

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: Vuelo, a 55 NM aproximadamente del VOR PARANA.

FECHA: 22 MAR 07

HORA: 16:45 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Piper

MODELO: PA-31

MATRÍCULA: LV-WIZ

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase de Avión

PROPIETARIO: Empresa privada

Nota: Todas 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 22 MAR 07, el piloto con la aeronave matrícula LV-WIZ despegó del Aeropuerto San Fernando en un vuelo de aviación general con destino a San

Justo (Prov. de Santa Fe), con un acompañante. A 55 MN aproximadamente del VOR PAR el piloto observó variaciones en las RPM del motor derecho y pérdida de aceite.

1.1.2 El piloto detuvo el motor, colocó la hélice en posición bandera y se dirigió al aeródromo de alternativa, Aeropuerto Sauce Viejo, provincia de Santa Fe, donde realizó un aterrizaje de emergencia sin novedad.

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 sufridos por la aeronave

1.3.1 Motores: el derecho con daños de importancia.

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 41 años de edad, es titular de la Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase de Avión con Habilitaciones para Vuelo nocturno; Vuelo por instrumentos en Monomotores y Multimotores Terrestres hasta 5700 kg; poseía además la licencias de: PPA – PCA – PAER – TLA – IV – MMA.

1.5.2 No registra antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba vigente hasta el 30 NOV 08.

1.5.4 Su experiencia en horas de vuelo y a la fecha del accidente era:

Total de horas de vuelo:	4860.0
En los últimos 90 días:	45.0
En los últimos 30 días:	15.0
El día del accidente:	1.3
En el tipo de avión accidentado:	400.0

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 La aeronave es marca Piper, modelo PA-31; fabricada por Piper Aircraft Inc. el 18 DIC 68; con N° de serie 31-611; es de fabricación completamente metálica, la estructura del fuselaje es semi-monocoque con el revestimiento remachado.

1.6.1.2 Las alas son de construcción tipo cantilever semi-monocoque, con puntera de fibra de vidrio removible, al igual que el grupo empenaje.

1.6.1.3 El sistema hidráulico es utilizado para la extensión y retracción del tren de aterrizaje. La presión hidráulica es suministrada por bombas mecánicas accionadas por los motores (una por motor).

1.6.1.4 Los comandos de vuelo son del tipo convencional, operados por ruedas de control duales para el accionamiento de los alerones, y por pedales para el timón de dirección y los frenos para las ruedas principales. Los flaps son accionados eléctricamente por medio de una llave colocada a la derecha en el pedestal.

1.6.1.5 El tipo de Inspección es Progresiva y tenía al momento del accidente 7157.3 hs de Total General (TG) y 567.6 hs Desde la Ultima Recorrida (DUR).

1.6.2 Motores

1.6.2.1 La aeronave está potenciada por dos motores Textron Lycoming, modelo TIO-540-A2B de 310 hp cada uno,

1.6.2.2 El motor N° 1 tiene N° de serie L-1505-61; 7143.8 hs de TG y el tipo de Inspección es Periódica.

1.6.2.3 El motor N° 2 tiene N° de serie L-1452-61; 7143.8 de TG y el tipo de Inspección es Periódica.

1.6.2.4 El tipo de combustible utilizado es 100 LL y el consumo horario de ambos motores, a 75% de potencia es de 134.7 Lts/h.

1.6.3 Hélices

Las hélices son marca Hartzell, modelo HC-E3YR-2ATF, tripala, metálica y de paso variable.

1.6.4 Peso y balanceo al momento del accidente:

1.6.4.1 Pesos

Vacío:	2047	kg
Piloto:	78	kg
Acompañante:	85	kg
Combustible:	140	kg
Total al momento del accidente:	2350	kg
Máximo de aterrizaje (PMA):	2812	kg
Diferencia:	462	kg en menos respecto al PMA.

1.7 Información Meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional con datos estimados obtenidos de los registros horarios de la estación meteorológica del aeródromo Sauce Viejo, interpolados a la hora del accidente. Visto también los mapas sinópticos de superficie de 15:00 y 18:00 UTC, era: Viento: 050/12; visibilidad: 10 km; fenómenos significativos: ninguno; nubosidad: 4/8 SC 1200 M 2/8 CI 6000 M; temperatura: 29,1° C; temperatura punto de rocío: 21,6° C; presión al nivel medio del mar: 1009.8; y humedad relativa: 64 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

El piloto declaró la emergencia al control TMA PAR y a TWR AD SVO.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en vuelo a 55 NM aproximadamente del VOR PAR, próximo al AD Sauce Viejo, Provincia de Santa Fe, donde la aeronave realizó un aterrizaje de emergencia, éste cuenta con una pista con orientación 03/21 de asfalto de 2325 m de largo por 30 m de ancho.

1.10.2 Las coordenadas geográficas del AD son 31° 42' 40" S y 060° 48' 26" W, con una elevación de 17 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

La novedad en el motor derecho se produjo en vuelo, por lo que el piloto decidió detener el motor, colocar la hélice en bandera y, realizar un aterrizaje de emergencia en el Aeropuerto de Sauce Viejo, aterrizando sin novedad, por lo que no hubo impacto ni dispersión de restos.

1.13 Información Médica y Patológica

No se conocen antecedentes médico / patológicos del piloto que hubiesen influido en el accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

Los cinturones de seguridad y arneses del asiento del piloto y el acompañante resistieron el esfuerzo al que fueron sometidos, dado que fue un aterrizaje normal.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Se envió al Laboratorio de Ensayos de Materiales (LEM) Palomar una muestra de combustible utilizado por los motores, y de acuerdo con lo informado por el laboratorio, el combustible era 100 LL, el que se encontró con un bajo porcentaje de agua.

1.16.2 Una vez descapotado el motor derecho, se comprobó a primera vista, dos orificios de aproximadamente dos centímetros de diámetro sobre el semi-carter izquierdo, uno a la altura del alojamiento de los botadores correspondientes a la guía de válvula de admisión del cilindro N° 2, y el otro orificio a la misma altura (siguiendo la línea de unión de los semi-carter), pero correspondiendo a la guía de válvula de escape del cilindro N° 4.

1.16.3 El motor fue desmontado por personal del TAR DNA 1B-16 y trasladado a su taller, a efectos de su completo desarme y analizar el motivo que llevó al piloto a detener el motor, y por consiguiente determinar las causas que produjeron los orificios en el semi-carter.

1.16.4 En primer término se desmontaron: bancada, accesorios, mangueras, cables y tubos. Con posterioridad se desmontan las tapas de cabeza de cilindro y el tanque de aceite, notándose en éste gran cantidad de partículas metálicas de gran tamaño.

1.16.5 El desmontaje de los cilindros se efectuó con dificultad, debido aparentemente, a deformaciones internas, lo que se constató al tener acceso al cigüeñal, presentando éste una fractura con separación de partes a la altura de los contrapesos, entre las bielas de los cilindros N° 5 y N° 6.

1.16.6 La separación de las partes del cigüeñal originó una gran deformación de los componentes con movimiento dentro del motor, produciéndose por lo tanto un descentrado en los movimientos de rotación.

1.16.7 Desde el momento en que se produjo la fractura del cigüeñal hasta su detención no pudo precisarse el tiempo de trabajo. El piloto afirmó en su declaración sólo una disminución en las RPM que trató de corregir sin conseguir

restaurarlas, luego otra disminución de RPM y vibración, por lo que el motor fue detenido. El motor continuó trabajando en condiciones anormales por lo que se produjo el desprendimiento de material de distintos componentes y rotura de otros.

1.16.8 Tanto el motor afectado como el de posición N° 1 habían sido sometidos a una Recorrida General en el TAR DNA 1B-16 el 05 ENE 07 a las 7102.3 hs de TG para ambos motores, habiendo estado sólo en operación aproximadamente 40.0 horas después de la intervención.

1.16.9 Durante la Recorrida General del motor afectado, se instaló un juego de cilindros nuevos, se efectuó un control dimensional al cigüeñal y una inspección por partículas magnéticas, según consta en la documentación.

1.16.10 A fin de determinar las causas de la fractura del cigüeñal, se requirió al TAR mencionado, la puesta a disposición de la JIAAC de todas las partes afectadas en el motor para su remisión al laboratorio de ensayos. Esto se vio demorado por requerimiento del taller, dado que efectuaría contacto con Lycoming por una posible aceptación de garantía.

1.16.11 Dada la demora en contestación por parte del TAR, la JIAAC hizo contacto con el representante de Lycoming para Sud América informándole que si Lycoming no necesita las partes afectadas del motor en cuestión, esta JIAAC retiraría esas partes para su envío al laboratorio de ensayos solicitando al mismo tiempo información sobre la vida útil del cigüeñal y si había documentación técnica referida a inspecciones programadas del mismo.

1.16.12 Al no haber respuesta, tanto del TAR como del representante de Lycoming, esta JIAAC tomó contacto directo con el Manager Air Safety Investigation del fabricante, al cual se le retransmitió la documentación existente relacionada con el motor afectado: Formulario 337 correspondiente a la Recorrida general del motor; Planilla de control dimensional del cigüeñal; Certificado de inspección por partículas magnéticas; Planilla de rodaje en banco y algunas fotografías.

1.16.13 Las respuestas que dio Lycoming a las consultas hechas por la JIAAC, no fueron totalmente esclarecedoras, solo manifestaron que tanto el motor como el cigüeñal son muy antiguos, y que el motor fue entregado a la Piper Aircraft Corp. como nuevo en 1969, y que nunca fue intervenido por la fábrica Lycoming para algún tipo de servicio.

1.16.14 Asimismo informó que nunca fueron emitidos Boletines de Servicio por inconvenientes relacionados con el cigüeñal en este tipo de motores, y que tampoco tienen registros de problemas similares.

1.16.15 Todo el material afectado fue enviado al Laboratorio de Ensayos de Materiales de LMAASA para su análisis y confección del informe correspondiente, resultando el Informe Técnico N° DI/GE 039/07, que establece la siguiente conclusión sobre el origen de la fractura del cigüeñal:

“Conforme a la evaluación de los daños observados, los esfuerzos actuantes y los fenómenos físicos que intervinieron; la fractura a la altura del empalme del quinto muñón de biela con desprendimiento del extremo que soporta los contrapesos del cigüeñal, se produce por un fenómeno combinado y simultáneo de desarrollo de un frente de grietas por mecanismo de fatiga que abarcó y debilitó hasta un 65% de la sección resistente previo a producirse la rotura abrupta y la acción de altas cargas de operación. Este fenómeno tuvo su origen en una deformación mecánica ubicada sobre la pared interior de la cabeza de biela, actuando como elemento de corte, que a su vez se produjo por un gran impacto con un elemento extraño, formándose un filo punzante que favorecido por el contacto entre metales en forma localizada provocó una severa concentración de tensiones con repujado diferencial de material, dando comienzo al proceso de fatiga bajo condiciones de tensión extrema”.

1.16.16 Resumiendo lo expresado en el Informe del Laboratorio de Ensayos, podría manifestarse que la fractura del cigüeñal no se produce por fallas en éste, o por falta de lubricación o por deficiencias en el montaje, sino que el Laboratorio menciona la fractura como de carácter local, y que la biela que se alojaba en el muñón 6 presentaba una marca preexistente por impacto con un elemento ajeno al sistema.

1.16.17 Esta marca preexistente habría producido una deformación plástica permanente sobre el diámetro interior de la biela y habría actuado como cuchillo marcador sobre el radio de empalme del muñón, produciendo por lo tanto una severa concentración de tensiones. Asimismo, y de acuerdo con las marcas y desgastes en forma circunferencial del empalme del muñón y la huella discontinua del lateral de la cabeza de biela que friccionó, para el Laboratorio, éstas serían índices de que la biela trabajó en forma descentrada, posiblemente inducida por el impacto con deformación que recibió.

1.16.18 Analizado exhaustivamente el Informe del Laboratorio de Ensayos por parte del Departamento de Investigación Técnica de la JIAAC, se llegó a la conclusión que existían discrepancias en lo que respecta a la mecánica de la fractura, por lo cual se confeccionó un Informe de Observaciones al producido por LMAASA.

1.16.19 El informe de la JIAAC fue enviado a LMAASA para consideración sobre los puntos en discrepancia, entre ellas, que se analizó minuciosamente la biela contigua a la afectada en la presente falla, encontrándose que la misma estaba afectada por la misma clase de daños que la instalada en la posición N° 6. También se analizaron todas las bielas disponibles, encontrándose que todas tenían el mismo tipo de deformaciones en la cabeza, por lo que se estima que todas sufrieron casi idéntico daño debido a impactos contra la pared del semi block de motor con posterioridad a la fractura del cigüeñal.

1.16.20 LMAASA contestó al informe de la JIAAC ratificando el origen de la falla (que la deformación mecánica en la biela se produjo en servicio, operó muy rápidamente y que no existía al instalar los casquillos durante el rearmado del motor).

1.16.21 Asimismo se hizo conocer el contenido del Informe de LMAASA al taller reparador del motor (DNA 1B-16), solicitándole una evaluación o conformidad sobre las causas que dieron origen a la fractura del cigüeñal, informando éste que la causa expuesta en el Informe de LMAASA (deformación mecánica ubicada sobre la pared interior de la cabeza de biela producida por un gran impacto con elemento extraño, actuando como elemento de corte), se consideraba imposible en razón de:

- a) Por la verificación de las piezas antes del montaje.
- b) La arista presentada en la pared de la biela se encontraba doblada hacia el interior de la misma, sin un posible contacto con la pared del cigüeñal, lo que fue verificado por la JIAAC.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es de propiedad privada.

1.18 Información adicional

No aplicable.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

Se realizaron las de rutina.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos Operativos

De las investigaciones realizadas se desprende que no surgieron factores operativos que hayan influido en el accidente, asimismo se destaca que el piloto procedió en forma correcta después de tener el inconveniente con el motor derecho, dirigiéndose al AD Sauce Viejo y realizando un aterrizaje de emergencia sin novedad.

2.2 Aspectos Técnicos

2.2.1 Si bien la detención obligada del motor se produjo por fractura del cigüeñal a la altura de los contrapesos, la probable causa de ello no se determinó con exactitud debido a lo siguiente:

- 1) El análisis llevado a cabo por LMAASA determinó que la fractura del cigüeñal se produjo por una arista sobresaliente en la pared lateral de la biela N° 6, la cual habría hecho contacto con la pared del muñón produciendo por lo tanto una severa concentración de tensiones al actuar como cuchillo marcador. Además LMAASA sostiene que la arista sobresaliente de la biela se habría producido en servicio, operó muy rápidamente y que no existía al instalar los casquillos durante el rearmado del motor.

- 2) El Informe de LMAASA fue analizado por la JIAAC, presentando ésta una serie de discrepancias relacionadas al origen de la fractura, las que fueron remitidas a LMAASA para su conocimiento y evaluación.
- 3) También se dio a conocer al taller reparador el informe de LMAASA, no concordando éste tampoco con el origen de la falla, dado que la arista de la biela a la que hace mención LMAASA se encuentra hacia el interior de la biela, y no puede hacer contacto con la pared del cigüeñal. Además se informó a LMAASA que el resto de las bielas también se encontraron con deformaciones similares, por lo que se estima que todas sufrieron idénticos daños debido a impactos contra la pared del semicarter con posterioridad a la fractura del cigüeñal. Adicionalmente, a través de mediciones con sondas de espesor, pudo verificarse la ausencia de contacto entre el lateral de la biela y el cigüeñal en la zona de origen de la falla.
- 4) La respuesta de LMAASA confirma el origen de la falla, con lo cual las discrepancias generadas y puestas de manifiesto por la JIAAC y por el taller reparador, no tuvieron una definición terminante que implicara dar por firme que el origen de la falla se produjo por el contacto de la arista de la biela con el muñón del cigüeñal.
- 5) Por lo expresado, se llega a la conclusión de que al haber dudas sobre el origen de la falla, no se puede emitir una opinión firmemente fundada, por lo que podría considerarse que la fractura del cigüeñal se debió a fatiga del material, sin haber podido determinar con total precisión y seguridad su origen.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

- 3.1.1 El piloto era titular de la Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase de Avión.
- 3.1.2 Tenía en vigencia el Certificado de Aptitud Psicofisiológica para la Licencia correspondiente.
- 3.1.3 La aeronave tenía el Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia.
- 3.1.4 El mantenimiento del grupo propulsor se ajustaba a los planes determinados por el fabricante.
- 3.1.5 El combustible era 100 LL y se encontró con un bajo porcentaje de agua, que no influyó en el accidente.
- 3.1.6 No se ha podido esclarecer fehacientemente la causa que dio origen al inicio del proceso de fatiga que desembocó en la fractura del cigüeñal.

3.2 Causa

En un vuelo de aviación general, en fase de crucero, falla de motor derecho con procedimiento de detención de motor y aterrizaje de emergencia; debido a rotura del cigüeñal del mismo por un proceso de fatiga del material cuyo origen no pudo ser determinado.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad

Considere la necesidad de difundir entre los TAR con alcance para inspeccionar este modelo de motor, los resultados de la presente investigación, a los fines que dichos talleres analicen y consideren distintas posibilidades de similares fallas, de acuerdo con su experiencia y puedan adoptar según su criterio, mejoras en sus controles de calidad, ensayos no destructivos, aplicación de procedimientos de taller, etc., con la finalidad de aumentar la seguridad operacional.

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 la aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo. (Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas - 19JUL 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
Avda. Comodoro Pedro Zanni 250
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(C1104AXF) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

o a la dirección E-mail
"buecrp@ faa.mil.ar"

Buenos Aires, de de 2009.

Sr Augusto DE SANTIS
Investigador a Cargo

Sr Carlos URBANEC
Investigador Operativo

Director de Investigaciones