

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 incidente, 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 incidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial que, en relación con el incidente pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Aeródromo San Fernando, Provincia de Buenos Aires.

FECHA: 27 MAR 09

HORA: 20:00 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Ted Smith Aerostar Co.

MODELO: 601

MATRICULA: LV-WES

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase 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 Posterior a una recorrida de 100 hs, el piloto retiró el avión del taller para su traslado a Gualaguaychú, Provincia de Entre Ríos y efectuar un vuelo de comprobación.

1.1.2 Aproximadamente a unos 20 minutos de vuelo, el indicador de presión de aceite del motor derecho comenzó a oscilar, hasta que en forma continua señaló disminución de la presión, por lo que el piloto decidió detener el motor, regresar al AD FDO y realizar un aterrizaje de emergencia.

1.1.3 Durante el recorrido de aterrizaje y con unos 50 kt de velocidad, se replegó la rueda de nariz, por lo que la aeronave se desplazó sobre la parte delantera, inferior del fuselaje y quedó detenida sobre la franja derecha de la pista 05.

1.1.4 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	--	

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: Deformaciones y desprendimiento del recubrimiento del fuselaje a la altura de las puertas del tren de nariz. Desprendimiento y rotura de las puertas del tren de nariz.

1.3.2 Daños en general: De importancia.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 49 años era titular de la Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase de Avión, con habilitaciones para vuelo nocturno, vuelo por instrumentos, monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kg; B 190; C 550; C 560; aeronave propulsada a reacción menor de 5.700 kg.

1.5.2 Poseía además las Licencias de: Piloto Privado de Avión (PPA), Piloto Comercial de Avión (PCA), Piloto de Transporte de Línea Aérea (TLA) e Instructor de Vuelo Avión (IVA)

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase 1, anual, sin limitaciones, sin antecedentes y sin observaciones, estaba vigente hasta el 30 JUN 09.

1.5.4 La Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas (DHA), informó que en su legajo aeronáutico no tenía registrados antecedentes de accidentes e infracciones aeronáuticas anteriores y tenía el último foliado registrado con fecha 30 NOV 98.

1.5.5 Su experiencia de vuelo expresada en horas era:

Total:	6257.2
Últimos 90 días:	33.4
Últimos 30 días:	11.4
Últimas 24 hrs.:	0.5
En el tipo de aeronave:	250.0 (aprox.)

1.5.6 La actividad de vuelo se obtuvo de los registros del Libro de Vuelo y de la información suministrada por el piloto.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

El LV-WES era un avión marca Ted Smith Aerostar Co., modelo 601, número de serie 61-0480-127, de 6 plazas, con un peso máximo de despegue de 2.722 kg y un peso vacío de 1.927 kg, de construcción metálica, semimonocasco, ala media cantilever, empenaje convencional, tren triciclo retráctil con ruedas, dos motores alternativos de seis cilindros y 300 HP, equipados con hélices tripala de paso variable.

1.6.2 Célula

1.6.2.1 Era de inspección periódica, teniendo al momento del accidente un total general (TG) de 4.208,30 hs; 362,30 hs desde la última recorrida (DUR) y 00:30 hs desde la última inspección (DUI).

1.6.2.2 El Certificado de Matrícula estaba a nombre de una Sociedad Anónima, y fue inscripto el 14 FEB 2005.

1.6.2.3 El Certificado de Aeronavegabilidad era de clasificación Estándar, categoría normal, sin fecha de vencimiento, fue emitido por la DNA el 08 JUL 2008.

1.6.2.4 El Formulario 337 DA fue emitido por el TAR 1B-30, el 07 JUL 2008, con vencimiento en JUL 2009.

1.6.2.5 Los registros de mantenimiento indicaban que la aeronave estaba equipada y mantenida de conformidad con la reglamentación y procedimientos vigentes aprobados.

1.6.3 Motores

1.6.3.1 Ambos eran marca Lycoming, modelo IO-540-S1A5, de 300 HP e inspecciones del tipo periódica.

1.6.3.2 El N° 1 con número de serie L-17244-48A, al momento del accidente tenía un TG de 5.655,30 hs, DUR 1.109,30 hs y DUI 00,30 hs.

1.6.3.3 El N° 2 con número de serie L-17454-48A, al momento del accidente tenía un TG de 4.224,30 hs, DUR 1.116,30 hs y DUI 00,30 hs.

1.6.3.4 El combustible requerido era aeronafta 100 LL, y el utilizado 100 LL, encontrándose 200 lts en el tanque izquierdo, 200 lts en el tanque derecho y 150 lts en el tanque central; la cantidad se verificó a través del consumo desde la última carga.

1.6.4 Hélices

1.6.4.1 Ambas eran marca Hartzell, modelo HC-C3YR-2UF, tripalas de construcción metálica, paso variable e inspección del tipo periódica.

1.6.4.2 La N° 1, con número de serie CK5119B, tenía al momento del accidente un TG de 312,30 hs, DUR 312,30 hs y DUI 00,30 hs.

1.6.4.3 La N° 2, con número de serie CK4017A, tenía al momento del accidente un TG de 1.657,30 hs, un DUR 312,30 hs y DUI 00,30 hs.

1.6.5 Peso y centrado de la aeronave

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

Vacío:	1927	kg
Piloto:	85	kg
Combustible (550 lts x 0.72):	396	kg
Total al momento del accidente:	2408	kg
Máximo de Despegue / Aterrizaje (PMD / PMA):	2722	kg

Diferencia: 314 kg en menos respecto al PMA.

1.6.5.2 Durante la investigación, se determinó que el centro de gravedad (CG), al momento del accidente, estaba dentro de la envolvente determinada por el fabricante en el Manual de Vuelo de la aeronave y en la Planilla de Masa y Balanceo de fecha 06 SET 01, enviada por la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad.

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, a la hora del accidente, visto el mapa sinóptico de superficie de 21:00 UTC, indicaba: Viento: 090°/ 07 kt; Visibilidad: 10 km; Fenómenos Significativos: Ninguno; Nubosidad: 2/8 SC 750 m; Temperatura: 26.0° C; Temperatura Punto de Rocío: 19.1° C; Presión a Nivel Medio del Mar: 1008.6 hPa y Humedad Relativa: 65 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

El piloto se comunicó con la TWR FDO en frecuencia principal 120,7 MHz, informando la emergencia y posterior accidente sin novedad.

1.10 Información sobre el aeródromo

1.10.1 El accidente ocurrió en el AD San Fernando (SADF), público, controlado, ubicado a 2 km SW de la localidad del mismo nombre. Tenía una pista de asfalto, con orientación 05/23, de 1801 x 30 m de largo y ancho respectivamente.

1.10.2 Las coordenadas del lugar eran: 34° 27' 18" S y 058° 35' 29" W, con una elevación de 3 m sobre el nivel medio del mar.

1.10.3 Las franjas de pista 05/23 y franjas de calles de rodaje eran operables con precaución, por suelo blando.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 Después de la detención del motor derecho, el piloto se dirigió al aterrizaje de emergencia, sobre la pista 05 del AD SADF, donde recorrió 400 m aproximadamente, desde el lugar donde la aeronave tocó la pista, hasta que se replegó el tren de nariz y tocó la parte delantera inferior del fuselaje contra la superficie de la misma.

1.12.2 Desde ése lugar, la aeronave se desplazó unos 60 m aproximadamente, sobre la pista, donde quedaron las marcas de arrastre, hasta que se detuvo con rumbo 080° aproximadamente, quedando la rueda izquierda del tren principal sobre el asfalto y la derecha sobre la franja de pista de ese lado.

1.12.3 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

Los cinturones de seguridad estaban en sus correspondientes anclajes, en buen estado de conservación y actuaron adecuadamente. El piloto abandonó la aeronave por sus propios medios, sin sufrir lesiones.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Posterior a una inspección de 100 hs, luego de 30 minutos de vuelo y ante una baja de presión de aceite en el motor derecho, el piloto decidió detener el mismo y regresar al AD de partida. La pérdida de aceite se produjo por el acople en "T" de salida de presión de aceite del motor, hacia el actuador de salida de gases de escape, que regula la velocidad del turboalimentador.

1.16.2 La pérdida de aceite por el acople mencionado, tuvo lugar por haberse aflojado el bulón hueco que lo fija, pese a estar frenado; posiblemente por no haber tenido el alambre de frenado, la tensión necesaria. Cabe mencionar, que el lugar para realizar el procedimiento de frenado, no es de fácil acceso.

1.16.3 En el lugar del accidente, se controló la operación de emergencia del sistema hidráulico, no presentando novedad. Este sistema opera del siguiente modo:

1.16.3.1 Solo el motor derecho impulsa una bomba hidráulica, la cual brinda presión para la operación del tren de aterrizaje, flaps y guiado de la rueda de nariz. En el caso que dicha bomba no funcione, tiene una bomba eléctrica que alimenta los sistemas; para que esta bomba funcione, posee en el tablero de instrumentos principal en la cabina de vuelo, una llave de dos posiciones: OFF y AUX HYD ARMED.

1.16.3.2 Si está en posición ARMED, en forma automática cuando la presión en el acumulador desciende a menos de 700 psi, ésta comienza a funcionar elevando y manteniendo la presión normal de 1000 psi. Si la llave está en OFF, la bomba eléctrica no opera, por lo tanto la presión decae a medida que se utilizan los sistemas.

1.16.3.3 En el presente caso, el impulsor del tren de nariz que también ayuda a mantener la traba de tren abajo, se quedó sin presión, y a pesar que el tren estaba trabado, probablemente, por las vibraciones y movimientos que sufrió el mismo en el aterrizaje, éste se replegó. En comprobaciones posteriores, se constató, que tanto la articulación de sobrecentro, como la tensión del resorte, que ayuda a mantener el trabado, estaban dentro de las tolerancias especificadas en la documentación aplicable.

1.16.3.4 La llave selectora de emergencia del sistema hidráulico estaba en OFF y no en ARMED, debido a que el piloto utilizaba una Lista de Control de Procedimientos (LCP) confeccionada por él mismo, donde no figuraba, para abreviar la operación, el control y selección de la misma en ARMED, tal como está especificada en la LCP original de la aeronave. Lo mismo se verificó con otros ítems.

1.16.4 La aeronave quedó detenida sobre la franja derecha de pista 05, y a pesar que en el MADHEL figuraba franjas blandas, la superficie resistió el peso de la misma.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era de propiedad de una Sociedad Anónima y era utilizada para vuelos de aviación general.

1.18 Información adicional

1.18.1 Las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil (RAAC), establecen:

Parte 91, Párrafo 91.10 “Documentación reglamentaria que deben llevar las aeronaves y sus tripulaciones”

(a) (8): Lista de Control de Procedimientos (LCP).

1.18.2 La LCP de la aeronave LV- WES (traducción no oficial), establecía:

Antes de la Puesta en Marcha

Procedimiento de preparación de cabina	COMPLETAR
Luces de navegación	ENCENDER
Líneas de alimentación cruzadas	CHEQUEAR
Combustible	SELECTAR TANQUE PRINCIPAL
Batería	CHEQUEAR
Válvula hidráulica	ABRIR
Circuito de frenos	CHEQUEAR
Hidráulico Auxiliar (Sin presión hidráulica en posición desarmado)	ARMADO
Área	DESPEJADA
Permiso de TWR	RECIBIDO

Aterrizaje con un motor inoperativo

* Siga la lista de control como un aterrizaje normal, excepto lo siguiente:

- Aproxime con altitud en exceso y velocidad de 130 MPH
- Extienda el tren de aterrizaje dentro de la distancia de planeo de la pista
- No utilice flaps hasta que tenga el aterrizaje asegurado
(con el motor derecho inoperativo, ocurre una pérdida de la fuente de presión hidráulica y es recomendado un aterrizaje sin flaps)

1.18.3 En el Suplemento al Manual de Vuelo de la Aeronave (traducción no oficial):

Sistema de la Bomba Hidráulica Auxiliar,
Opción N° 23
Sección 4,
Procedimientos de Operación de Emergencia

1. Para el caso que falle el motor derecho o falle la Bomba del Sistema Hidráulico primario, coloque la llave de la bomba en “AUX HYD ARMED”. La Bomba Hidráulica Auxiliar se enciende tan pronto como la presión del sistema cae por debajo de 700 ± 100 psi.

2. Observe que la luz ámbar se enciende y permanece encendida hasta que la presión del sistema llega a 1000 ± 50 psi.
3. Si la Bomba Auxiliar no enciende, verifique que la llave esté en la posición "AUX HYD ARMED".

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se utilizaron las de rutina.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 El piloto comenzó el vuelo utilizando una LCP abreviada propia y durante el vuelo se produjo una pérdida de aceite en el motor derecho; ante dicha situación, procedió a la detención de dicho motor, siendo éste un procedimiento correcto.

2.1.2 Al no estar incluido en la LCP, el ítem de control y la selección del sistema hidráulico en ARMED, no conectó el sistema en ninguna fase del vuelo, por lo que ese sistema no acumuló la suficiente presión para bajar y trabar el tren de aterrizaje.

2.1.3 La utilización de una LCP, que no era la correspondiente a la aeronave, produjo un inadecuado control de la emergencia, por omisión de un procedimiento durante el vuelo, de conectar la llave "Auxiliary Hydraulic" en ARMED.

2.1.4 La conexión de dicha llave hubiera permitido realizar el aterrizaje de emergencia con un motor inoperativo, sin inconvenientes, teniendo la presión suficiente para operar el sistema hidráulico para bajar y trabar el tren de aterrizaje.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 La pérdida de aceite por el acople, tuvo lugar por haberse aflojado el bulón que lo fija, pese a estar frenado; posiblemente por no tener el alambre de frenado, la tensión necesaria, debido a un probable procedimiento inadecuado.

2.2.2 La falta de presión en el sistema, las vibraciones y movimientos que sufrió la rueda de nariz durante el aterrizaje, probablemente permitió que el tren se plegara, aún estando en tolerancia la traba de sobrecentro.

2.2.3 De las investigaciones realizadas, se desprende que la falla técnica del motor fue un factor contribuyente al proceso del accidente.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto poseía la documentación personal y de la aeronave,

necesarias para la operación que estaba realizando, excepto la LCP que no era la correspondiente.

3.1.2 El empleo de una LCP propia, no permitió al piloto un adecuado control de la operación, al no tener contemplados todos los ítems previstos en la específica del avión.

3.1.3 La falta de presión en el sistema hidráulico no le permitió al conjunto mantener extendido el tren de nariz.

3.1.4 El aspecto técnico fue un factor contribuyente en el proceso del accidente.

3.1.5 La meteorología no influyó en el accidente.

3.2 Causa

En un vuelo de aviación general, durante un aterrizaje de emergencia, en la fase de recorrido de aterrizaje, plegado del tren de nariz, con impacto de la parte delantera inferior del fuselaje contra la superficie de la pista; debido a la falta de presión en el sistema hidráulico, al no haberse actuado el sistema hidráulico auxiliar, como lo establece la LCP de la aeronave.

Factores contribuyentes

- 1) Empleo de una Lista de Control de Procedimientos no específica.
- 2) Pérdida de aceite por un acople de salida de presión de aceite del motor derecho, probablemente por un frenado inadecuado de su bulón de fijación.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al propietario de la aeronave

El hecho de haberse comprobado que el accidente estuvo relacionado con factores operativos, al operar una aeronave con una LCP no específica, donde faltaban algunos ítems; se recomienda considerar la necesidad y conveniencia, de instruir adecuadamente a los pilotos que vuelen su aeronave, sobre el uso de la documentación propia de la aeronave, tal como el fabricante lo especifica. Asimismo se recomienda, que la operación de su aeronave, se ajuste a la normativa aeronáutica vigente; a los efectos de contribuir con la seguridad operacional, prevenir daños personales, materiales y de terceros que pudieran ser afectados.

4.2 A la Dirección Nacional de Seguridad Operacional – Dirección de Aeronavegabilidad

Considerar la necesidad de examinar adecuadamente, la actuación del taller interviniente en la inspección de 100 hs y otros trabajos; habiéndose comprobado que la pérdida de presión de aceite del motor derecho de la aeronave, se debió

probablemente, a un inadecuado frenado de un bulón de fijación de un acople en el sistema de presión, apreciándose esto, como un factor de orden técnico, contribuyente en el proceso del accidente; a los efectos de contribuir con 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 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
Av. Com. Pedro Zanni 250
Departamento Administración de Aeródromos de la ANAC
2º 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. Carlos MORALES
Investigador a Cargo

Sr. Pedro BERTACCO
Investigador Técnico

Director de Investigaciones