

C.E. N° 2.364.180 (FAA)

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: Proximidades del AD Mar del Plata / Club de Planeadores, Provincia de Buenos Aires

FECHA: 03 de Enero de 2006

HORA: 20:10 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Cessna

MODELO: 182 A

MATRÍCULA: LV-FZY

PILOTO: Piloto Comercial de Primera Clase - Avión

EXPLOTADOR: Privado

NOTA: Las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC), que corresponde al Huso Horario -3.

GLOSARIO

DUI:	Horas Desde Última Inspección
DUR:	Horas Desde Última Recorrida
DNA:	Dirección Nacional de Aeronavegabilidad
TAR DNA:	Taller Aeronáutico de Reparación Autorizado
TG:	Total General de Horas
MDP TWR:	Mar del Plata Torre
LMAASA:	Lockheed Martin Aircraft Argentina S.A.
CG:	Centro de Gravedad

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 03 ENE 06 a las 19:50 hs, el piloto y tres acompañantes a bordo de la aeronave matrícula LV-FZY despegaron de la pista 22 del AD Mar del Plata, Club de Planeadores, (prov. de Buenos Aires), para realizar un vuelo local de 20 minutos.

1.1.2 Éste se desarrolló normalmente, hasta el momento en que se encontraba en tramo final para el aterrizaje, cuando el piloto sintió un fuerte ruido proveniente del motor e inmediatamente éste se detuvo.

1.1.3 La poca visibilidad hacia delante por aceite del motor que mojó el parabrisas y la resistencia al avance provocada por la hélice que continuó girando libre, obligaron al piloto a abandonar la aproximación a la pista y planificar un aterrizaje de emergencia.

1.1.4 El piloto desvió la trayectoria de la aeronave 45° a la derecha y aterrizó en un campo sembrado de soja, sin inconvenientes.

1.1.5 La aeronave se detuvo a los 110 m desde su primer toque en el terreno. Luego de cortar la alimentación de combustible y los sistemas eléctricos, el piloto y sus acompañantes abandonaron la aeronave por sus propios medios, sin consecuencias.

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

1.2 Lesiones a las personas

Lesiones	Tripulación	Acompañantes	Otros
Mortales	---	---	---
Graves	---	---	---

Leves	---	---	---
llesos	1	3	

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Motor: daños en el sector superior del block y daños internos. Se considera destruido.

1.3.2 Daños en general: De importancia.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre las personas

1.5.1 El piloto de 35 años de edad, es titular de la licencia de Piloto Comercial de Primera Clase de Avión, con habilitación para vuelo nocturno; vuelo por instrumentos; monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kg.

1.5.2 Además posee las licencias de Piloto Privado Avión; Piloto Comercial Avión; Instructor de Vuelo Avión e Instructor de Adiestrador Terrestre .

1.5.3 No registra antecedentes de infracciones aeronáuticas o accidentes anteriores.

1.5.4 Su certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase I, estaba vigente hasta el 30 SET 06.

1.5.5 La experiencia en horas de vuelo era la siguiente:

Total de Vuelo :	1.963
Últimos 90 días:	31
Últimos 30 días:	20
Últimas 24 hs:	0.7
En el tipo de aeronave accidentada:	120

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 La aeronave fabricada por CESSNA ACFT CO. Es un avión modelo 182 A, número de serie 34436. El Certificado de Matriculación de Aeronave, para uso privado data del 26 AGO 57, con la matrícula LV-FZY.

1.6.1.2 Posee Certificado de Aeronavegabilidad otorgado por la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad Argentina, de clasificación STANDARD en la categoría NORMAL vigente desde el 04 AGO 05 y con vencimiento el 30 SET 06, librada al servicio por su correspondiente certificado DNA-337 otorgado por el TAR DNA 1-B-149 de fecha 09 SET 05.

1.6.1.3 Según los datos obtenidos de los Registros Historiales, a la fecha del presente accidente, esta aeronave totalizaba una actividad de 4070.2 hs de TG, DUR de 1145.9 hs y DUI de 29.6 hs.

1.6.2 Motor

Posee un motor marca CONTINENTAL modelo O-470-L, número de serie 82078-1-L-4, de 230 hp de potencia a 2600 rpm, que totaliza 2491.6 hs de TG, 1149.6 hs DUR y 29.6 hs DUI.

1.6.3 Hélice

La hélice marca HARTZELL, modelo HC-82XF-1DB, metálica de paso variable y bipala, identificada con el número de serie T-2429, no posee un historial oficial, y se desconoce su tiempo en servicio y actividad de mantenimiento; su última recorrida general fue realizada el 19 FEB 01 en el TAR DNA 1-B-13.

1.6.4 Antecedentes de la aeronave

1.6.4.1 La aeronave tuvo un accidente el 02 DIC 95 en el aeródromo Bahía Blanca, por la detención brusca del motor provocado por el golpe de la hélice contra el terreno

1.6.4.2 Los resultados de la investigación técnica realizada, se encuentran en la Disposición N° 39/97 del 09 DIC 97.

1.6.5 Peso y Balanceo

1.6.5.1 Pesos

Vacío:	750 kg
Piloto:	82 kg
Combustible:	80 kg
Pasajeros:	225 kg
Total al despegue:	1.137 kg
Máximo de despegue (PMD)	1.230 kg
Diferencia:	93 kg en menos respecto del PMD.

1.6.5.2 El CG en el momento del accidente se encontraba dentro de los límites especificados en el Manual de Vuelo del Avión.

1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional según datos registrados por la estación meteorológica del aeropuerto de Mar del Plata, interpolados a la hora del accidente y analizado también el mapa sinóptico de superficie de 18:00 UTC era: viento, 230/10 nudos; visibilidad, 10 kilómetros; fenómenos significativos, ninguno; nubosidad, 4/8 Cúmulos a 750 m; temperatura, 18,2° C; temperatura del punto de rocío, 8,9° C; presión a nivel medio del mar, 1016.2 hPa; QNH, 1016.1 hPa y Humedad relativa, 55 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

El piloto se comunicó con MDP TWR informando que se encontraba en final de pista 22 y fue autorizado a abandonar la frecuencia. No informó tener fallas técnicas. La detención del motor se produjo después de ser cursada esa llamada.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

El lugar del accidente es un campo sembrado de soja que se encuentra a 700 m del umbral de la pista 22 del AD Mar del Plata, Club de Planeadores; cuyas coordenadas son S 38° 00' 53" y W 057° 39' 17" y la elevación es de 20 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

1.12.1 La aeronave realizó un aterrizaje de emergencia en un campo sembrado con soja, sin sufrir daños en su estructura.

1.12.2 Sólo se encontraron desperfectos producidos en el motor de la aeronave; no hubo dispersión de restos, ni se desprendió de la estructura ningún componente.

1.13 Información médica y patológica

No se encontraron evidencias de antecedentes médico/patológicas del piloto que hubieran influido en el accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

1.15.1 El piloto y sus acompañantes no sufrieron lesiones y abandonaron la aeronave normalmente por sus propios medios.

1.15.2 Los cinturones de seguridad y los anclajes a la cabina no sufrieron daños, protegiendo a los ocupantes de la aeronave durante el aterrizaje de emergencia.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 La aeronave aterrizó sobre un campo con plantación de soja. Allí se pudo observar todo el recubrimiento del motor, parabrisas y parte del fuselaje, cubiertos por una película de aceite. Al quitar el recubrimiento superior del motor, se pudo ver que el mismo presentaba dos huecos importantes en el block, por donde se fugó gran cantidad de lubricante.

1.16.2 Se dispuso el traslado de la aeronave al hangar del club de planeadores para continuar la investigación observando detenidamente las manchas de aceite en la superficie interna del recubrimiento superior del motor, las cuales describen la fuga del lubricante por los dos huecos del block. A través del hueco mayor se pudo visualizar una porción del cigüeñal y sus contrapesos.

1.16.3 El carter de aceite presentaba una hendidura punzante de adentro hacia fuera, por donde se fugó lubricante; éste presentaba su característica de color claro con poco tiempo de servicio dentro del motor.

1.16.4 Se observaron evidencias que los daños fueron provocados por la falla de algún componente interno del motor, estimándose por la inspección realizada hasta el momento, que dicha falla se originó en el cilindro 3, por lo que se desarmó ese conjunto.

1.16.5 Se desmontó el múltiple de escape y la tapa de balancines del cilindro 3, y al retirar las varillas de accionamiento de válvulas, se observó que la correspondiente a la válvula de admisión se encontraba doblada en el extremo de contacto con el botador. Se desmontó el filtro de aceite, el cual se encontraba impregnado de numerosas partículas metálicas.

1.16.6 Los cilindros 3 y 4 no pudieron ser desmontados, debido a que los daños en su interior dificultaban la tarea de remoción, por lo que se continuó el desarme del motor retirando los cilindros restantes.

1.16.7 Al destapar el motor por su parte inferior, se pudo observar gran cantidad de viruta metálica depositada en la bandeja del carter, y la malla del succionador de aceite tenía partículas adheridas obstruyendo el pasaje del lubricante. También se observó que el alojamiento del botador correspondiente a la válvula de admisión del cilindro 3, se encontraba dañada y el botador fue hallado entre la viruta metálica contenida en el carter, junto con el perno del pistón 3. Entre los restos de viruta en el carter, se observaron partes fragmentadas de una biela.

1.16.8 Finalmente se separaron los dos semi-block, conteniendo a los cilindros 3 y 4 (por la imposibilidad de desmontarlos), y se extrajo el cigüeñal. Se observó que faltaba la biela del cilindro 3 y que la biela del cilindro 4 se encontraba levemente curvada y conteniendo al perno de pistón, el cual fue imposible de extraer.

1.16.9 Los cilindros 3 y 4 no pudieron desmontarse por los golpes que presentaban sus camisas en el sector del punto muerto inferior, y parte de los pistones se encontraban agarrados a las paredes del cilindro en el punto muerto superior.

1.16.10 De entre la viruta metálica contenida en el carter, se logró reunir todas las partes fragmentadas que constituyen la biela faltante del cilindro 3, y se envió al laboratorio (LMAASA) para estudios metalográficos a fin de determinar las causas y definir el origen de la falla. Se trata de una biela marca "ATLAS" identificada con el número de parte 26 40742, las cinco restantes contienen igual denominación.

1.16.11 De los registros técnicos surgió que a este motor se le practicó una recorrida general el 03 SET 69 a las 1343.6 hs de TG en el TAR 1-B-20.

1.16.12 El 15 FEB 96 se le realizó una inspección por detención brusca, en el TAR 1-B-04, con motivo del accidente sufrido el 02 DIC del año anterior.

1.16.13 El 22 FEB 01 el motor fue ingresado al Programa de Mantenimiento por Condición (PMPC).

1.16.14 Entre el 30 ABR 04 y el 22 JUL 05, este motor fue desmontado y preservado durante tareas de mantenimiento y pintura del avión, en el TAR 1-B-149. Desde entonces sólo acumuló 29.6 hs de actividad hasta la fecha del accidente. El lubricante utilizado, "Exxon aviation oil EE100" se encontraba con la característica de color claro reflejando poco tiempo de servicio dentro del motor.

1.16.15 A este motor le faltaban 52.4 hs. para su próxima recorrida general de 1200 hs., previstas para cuando alcanzara 2544.0 hs. de TG. Según quedó establecido en la libreta Historial del Motor.

1.16.16 Con estudio metalográfico realizado a la biela del cilindro 3, en el Laboratorio de Ensayos de Materiales de LMAASA, se pudo comprobar la existencia de múltiples marcas mecánicas por impactos y deformaciones plásticas permanentes que se produjeron por impacto con otros componentes metálicos del conjunto, comprobándose de esta forma la existencia de un tiempo de actuación mecánica bajo las condiciones descriptas.

1.16.17 La superficie de fractura de biela reveló la existencia de fibras y estrías orientadas, producto de la propagación de grietas, a través de un mecanismo de fatiga del material que se desarrolló en sentido radial y progresó casi simétricamente desde el diámetro interior hacia el exterior y viceversa, lo que demuestra la existencia de componentes sometidos a un esfuerzo de flexión en ambas direcciones.

1.16.18 Un bulón de sujeción lateral presentó una fractura dúctil por estricción y una leve deformación axial por flexión. Sobre la superficie de fractura del bulón se observó la presencia de líneas de playa y estrías concéntricas alineadas, correspondientes a un proceso de formación de grietas por fatiga del material.

1.16.19 El otro bulón de sujeción lateral presentó una fractura de su cabeza por flexión pura, desprendiéndose su tuerca por zafadura, debido al efecto de tracción - flexión.

1.16.20 No se registraron existencias de fisuras, poros, indicios de corrosión ni fallas atribuibles al material.

1.17 Información orgánica y de dirección

No se formula.

1.18 Información adicional

No se formula.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

Para el ensayo de material, se utilizaron técnicas de macrografía, análisis químicos, físicos y fractográficos.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos Operativos

2.1.1 La actuación del piloto durante la emergencia fue correcta teniendo en cuenta la urgencia en la toma de decisión, con escasa visibilidad y una gran resistencia al avance provocada por la hélice.

2.1.2 La elección del campo para efectuar el aterrizaje forzoso fue apropiada, en vista de que no hubo lesiones al personal y no hubo daños adicionales en la aeronave.

2.2 Aspectos Técnicos

2.2.1 De los daños presentes en el motor, se estima que la falla se originó en el conjunto del cilindro 3, probablemente por el desprendimiento de la biela en su unión al muñón del cigüeñal.

2.2.2 Tal desprendimiento hizo que la biela impactase descontroladamente en el interior del motor, golpeando y dañando las paredes internas del block, hasta ocasionar un orificio en la parte superior constituida por paredes más delgadas.

2.2.3 Del mismo modo se estima que el daño en el carter se produjo por el mismo efecto, al igual que el desprendimiento del botador y la varilla curvada, ambos pertenecientes al accionamiento de la válvula de admisión del cilindro 3.

2.2.4 Es probable que esta falla haya descompensado y afectado el movimiento alternativo del cilindro opuesto, el 4, haciendo que el pistón se agarre en el punto muerto superior, contribuyendo a esto la gran fuga de lubricante por el block dañado.

2.2.5 El análisis de la fractura del bulón 1 de fijación de la biela evidencia un defecto por ajuste o torque sobre su tuerca, permitiendo un desplazamiento axial y facilitando simultáneamente la concentración local de tensiones. Dada la diferencia de ajuste entre los bulones 1 y 2, inicialmente se comenzó a estirar el bulón 1 hasta un punto donde las componentes a flexión comenzaron a concentrarse localmente, facilitando el desarrollo del proceso de formación de un frente de grietas por fatiga.

2.2.6 Mientras este efecto progresaba se promovía la formación de otro proceso de rotura por fatiga en el cuerpo de la biela, que terminó fracturándose por movimientos oscilantes de flexión, arrastrando a la rotura final del bulón 1.

2.2.7 Con la biela ya abierta en un lateral del acople semi circular, el bulón 2 absorbió la energía flexionando y traccionando axialmente hasta el colapso del conjunto.

2.2.8 La diferencia de ajuste entre los bulones de fijación fueron el agente inductor de todo el proceso dinámico de rotura, ya que se generaron severas condiciones de concentración de tensiones en forma local produciendo comportamientos diferenciales que aceleraron y favorecieron el proceso de rotura.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto es titular de la Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase Avión y tenía en vigencia el Certificado de Aptitud Psicofisiológica correspondiente.

3.1.2 La aeronave poseía el Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia.

3.1.3 La rotura del motor obligó al piloto a efectuar un aterrizaje forzoso.

3.1.4 El accidente se produjo por causas técnicas y se limitó a daños en el motor.

3.1.5 La fractura del cuerpo de la biela del cilindro 3 y de uno de sus bulones de fijación, se produjeron por el desarrollo de frentes de grietas a través de mecanismos de fatiga del material. Este proceso tuvo su origen en deficiencias de torque o ajuste de los bulones de fijación de la biela al cigüeñal.

3.2 Causa

En un vuelo de la aviación general, durante el circuito de tránsito de aeródromo, en la fase aproximación final, aterrizaje forzoso debido a la detención del motor por la fractura del cuerpo de la biela del cilindro 3 y de uno de sus dos bulones de fijación al cigüeñal, por deficiencias de torque o ajuste de los mencionados bulones.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad

Analizar la conveniencia de exigirles a los TAR DNA que al realizar las recorridas generales e inspecciones por detención brusca por impacto de hélice contra el terreno en este tipo de motores, verifiquen el correcto ajuste y torque de los bulones de unión de bielas con el cigüeñal.

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 -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
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 julio de 2006.

Investigador Operativo

Investigador Técnico

Director de Investigaciones