloto, que pudieran haber influido en el accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

1.15.1 Los cinturones de seguridad de la aeronave estaban en sus correspondientes fijaciones, en buen estado de conservación y actuaron adecuadamente. Los ocupantes salieron de la aeronave, por la puerta normal de la cabina, por sus propios medios, sin haber sufrido lesiones.

1.15.2 El operador de Tránsito Aéreo de la TWR FDO, una vez recibida la comunicación del piloto informando la emergencia y la posición, alertó a dos aeronaves que se encontraban volando en el sector, para que acudieran al lugar del suceso.

1.15.3 El piloto de una de ellas, cuando llegó al lugar indicado, se comunicó con el piloto de la aeronave accidentada, que usó una radio portátil y posteriormente informó a la TWR FDO, quienes se comunicaron con la Prefectura Naval Argentina. Personal de esta Fuerza de Seguridad, con un helicóptero se

trasladó hasta el lugar del accidente y rescató a los tres ocupantes, llevándolos hasta el AD FDO, donde fueron asistidos por el Servicio Médico.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Cuando llegaron los investigadores al lugar del accidente, se procedió a evaluar los daños producidos y a inspeccionar los comandos de vuelo y de motor; se controló visualmente el sistema de encendido, arnés y bujías comprobando su continuidad, estado y fijación; se controló el sistema de combustible verificándose la llegada del mismo al distribuidor, araña e inyectores mediante la aplicación de la bomba eléctrica; se retiraron las bujías superiores y se hizo girar el cigüeñal del motor, observándose que el mismo giraba muy liviano, sin cargar compresión alguna de sus cilindros.

1.16.2 Posteriormente se realizó un desarmado parcial de motor en un taller aeronáutico, donde se retiraron las magnetos, se controló el engranaje, acople y disparador de ambas magnetos; se retiró alternador y accesorios de combustible, araña e inyectores; se desmontaron tapas de balancines, balancines, varillas levanta válvulas, guardapolvos, retenes, cilindros y pistones, quedando armado sólo el conjunto block de motor con cigüeñal y bielas, haciéndose girar el cigüeñal sin observar hasta ése momento ninguna anomalía.

1.16.3 Se retiró el cárter de accesorios o tapa de la caja de distribución del cigüeñal, lo que permitió observar el perno de arrastre –“Dowel”, P/Nº STD 1065 – instalado en el cigüeñal y que encastra en el engranaje identificado por el Nº 13S19647 “Gear Crankshaft”, cortado al ras de la superficie de alojamiento del engranaje del cigüeñal, en su punto de unión entre el cigüeñal y el engranaje previamente identificado.

1.16.4 La falla del perno de arrastre motivó que el cigüeñal dejara de transmitir movimiento a la caja de accesorios, con la consiguiente detención del motor.

1.16.5 La arandela de freno (“lockplate”), del bulón de fijación, tenía las pestañas contiguas a la cabeza del bulón, ligeramente abiertas, no presentando marcas de arrastre de material o fricción con la cabeza del bulón de fijación.

1.16.6 El perno de arrastre (P/Nº STD 1065), presentaba una fractura con características macroscópicas con ligeras deformaciones plásticas, lo que evidenciaba una rotura por sollicitación al corte por encima de la resistencia del material; no registraba signos de fatiga, grietas previas o signos de corrosión.

1.16.7 Se controló la documentación de la aeronave, observándose que en las planillas de cumplimiento de ADs y trabajos adicionales del año 2004 (TAR 1B-361), DA-RA 2004-09-01, se había asentado el cambio del bulón de cigüeñal y el engranaje de arrastre.

1.16.8 El fabricante del motor emitió dos Boletines de Servicio de carácter Mandatorio y revisiones (MSB Nº 554, 30 SET 02 y MSB Nº 475C, 30 ENE 03), en los cuales se indicaba el recambio del bulón de fijación y se alertaba sobre la correcta instalación y torque del mismo, dado que su incumplimiento puede llevar a una falla total de potencia en el motor. A su vez, la FAA emitió la AD 2004-10-14,

efectiva desde el 25 JUN 04, que hace referencia al cumplimiento del MSB N° 475C.

1.16.9 Al momento del despegue, la aeronave tenía 140 lts que es la capacidad máxima en tanques y al momento del accidente se encontró en los tanques un total de 48 lts.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave estaba inscrita a nombre de un propietario privado, quien la utilizaba para realizar vuelos de aviación general.

1.18 Información adicional

1.18.1 Durante la entrevista, el piloto manifestó a los investigadores que ante la detención del motor en vuelo, cambió del tanque 3 al 2, encendió bomba eléctrica y al no restablecer el encendido del motor, eligió el lugar que consideró mejor para realizar el aterrizaje.

1.18.2 Asimismo, manifestó que mantuvo 80 MPH en el tramo final, bajó dos puntos de flaps para disminuir la velocidad y tocó el terreno con 65 MPH, con la parte inferior del empenaje.

1.18.3 El Manual de Vuelo de la aeronave, en la Sección III - "Procedimiento de emergencia", en el subtítulo "Fallas del motor" indica lo siguiente:

"... Las fallas en vuelo del motor, son originadas en la mayoría de las veces, en el sistema de alimentación de combustible o de encendido, como así también por el alto porcentaje de descuidos o técnicas inapropiadas de operación...."

(a) Disminución de potencia Abrir un poco más el acelerador, si el motor no reacciona, proceder a efectuar el procedimiento de Emergencia de Aterrizaje.

1.18.4 Las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil (RAAC), expresan:

Parte 91, Párrafo 91.7 Aeronavegabilidad en aeronaves civiles

(a) Ninguna persona puede operar una aeronave civil, a menos que dicha aeronave se encuentre en condiciones de aeronavegabilidad.

(b) El piloto al mando de una aeronave civil es responsable de determinar si esa aeronave está en condiciones para el vuelo seguro. El piloto al mando no deberá iniciar el vuelo cuando ocurra una condición de no aeronavegabilidad estructural, mecánica o eléctrica.

Parte 91, Párrafo 91.403 Generalidades

(a) El propietario o explotador de una aeronave es el responsable primario de mantener esa aeronave en condiciones de aeronavegabilidad,...

1.18.5 Una falla de similares características (rotura del perno de arrastre), se verificó en un motor Lycoming, modelo IO-540-K1G5, investigado por esta JIAAC, de acuerdo con Disposición 28/09.

1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

Se utilizaron las habituales.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 Ante la detención del motor en vuelo, teniendo una altitud de 1.000 ft, el piloto intentó el reencendido realizando el cambio de tanque y conectando la bomba eléctrica de sobrealimentación. Al no lograr el mismo, decidió realizar un aterrizaje de emergencia, en un terreno considerado mas apto, sobre el cual estaba sobrevolando.

2.1.2 Los procedimientos realizados fueron correctos y concordantes con los establecidos en el Manual de Vuelo de la aeronave, en "Procedimiento de emergencia", aunque no está contemplado un procedimiento específico para el caso de una detención en vuelo del motor.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 En la investigación surgieron evidencias de probables fallas de origen técnico, como causales del accidente. La aeronave, luego de un tiempo de vuelo con el motor en potencia de crucero, sufrió la repentina detención del motor, producida por la pérdida del movimiento del engranaje de transmisión a la caja de accesorios por rotura de su perno de arrastre; el engranaje se encontraba instalado en el extremo posterior del cigüeñal, lo que afectó a todos los sistemas que comanda.

2.2.2 Al no accionar la caja de accesorios, estos no actuaron sobre los magnetos, que generan la energía necesaria para el funcionamiento del motor. El sistema de combustible se vio afectado, al no recibir el impulso de la bomba de combustible de accionamiento mecánico. El sistema de lubricación también se vio afectado al no ser comandado por el eje impulsor de la bomba de aceite.

2.2.3 La causa de la falla pudo haberse originado, en el bulón de fijación del engranaje mencionado, si este comenzó a perder torque por una posible falta de torqueo durante su instalación o una colocación inadecuada de la arandela de frenado, la que impide su rotación. En esa situación, el cuerpo del perno de arrastre toma la mayor parte de la carga de trabajo generada entre el cigüeñal y el conjunto de acople con los accesorios, resultando fracturado al corte por sobrecarga.

2.2.4 El daño observado al momento del desarme, pudo haberse producido por una inadecuada tarea de mantenimiento previa al accidente, al no cumplimentarse rigurosamente con la AD 2004-10-14 o el Service Bulletin N° 475C, de carácter mandatorio de la empresa Lycoming de fecha 30 de enero de 2003, en el cual se establece el procedimiento a seguir para la instalación del engranaje del cigüeñal, por lo que el no cumplimiento estricto, puede llevar a que se produzca el corte por cizalla del perno de arrastre inserto en el cigüeñal.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto estaba habilitado para realizar el vuelo, tenía la documentación personal en vigencia y acorde a la función que estaba desarrollando.

3.1.2 La aeronave estaba siendo operada con nafta de automotor, sin el STC correspondiente, por lo que no estaba aeronavegable.

3.1.3 Probable inadecuado mantenimiento de la aeronave, al no haberse dado estricto cumplimiento a un boletín de servicio, de carácter mandatorio.

3.1.4 Falla por corte del perno de arrastre inserto en el cigüeñal.

3.1.5 El accidente se originó por una falla de orden técnico en la aeronave.

3.1.6 La meteorología no influyó en el accidente.

3.2 Causa

Durante un vuelo de aviación general, en la fase de crucero, detención del motor en vuelo, posterior aterrizaje de emergencia e impacto de la aeronave contra el terreno; debido al corte del perno de arrastre del engranaje que comanda la caja de accesorios, inserto en el cigüeñal.

Factor contribuyente

Probable inadecuado mantenimiento.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al propietario / explotador de la aeronave

4.1.1 El hecho de haberse demostrado que el accidente está relacionado con factores técnicos, al romperse el perno de arrastre inserto en el cigüeñal por no haberse cumplimentado adecuadamente un boletín de servicio mandatorio, se recomienda considerar la necesidad de ajustar el mantenimiento de la aeronave a lo que el fabricante de la misma indica.

4.1.2 Asimismo, considerar la conveniencia de operar su aeronave con el combustible para el cual ha sido certificada, y que para la operación con combustible de uso automotriz, la aeronave debe contar con el STC correspondiente, para que se encuentre aeronavegable; a los efectos de contribuir con la seguridad operacional.

4.2 AI TAR 1B-361

Considerar la necesidad y conveniencia de realizar las mejoras que crea convenientes en su sistema de calidad, a efectos de controlar con mayor efectividad el cumplimiento de las instrucciones de aeronavegabilidad continuada, emitidas por el fabricante del motor, como el cumplimiento del Service Bulletin N° 475C de carácter mandatorio; a los efectos de contribuir con la seguridad operacional.

4.3 A la Dirección de Aeronavegabilidad (Aviación General)

Considerar la necesidad de evaluar el desempeño del TAR 1B-361, en el mantenimiento de la aeronave.

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 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 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil
Departamento 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 de 2010

Sr. Jorge Gamba
Investigador a Cargo

Sr. Carlos Morales
Investigador Operativo

Director de Investigaciones