CE Nº 2.365.032 (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 EN: Localidad de Fátima (15 km al N del AD de Lujan), provincia de Buenos Aires.

FECHA: 14 de marzo de 2010 HORA: 22:15 UTC

AERONAVE: Avión MARCA: Cessna

MODELO: C 150 MATRICULA: LV-JPW

PILOTO: Licencia de Piloto Privado de Avión

PROPIETARIO: Aeroclub

Nota: Las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC), que para el lugar del accidente corresponde a la hora huso horario -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El piloto inició el despegue el 14 de marzo de 2010 a las 21:55 h aproximadamente desde la pista (RWY) 15 del Aeródromo (AD) Lujan (LJN) para

efectuar un vuelo local de 30 minutos de entrenamiento, con la aeronave C-150, matrícula LV-JPW.

1.1.2 Voló hacia el Este (E) y cuando alcanzó unos 800/900 pies (ft) de altura, el piloto sintió una repentina falla de motor que se vio reflejada como pérdida de revoluciones por minuto (rpm) y fuerte vibración.

1.1.3 Probó colocando aire caliente (al carburador) a distintos regimenes de rpm y observó que la falla tendía a desaparecer entre 500 y 700 rpm. Habiendo puesto proa al AD LJN para mantener velocidad, lentamente iba perdiendo altura y viendo que no llegaría al AD de despegue, decidió buscar un campo para aterrizar.

1.1.4 Al ver al frente unas torres de alta tensión, apresuró el procedimiento de descenso para un aterrizaje de emergencia. Durante el toque impactó primero la rueda de nariz, rebotó y terminó por capotar.

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

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: Desprendimiento del tren de aterrizaje de nariz, rugosidades y roturas en la zona ventral, ala izquierda y ala derecha.

1.3.2 Motor: Posibles daños internos por detención brusca.

1.3.3 Hélice: Ambas palas dobladas hacia atrás.

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 60 años de edad, era titular de la licencia de Piloto Privado de Avión, con habilitación para: aviones monomotores terrestres hasta 5.700 kg. No poseía otras licencias.

1.5.2 El informe de la Dirección de Licencias al Personal, Departamento Registro de la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC), expresó que no

existe copia de la última foliación archivada en el legajo aeronáutico y no registra antecedentes de accidente e infracciones aeronáuticas anteriores.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase II, se encontraba vigente, con fecha de vencimiento el 30 SEP 10.

1.5.4 Su experiencia en horas de vuelo según lo asentado en el Libro de Vuelo, era la siguiente:

Total:	59.4
Últimos 90 días:	5.7
Últimos 30 días:	1.9
El día del accidente:	0.3
En el tipo de aeronave accidentada:	36.7

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 La aeronave fue fabricada por Cessna Aircraft Corp, en Wichita, Estado de Kansas, EE.UU. Es un avión monoplano de ala alta, biplaza de construcción metálica. Su tren de aterrizaje es del tipo triciclo fijo con rodados y amortiguación por ballestas, equipado con frenos hidráulicos.

1.6.1.2 El modelo es C 150 H que fue construido bajo el número de serie 68213. El Certificado de Matriculación de Aeronave y Propiedad lo identifica con las marcas de nacionalidad LV-JPW desde el 17 de julio de 1970.

1.6.1.3 Poseía un Certificado de Aeronavegabilidad de clasificación Estándar en la categoría Normal, vigente desde el 08 JUL 99 y con vencimiento el 30 ABR 10 de acuerdo con su certificado DNA-337, otorgado por el TAR DNA 1-B-361 de fecha 23 ABR 09. Según los datos obtenidos de los Registros Historiales, a la fecha del accidente, ésta aeronave totalizaba una actividad de 3930.6 hs de TG, DURG 2230.6 hs y DUI 40.4 hs.

1.6.2 Motor

1.6.2.1 La libreta Historial Motor Nº 3 fue iniciada el 24 ENE 92, constando que el motor marca Continental, modelo O-200A, fabricado bajo el número de serie 62305-5-A, de 100 hp, totaliza una actividad de 3267.1 hs de TG, DURG 396.2 hs y DUI 40.4 hs, habilitado hasta totalizar 4670.0 hs de TG o MAR 21.

1.6.2.2 El consumo horario del motor era de aproximadamente 20 l/h.

1.6.3 Hélice

La hélice marca McCauley, modelo 1A101/DCM6948, metálica de paso fijo y bipala, identificada con el número de serie 62643, no poseía un historial oficial, y se desconoce su actividad en esta aeronave por carecer de registros.

1.6.4 Peso y balanceo al momento del accidente

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

Vacío:	470.8	kg
Piloto:	75.0	kg
Combustible (55 l X 0.74)	41.0	kg
Total de despegue:	586.8	kg
Máximo de despegue (PMD):	725.7	kg
Diferencia:	138.9	kg en menos respecto al PMD
Comb. consumido al acc (11 l X 0.74):	8.0	kg
Total a momento del acc:	578.6	kg
Máximo de Aterrizaje (PMA):	725.7	kg
Diferencia:	147.1	kg en menos respecto al PMA.

1.6.4.2 El peso y centro de gravedad se encontraban dentro de los límites establecidos en la Planilla de Masa y Balanceo de fecha 20 AGO 93, enviada por la Dirección de Aeronavegabilidad de la ANAC.

1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional, con datos que son inferidos obtenidos de los registros horarios de las estaciones meteorológicas San Fernando, Ezeiza y Junín, interpolados a la hora y lugar del accidente y visto también los mapas sinópticos de superficie de 21:00 y 00:00 UTC, era: viento 230/08 kt, visibilidad 10 km, fenómenos significativos ninguno, nubosidad ninguna, temperatura 18,9º C , temperatura punto de rocío 7,5º C, presión a nivel medio del mar 1007,8 hPa y humedad relativa 47%.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No aplicable.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en un campo, ubicado a 15 km al N del AD LUJ en la zona rural de la localidad de Fátima provincia de Buenos Aires, con pastizales duros de una altura aproximada de 40 a 50 cm, a unos 600 m de la ruta 8 y a 100 m de una línea y torres de alta tensión.

1.10.2 Las coordenadas geográficas del lugar son 034° 25’ 10” S y 059º 00’ 05.56” W y la elevación sobre el nivel medio del mar es de 26 m.

1.11 Registradores de vuelo

Según el Reglamento de Aeronavegabilidad vigente, a esta aeronave no le corresponde equipar registradores de vuelo.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 El vuelo se desarrollaba en forma normal hasta que empezó una repentina falla de motor con perdida de RPM y una fuerte vibración. Comenzó a perder altura y sin potencia, decidió aterrizar en un campo de la zona, en el cual al tomar contacto se desprendió completo el tren de nariz.

1.12.2 El avión se detuvo bruscamente, parándose y capotó en su trayectoria quedando con rumbo 253º y a 20 m del primer toque.

1.12.3 A 1 m a la derecha se encontró el capot inferior de motor y 2 m al frente, el conjunto de tren de nariz. Al costado izquierdo estaba la batería que fue desconectada por prevención ya que había derramado combustible.

1.13 Información médica y patológica

1.13.1 No se establecieron antecedentes médico / patológicos del piloto que pudieran estar relacionados con el accidente.

1.13.2 Después del accidente el piloto fue trasladado a un hospital donde el médico manifestó que tenía politraumatismos leves, con herida cortante en la región frontal de la cara.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

Los cinturones de seguridad estaban en su correspondiente anclaje, en buen estado de conservación, y actuaron adecuadamente, permitiendo amortiguar la desaceleración producida durante el aterrizaje forzoso. El piloto descendió de la aeronave por sus propios medios

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Durante la inspección de rutina realizada en el lugar del accidente sobre los restos de la aeronave, se verificó que:

1) La aeronave se encontraba en posición invertida, derramando combustible, la batería no se encontraba colocada, fue extraída por precaución. El tren de nariz estaba totalmente desprendido del fuselaje a unos escasos metros,

el ala izquierda tenía importantes deformaciones tanto en la raíz, como en la puntera.

2) La rueda de nariz se desprendió por el impacto contra el terreno, arrancándose de su toma superior, la cual se encontró unida por la estructura tubular de la bancada del motor; dichos tubos se fracturaron y desprendieron liberando el conjunto de nariz completo.

3) En la cabina de vuelo, se detectó que el comando de mezcla de combustible estaba en la posición de “mezcla rica”. No se detectaron otras novedades que pudieran tener relación con el presente suceso.

1.16.2 Se quitaron los recubrimientos del motor y se observó que el carburador estaba parcialmente desprendido por haberse fracturado su soporte de unión y ducto de ingreso de la mezcla al motor; solo se encontraba sujeto por sus comandos y manguera de alimentación. Se comprobó el ajuste de ambos magnetos y se desmontó la carcaza del filtro de combustible principal del sistema, verificándose libre de impurezas. Se verificó el control de mezcla y de aceleración en el carburador sin novedad. Se desmonto el filtro de ingreso al carburador verificando libre de impurezas.

1.16.3 Se extrajo muestras de combustible y se remitieron al Laboratorio de Ensayos LEM Palomar. Los resultados que se obtuvieron indicaron que se trataba de muestra de combustible tipo “Nafta Súper” tipo automotor. Asimismo se indicó que el combustible no era apto por contaminación con agua.

1.16.4 De la documentación de la aeronave surgió como reseña cronológica de su historial, que en el historial Motor Nº 3 se efectuó una corrección de 2975.1 hs de TG y 104.2 hs DUR, pasando a registrar 3140.1 hs de TG y 269.2 hs DUR respectivamente, por un error en las sumatorias precedentes, a partir del 23 NOV 09. Este motor se encontró instalado en la aeronave desde el 06 ABR 09, luego de su recorrida general realizada en el TAR 1B-66, según OT 498/09.

1.16.5 Desde enero de 1992 y hasta el 5 OCT 05, este motor se encontraba instalado el la aeronave LV-HCR. El 07 OCT 05 fue instalado el LV-JPW, y desde entonces se encontraba prestando servicios a bordo de esta aeronave, desmontándolo el 29 ENE 09 para efectuar su recorrida general. Dicha recorrida se efectuó con un TG de 2874.9 hs, habilitándolo hasta las 4670.0 hs de TG o 1800.0 hs DURG, venciendo por tiempo calendario en MAR 21. Este motor ingresó al PMPC el 30 JUN 04.

1.16.6 Con el motor situado en el taller se realizó el registro de la compresión diferencial de cilindros, en concordancia con lo expresado en el Teledyne Continental Service Bulletin SB03-3, los valores obtenidos fueron los siguientes: Para el cilindro #1 = 80/78, para el cilindro #2 = 80/80, para el cilindro #3 = 80/43 y para el cilindro #4 = 80/80. Se procedió a repetir la operación, registrándose los mismos valores en los cilindros #1 #2 y #4, pero el cilindro #3 = 80/35 PSI. Ante tan bajo valor presentado por este cilindro número tres, se decidió desmontar el mismo para su inspección interna.

1.16.7 Al quitar la tapa de válvulas se pudo observar de inmediato que, el balancín de la válvula de escape se encontraba partido en su parte superior, y la porción fracturada, se encontraba suelta dentro de la tapa.

1.16.8 El balancín se envió para su análisis de falla al Laboratorio de Investigaciones de Metalurgia Física, Facultad de Ingeniería, de la Universidad Nacional de La Plata.

1.16.9 El informe expresó que:

1.16.9.1 Composicionalmente el balancín se corresponde con un acero del tipo SAE AISI 8620 con microestructura de martensita revenida producto de un tratamiento térmico de temple y revenido.

1.16.9.2 De la observación del componente fracturado se pueden ver las marcas de playa de propagación de fatiga en la superficie de fractura que indican que la fractura se desarrolló desde el orificio de lubricación, lo cual indica que el orificio ha actuado como concentrador de tensiones para fatiga. En este sentido, todo su borde interno desde donde se desarrolló la fatiga, presenta una importante descarburación superficial (superior a 100 µm), lo cual seguramente ha facilitado la nucleación de la fisura al disminuir allí localmente el límite de fatiga del acero.

1.16.10 El piloto durante la entrevista manifestó que, despegó del AD LUJ para realizar un vuelo de entrenamiento y se dirigió al Este con 800 ft, cuando llegó al cruce con la RN 8 en las proximidades de la localidad de Fátima, decidió regresar al AD de partida. Cuando pone rumbo N, el motor comenzó a fallar con pérdidas de rpm y muy fuertes vibraciones.

1.16.11 Como tenía colocado aire caliente al carburador, comenzó a colocar distintos regímenes de rpm, pero la falla seguía. Comenzó a descender para mantener la velocidad y no entrar en perdida de sustentación. Realizó un viraje hacia el O y cuando alcanzó 500 ft en descenso decidió buscar un campo apto para realizar un aterrizaje de emergencia.

1.16.12 Una vez ubicado el campo y con 4 o 5 m de altura y viento de frente, advirtió a su frente tres torres con un tendido eléctrico de alta tensión de tres líneas a una distancia de 50 / 80 m. Ante esta situación bajó la nariz de la aeronave, hizo contacto con el terreno con la rueda de nariz y por el impacto se detuvo el avance y luego capotó.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es de una Escuela de Vuelo y el piloto la utilizaba para entrenamiento.

1.18 Información adicional

En el Manual de Vuelo de la aeronave Aprobado, Sección IV, pagina 4-7 titulo: Aterrizaje de emergencia sin potencia, expresa:

ATERRIZAJE DE EMERGENCIA SIN POTENCIA

En caso de detención del motor, establecer un planeo, con flaps retraídos a 113 km/h (70 mph): Si hay tiempo suficiente, intentar poner en marcha el motor, verificando el nivel de combustible, la adecuada posición de la válvula de cierre de combustible y la posición del control de mezcla. Verificar también si el cebador esta totalmente adentro y trabado y que la llave de ignición esta en su posición adecuada.

Si todos los intentos de arranque fallan y el aterrizaje forzoso es inminente, elegir un campo adecuado y prepararse para el aterrizaje de la siguiente forma:

(1) Tirar el control de mezcla a la posición Marcha Lenta-Corte.
(2) Girar la válvula de cierre de combustible a OFF.
(3) Desconectar todas las llaves, excepto la Llave Maestra (MASTER SWITCH)
(4) Aproximar A 113 Km./h (70 MPH)
(5) Extender los flaps como sea necesario, dentro de la distancia de planeo del campo.
(6) Colocar la Llave Maestra en OFF.
(7) Destrabar las puertas de la cabina antes de la aproximación final.
(8) Aterrizar con la cola ligeramente baja.
(9) Aplicar con fuerza los frenos.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se utilizaron las de rutina.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos Operativos

2.1.1 Luego de la falla de motor, el piloto decidió realizar un aterrizaje de emergencia. Para realizar el mismo, no habría cumplimentado adecuadamente los procedimientos indicados en el Manual de Vuelo de la aeronave (aterrizaje de emergencia sin potencia).

2.1.2 Relacionado con las horas de vuelo su experiencia era poca, pudiendo haber influido en la resolución de la emergencia, cuando se encontraba con poca altura y los obstáculos en su frente tendría que haber seguido los pasos indicados en el Manual de Vuelo, extender el flap, cortar todo los sistemas y tocar con el tren de aterrizaje principal e inmediatamente aplicar frenos.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 La aeronave capotó por efecto del frenado brusco. En la trayectoria de detención se produjo el desprendimiento del conjunto del tren de nariz.

2.2.2 Durante la inspección del motor, al tomar la compresión diferencial, los valores arrojados por el cilindro numero tres, se debieron a que la válvula de escape se encontraba abierta, produciendo fugas, lo que originó la pérdida de potencia del motor con trepidaciones, tal como lo manifestó su piloto, debido a que el motor trabajaba en tres cilindros.

2.2.3 El informe del laboratorio numero 100804-A1 “Análisis de falla de balancín de motor”, expresó: Composicionalmente el balancín se corresponde con un acero aleado al cromo-níquel-molibdeno del tipo SAE AISI 8620. La microestructura del balancín es de martensita revenida obtenida por temple y revenido.

2.2.4 De la observación del componente fracturado se pueden ver las marcas de playa de propagación de fatiga en la superficie de fractura que indicaron que la fractura se desarrolló desde el orificio de lubricación, lo cual indicó que el orificio ha actuado como concentrador de tensiones para fatiga.

2.2.5 En este sentido, todo su borde interno desde donde se desarrolló la fatiga, presentó una importante descarburación superficial, lo cual seguramente ha facilitado la nucleación de la fisura al disminuir allí localmente el límite de fatiga del acero.

2.2.6 No se pudo determinar fehacientemente el origen y desarrollo de la descarburación, fenómeno que disminuyó notoriamente la dureza y otras propiedades mecánicas de la pieza, localmente.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto se encontraba habilitado para realizar el vuelo

3.1.2 La meteorología no influyó en el accidente.

3.1.3 El combustible no era apto debido a la contaminación con agua.

3.1.4 De los ensayos e investigaciones se concluye que este accidente se produjo por causas técnicas atribuibles a la pérdida de potencia del motor, debido a la fractura del balancín de accionamiento de la válvula de escape del cilindro numero tres.

3.1.5 La fractura del balancín ocurrió por fatiga desarrollada a partir del orificio de lubricación cuya superficie estaba descarburada y con baja dureza, no pudiéndose determinar fehacientemente el origen y desarrollo de la descarburación. El efecto concentrador de tensiones alrededor del orificio, junto a la descarburación y bajas durezas en esas zonas, ha disminuido allí localmente, el límite de fatiga del acero, facilitando su fractura en servicio.

3.1.6 El piloto no habría utilizado los procedimientos operativos adecuados para resolver la emergencia de motor.

3.2 Causa

En un vuelo de aviación general, durante la fase de crucero, se produjo una pérdida de potencia a baja altura, debido a la fractura del balancín de la válvula de escape del cilindro Nº 3; con posterior aterrizaje de emergencia y capotaje de la aeronave.

Factores contribuyentes

1) Probable inadecuada técnica de resolución de la emergencia y aterrizaje.

2) Escasa experiencia de vuelo del piloto en la aeronave.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al propietario de la aeronave

4.1.1 Considerar la conveniencia de incrementar la instrucción de la forma más adecuada a los pilotos que vuelen sus aeronaves, en especial en lo relacionado con la práctica de la resolución de las emergencias que figuran en el Manual de Vuelo de la aeronave, con el fin de contribuir con la Seguridad Operacional, salvaguardar los medios propios y de terceros que pudieran ser afectados.

4.1.2 No se formulan recomendaciones de origen técnico por no haberse podido determinar fehacientemente los motivos que produjeron la descarburación en la superficie del orificio de lubricación del balancín, y su consecuente falla en servicio.

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 Nº 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:

Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC)
Av. Azopardo 1405, esquina Av. Juan de Garay
(C 1107 ADY) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección Email:
“info@anac.gov.ar”

BUENOS AIRES, de 2013.

Nota: Desde el 14 de marzo de 2010 hasta el 3 de julio de 2012 se desempeñó como Investigador Técnico el SM Juan SATTI.

Sr Jorge RODRIGUEZ
Investigador a Cargo

Investigador Técnico

Director de Investigaciones