

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: Benavidez, provincia de Buenos Aires

FECHA: 08 de noviembre de 2005

HORA: 18:05 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Piper

MODELO: PA-12

MATRICULA: LV-RRO

PILOTO: Licencia Piloto Comercial 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 de la aeronave matrícula LV-RRO, el 08 NOV 05, despegó a las 16:33 desde la pista 05 del aeropuerto San Fernando, para realizar un vuelo de adiestramiento con un acompañante abordo.

1.1.2 Luego de 1,17 hs de vuelo, a las 17:50 hs el piloto se comunicó con Moreno Torre, informando estar en emergencia y que aterrizaría en algún descampado, debido a una falla en el motor de la aeronave.

1.1.3 Posteriormente, comunicó al mismo control que había aterrizado, sin consecuencias personales y daños limitados al interior del motor, en un predio próximo a la Planta Industrial Ford.

1.1.4 El accidente ocurrió de día y con buena visibilidad.

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Motor: De importancia (en su interior).

1.3.2 Daños en general: leves.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 26 años de edad es titular de la licencia de Piloto Comercial de Avión, con habilitaciones para vuelo nocturno, vuelo por instrumentos y, aviones monomotores terrestres hasta 5.700 kg.

1.5.2 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica se encontraba vigente hasta el 28 FEB 06, sin limitaciones.

1.5.3 La experiencia de vuelo en horas era la siguiente:

Total de horas de vuelo:	483.4
Total últimos 90 días:	39.9
Total últimos 30 días:	17.9
El día del accidente:	1.5
En el tipo de aeronave :	50.0

1.5.4 No registra antecedentes de accidentes e infracciones aeronáuticas anteriores.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

1.6.1.1 Es un avión monoplano de ala alta reforzada, triplaza, de construcción mixta y equipada con arranque eléctrico. Fuselaje de tubos de acero al cromo molibdeno soldados y envarillado de madera, con revestimiento de tela.

1.6.1.2 Ala bilarguero metálica con revestimiento de tela. Grupo de cola de construcción de tubos de acero al cromo molibdeno soldados. Tren de aterrizaje fijo del tipo convencional y amortiguación a "sandows", con frenos hidráulicos a disco. No posee flaps de ala.

1.6.1.3 Posee dos tanques de combustible ubicados, uno en cada plano, con una capacidad total de 38 galones USA.

1.6.1.4 La aeronave estaba operando con combustible de automóvil aprobado por la División Ingeniería de la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad el 08 SET 05, según la autorización exclusiva y anexada al Manual de Vuelo propio de la aeronave.

1.6.1.5 Esta aprobación está basada en dos STC (Supplemental Type Certificate) N° SE01943CH y N° SE01944CH ambos de fecha 05 MAR 04, emitidos por el "Department of Transportation – Federal Aviation Administration"

1.6.1.6 La aplicabilidad del STC N° SE01943CH corresponde al motor de la aeronave (Lycoming O-235 C), según Especificación ASTM (American Society for Testing and Materials) D-439 ó D-4814, y el STC N° SE01944 es aplicable para el Piper PA-12.

1.6.1.7 La Dirección de Aviación General, dependiente de la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad, en su Advertencia N° 51 hace mención de un Boletín de Servicio emitido por Continental Aircraft Engine el cual dice: "Los combustibles de automóviles pueden contener aditivos que actúan como agentes corrosivos, formando depósitos de goma, y por lo tanto, incrementando los depósitos en las cámaras de combustión. La operación continua con combustibles de automóviles puede adelantar la detonación, producir pre-ignición y trabar o desgastar las válvulas".

1.6.2 Célula

1.6.2.1 Avión marca Piper, modelo PA-12; matrícula LV-RRO; N° de Serie: 12-3496; fabricante: PIPER; fecha de fabricación: año 1947; tipo de inspección: periódica.

1.6.2.2 Tenía 6451.9 hs de Total General (TG); 627.0 hs Desde la Última Recorrida (DUR); un Certificado de Aeronavegabilidad Normal, Clasificación: Standard; propósito: general, con vencimiento en NOV 05.

1.6.3 Motor

Está equipado con un motor Lycoming, modelo O-235-C; serie N° 3399-15; potencia: 100 hp; tenía 2595.5 hs de TG y 630.0 hs DUR; tipo de Inspección: Periódica; la última inspección (50 hs) se efectuó el 26 OCT 05, a las 2552.2 hs de TG.

1.6.4 Hélice

Equipaba una hélice metálica, paso fijo, de dos palas, marca Sensenich; modelo: M76AM-2-48; serie N° 24047; tipo de inspección: Periódica. Tenía 343.3 hs DUR.

1.6.5 Peso y balanceo

1.6.5.1 Pesos

Vacío:	448,0 kg
Piloto:	70,0 kg
Acompañante:	80,0 kg
Combustible (80 lts X 0.72):	56,8 kg
Total de Despegue:	654,8 kg
Máximo de Despegue (PMD):	795,0 kg
Diferencia:	140,2 kg en menos respecto al PMD.

Para el cálculo de pesos, se consideraron:

Autonomía: 4 hs

Consumo horario: 20 lts / h

1.6.5.2 La masa y el centro de gravedad se encontraban dentro de los valores permitidos en el Manual de Vuelo.

1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional, con los datos horarios registrados por la estación meteorológica del aeródromo Tandil, interpolados a la hora del accidente y analizado el mapa sinóptico de superficie de 21:00 UTC, era: Viento: 350° / 08 kt; visibilidad: 10 km; sin fenómenos significativos; nubosidad: ninguna; temperatura: 22.5° C; temperatura de punto de rocío: 13.9° C; presión atmosférica: 1012.0 hPa; y humedad relativa: 58 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

1.9.1 El piloto informó la falla de motor y la intención de realizar un aterrizaje de emergencia a TWR ENO (119.7 MHz), advertida otra aeronave (LV-GDG) que volaba por el sector, la misma informó que el avión LV-RRO, se encontraba aterri

zado en forma normal, y que los ocupantes del mismo se encontraban fuera del avión.

1.9.2 Con los datos suministrados por la aeronave LV-GDG, se estableció que la aeronave accidentada se encontraba aterrizada dentro del sector de la zona de trabajo del AD FDO, al ESTE de la Fábrica Ford.

1.9.3 Posteriormente, TWR ENO (119.7 MHz) procede a través de la frecuencia intertorre a TWR FDO (120.7 MHz) y por RTI (57.532) a FDO ARO-AIS, quienes informan que se hacen cargo de la situación.

1.9.4 Se deja constancia que ambos controles actuaron adecuadamente, brindando en todo momento la atención y localización de los ocupantes del avión.

1.10 Información sobre el lugar del arribo de emergencia

1.10.1 El aterrizaje se produjo sobre un predio cercano al Complejo Industrial Ford, en la localidad de Benavídez, provincia de Buenos Aires; las coordenadas son: 34° 25' 49.4" S y 058° 40' 44.2" W.

1.10.2 El lote, orientado de Oeste a Este, destinado a la cría de ganado vacuno, ovino, caprino, y aves de corral, presenta una característica de terreno irregular, con vegetación silvestre para pastoreo de animales, con algunos obstáculos, ganado en pie y árboles de distintas especies, de una altura aproximada entre los 3 y 25 m.

1.11 Registadores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 El piloto utilizó para el aterrizaje, una franja de terreno de 120 m de largo por 30 m de ancho aproximadamente, con algunos obstáculos, orientada de Oeste a Este.

1.12.2 Pese a lo irregular de la superficie del terreno y altura del pastizal, el avión no sufrió daños como consecuencia del aterrizaje por precaución realizado por el piloto, quedando detenido con rumbo 050° aproximadamente, habiendo recorrido aproximadamente 100 m sobre el terreno hasta su detención total.

1.13 Información médica y patológica

No se establecieron antecedentes médico / patológicos del piloto, ni del acompañante que pudieran haber influido en el hecho. Ambos resultaron ilesos.

1.14 Incendio

No se produjo.

1.15 Supervivencia

1.15.1 Los cinturones de seguridad estaban en sus correspondientes anclajes y en buen estado de conservación, los cuales actuaron adecuadamente, permitiendo que el piloto y su acompañante abandonaran la aeronave por sus propios medios, ilesos, por la puerta lateral derecha.

1.15.2 El piloto comunicó convenientemente su emergencia y el posterior aterrizaje sin consecuencias al control ENO y posteriormente a FDO.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 En el lugar del accidente se realizaron los siguientes relevamientos: las marcas dejadas sobre el terreno durante el aterrizaje y los elementos de seguridad de la cabina; además, se verificó la documentación de vuelo del piloto y se tomó declaración al acompañante.

1.16.2 Verificada la aeronave en el terreno se comprobó que no sufrió daños en el fuselaje ni en la hélice.

1.16.3 Descapotado el motor se detectó una pérdida de aceite en la unión del cilindro N° 3 y el caño de salida de los gases de la válvula de escape, cayendo el mismo en el caño de escape propiamente dicho, produciendo el humo que ingresaba a la cabina de pilotos.

1.16.4 En inspección visual externa no se observaron otros daños en el motor que hubieran producido la pérdida de potencia, por lo que se solicitó la posibilidad de intervención de un taller habilitado a efectos de realizar una inspección más profunda y determinar con exactitud la causa de la falla.

1.16.5 Al efecto, personal del Taller Aeronáutico de Reparación (DNA N° 1B-22) procedió a desmontar el cilindro N° 3, comprobándose en primer término una fractura de aproximadamente 40 mm en la base de la bujía superior. Dicha fractura aparentemente se inició desde la parte interna roscada del alojamiento de la bujía, por golpes, propagándose hacia un costado de la base de la bujía. La parte superior del pistón se encontró con un orificio de aproximadamente 3,5 por 2,5 cm, además de deformaciones con falta de material.

1.16.6 Verificada la parte superior interna del cilindro, en el alojamiento de las válvulas y de las bujías, ésta se encontró con deformaciones y con falta de material, también el asiento de la válvula de escape se encontró deformado y con falta de material, faltando además la base de la válvula de escape.

1.16.7 Aparentemente el inicio de la falla se habría generado por la fractura de la válvula de escape, la que se produce en la unión de la base y el vástago, por lo que la base al quedar libre habría producido el deterioro del pistón y la base interna del cilindro, y por consiguiente la fractura del cilindro en la base de la bujía superior.

1.16.8 Al momento del accidente el motor tenía 630.0 hs DUR y la Recorrida General fue llevada a cabo por el Taller Aeronáutico de Reparación (Habilitación DNA 1B-255) con fecha 19 ABR 02, por lo que se requirió al taller la documentación que avaló el cambio de partes efectuados durante la intervención.

1.16.9 Al recuperarse ambas válvulas del cilindro afectado se comprueban los siguientes Números de Parte:

- 1) Válvula de escape P/Nº SL-17235
- 2) Válvula de admisión P/Nº AL-11901

1.16.10 De acuerdo con el Catálogo de Partes para el motor 0-235-C deberían corresponder:

- 1) Válvula de escape P/Nº 66531 ó LW-11634
- 2) Válvula de admisión P/Nº 60037 ó LW-11901

1.16.11 A fin de aclarar dudas sobre los números de partes correctos se consultó con Lycoming, informando ésta que los Números de Parte obtenidos de ambas válvulas no son originales de motores Lycoming y que podrían haber sido provistos por Superior Air Parts.

1.16.12 Se verificaron todas las válvulas del motor a efectos de determinar los Números de Parte, siendo estos coincidentes con los encontrados en el cilindro N° 3.

1.16.13 Por lo informado por Lycoming, se consultó a Superior Air Parts sobre la legitimidad de las partes en cuestión o si son reemplazantes de las fabricadas por Lycoming, respondiendo que por PMA (Parts Manufacturer Approval) N° PQ0060SW, que el P/Nº SL-17235 de la válvula de escape, es reemplazante del P/Nº LW-11364 de Lycoming, y que por PMA N° PQ669SW el P/Nº AL-11901 de la válvula de admisión, es reemplazante del P/Nº LW-11901 de Lycoming.

1.16.14 Ambas válvulas del cilindro N° 3, conjuntamente con los resortes principales y auxiliares, fueron remitidas al Laboratorio de Ensayos de Materiales de la Empresa LMAASA, a efectos de determinar las causas de la fractura de la válvula de escape, y además obtener los valores de tensión máximos y mínimos de los resortes

1.16.15 Se tomaron muestras de combustible desde el filtro para su análisis en laboratorio, dando como resultado: Apto, para uso en automóviles.

1.16.16 Con el propósito de efectuar una comparación de rendimientos entre el combustible autorizado por el fabricante del motor (Nafta de Aviación 100 LL), y el usado por el operador (Nafta de Automóviles Esso Super), se solicitó a la petrolera Esso el envío de las especificaciones técnicas de ese combustible .

1.16.17 Recibida la información de la Compañía Esso sobre las especificaciones técnicas de la nafta Super y efectuado el análisis comparativo con la aeronaf

ta 100 LL, se llegó a la conclusión de que tiene mayor contenido de plomo, es más volátil, por lo que la tensión de vapor será mayor en la nafta automotriz, provocando por consiguiente un deterioro en los componentes del cilindro y mayor carbonización y depósito de plomo en las bujías. En cuanto al octanaje no hay diferencias significativas entre ambas naftas.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es de uso privado y se encontraba debidamente inscrita y habilitada para vuelos generales; el piloto había sido autorizado por el propietario para el traslado del avión.

1.18 Información adicional

No se formula.

1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

Se aplicaron las de rutina.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 Luego de volar una hora diecisiete minutos (1,17 hs), a una altitud de 300 m sobre el terreno, y manteniendo la potencia a 2200 RPM, el piloto advirtió en la lectura del tacómetro, una disminución no controlada de potencia, oscilando entre 1600/1900 RPM además, una vibración continua del motor.

2.1.2 El piloto, al intentar imprimir mayor potencia al motor, notó que no se incrementaban las RPM, sí en cambio, aumentaban las vibraciones.

2.1.3 Seguidamente, comenzó a ingresar humo en la cabina, sin poder el tripulante definir el origen del mismo.

2.1.4 Por lo expuesto anteriormente el piloto, acertadamente, decidió realizar un aterrizaje por precaución en un lugar apto para el tipo de aeronave, e informó a ENO TWR su decisión.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 Cabe aclarar que esta aeronave, desde la fecha de autorización para el cambio de combustible, hasta la fecha del accidente estuvo en operación por 89.6 hs.

2.2.2 Por comentarios de los talleres de reparación de motores, la fractura de la válvula de escape se encuentra dentro de los problemas comunes en este tipo de motores, y el hecho de operar con combustible de automóviles podría haber sido un factor contribuyente para producir la fractura de la válvula.

2.2.3 Recibido desde el Laboratorio de Ensayos de Materiales el Informe N° DI/GE 023/06, en el cual se destaca que después de un exhaustivo análisis de las partes enviadas, se llegó a la siguiente conclusión:

“Conforme a los daños observados, los esfuerzos actuantes y los fenómenos físicos que intervinieron, la fractura del cuerpo de vástago de la válvula de escape se produce por la acción excluyente de cargas por flexión superiores al límite de resistencia del material”.

2.2.4 Según el Informe se llegó a la mencionada conclusión, que por el tipo y distribución de los óxidos y al material repujado sobre la superficie del vástago fracturado, se demuestra que sufrió un aumento de temperatura localizada dada por la fricción generada por engranamiento dentro del alojamiento de la guía de válvula debido a la presencia de excesos de residuos carbonosos producto de una combustión deficiente. Este engranamiento descentró el normal desplazamiento de la válvula en la guía la que comenzó a funcionar friccionando contra las paredes, permitiendo el desprendimiento de la válvula de su alojamiento.

2.2.5 El Informe hace hincapié en que las características y la cantidad de residuos carbonosos encontrados derivados de una combustión deficiente, anomalías en la relación de mezcla, etc. fueron el iniciador del proceso dinámico de rotura al encontrarse en la base de la guía de válvula, éstos van ubicándose hasta producir el engranado o bloqueo parcial del normal desplazamiento axial de la válvula.

2.2.6 Los resortes externo e interno, componentes de la válvula de escape, presentaron también residuos carbonosos, con mayor cantidad en el resorte interno, y con decoloración producida por la alta temperatura. Los valores de carga de ambos resortes se encontraron dentro de lo estipulado por el fabricante.

2.2.7 El análisis sobre la válvula de admisión, demostró leves indicios de oxidación, pero gran deposición de material de residuo carbonoso en la zona de admisión, demostrando por lo tanto el fenómeno generalizado de deficiencias en la combustión.

2.2.8 Estos inconvenientes por el uso de combustible de automóvil, en motores de aviación están perfectamente detallados en la Advertencia N° 51/DAG emitida por la DNA.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto estaba habilitado para realizar el vuelo.

3.1.2 La aeronave estaba habilitada para realizar el vuelo y tenía aprobado por la FAA un CTS (Certificado Tipo Suplementario) y la autorización correspondiente de la DNA, que le permitía usar combustible de automóvil.

3.1.3 En vuelo, las RPM disminuyeron de 2200 a 1600/1900 vueltas, luego hubo una disminución de la potencia, vibración del motor y sobrevino el ingreso de humo a la cabina.

3.1.4 El piloto dispuso acertadamente el aterrizaje por precaución, con motor detenido, planificando correctamente el mismo sobre una franja de terreno irregular, libre de obstáculos, haciéndolo de W a E recorriendo sobre el terreno una distancia de 100 m aproximadamente, hasta su detención total.

3.1.5 La rotura de la válvula de escape y el posterior deterioro del pistón del cilindro N° 3, se produjo por la acción excluyente de cargas por flexión superiores al límite de resistencia del material, debido al engranado o bloqueo parcial del normal desplazamiento axial de la válvula motivado por la acumulación de residuos carbonosos en la guía de válvula, provenientes de una deficiente combustión y anomalías en la relación de mezcla. Uno de los factores contribuyentes pudo ser el uso de combustibles de automóvil.

3.1.6 Las causas de los daños del motor son de origen técnico.

3.2 Causa

En un vuelo de aviación general, durante la fase de crucero, falla del motor en vuelo con vibraciones, oscilaciones de las RPM, humo en la cabina y posterior aterrizaje por precaución con motor detenido, en un campo, debido a la rotura de la válvula de escape del cilindro N° 3.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al propietario de la aeronave

Considerar la necesidad de cumplimentar exhaustivamente las recomendaciones descritas en el Suplemento al Manual de Vuelo "SECTION II – PROCEDURES" para esta aeronave mientras se continúe operando con combustible de automóvil, como así también tener en cuenta lo recomendado en la Advertencia 051/DAG emitida por la DNA.

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
Avda. Com. Pedro Zanni 250
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(C1104AXF) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección E-mail:
buecrp@faa.mil.ar

BUENOS AIRES, de mayo de 2006.-

Investigador Técnico

Investigador Operativo

Director de Investigaciones