

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: Aeródromo Oliva, Provincia de Córdoba

FECHA: 06 ENE 07

HORA: 20:40 UTC Aprox.

AERONAVE: Planeador

MARCA: SZD

MODELO: 30 "Pirat"

MATRÍCULA: LV-DHS

PILOTO: Licencia de Piloto de Planeador

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 En la tarde del 06-ENE-07, en las instalaciones del AD Oliva, el piloto comenzó la actividad aérea, realizando en primer orden un remolque, bajo el control de un instructor de vuelo, con el avión marca Ranquel 180, matrícula LV-HMB,

para remolcar un planeador. Finalizado el tema, regresó habiendo volado 10 minutos, aproximadamente.

1.1.2 Posteriormente procedió a subir al planeador “Pirat”, matrícula LV-DHS, para realizar un vuelo de adiestramiento. Siendo aproximadamente las 17:30 hs despegó desde la pista 01, remolcado en forma normal y ascendió hasta 580 m de altura, donde se liberó del avión remolcador, realizando el planeador un viraje por izquierda y el avión por la derecha.

1.1.3 El planeador continuó su vuelo próximo al AD hasta que procedió a incorporarse al circuito de tránsito de aeródromo para pista 01, con rumbo aproximado de 230°, adoptando un suave ángulo de descenso, desarrollando una velocidad estimada por testigos, de 140 km/h.

1.1.4 Lateral al extremo de la pista 19, quienes lo observaron, escucharon un ruido de “flapeo”, advirtiendo, luego, el desprendimiento de una parte del timón de profundidad.

1.1.5 La aeronave continuó el vuelo en trayectoria descendente hasta aproximadamente unos 300 m de altura, ganando más velocidad, luego inició un brusco ascenso describiendo una maniobra similar a un “looping” en forma de “L” y en la fase descendente se observó el primer intento de apertura de la cabina.

1.1.6 Cuando se encontraba a unos 40 m del suelo aproximadamente, el planeador, recuperó algunos instantes el vuelo nivelado, reiniciando a continuación otro ascenso igual que en la maniobra anterior, quedando en la parte superior sin velocidad y, seguidamente, realizó una media vuelta invertida hacia la derecha volviendo a descender embalándose, viéndose en ese momento el segundo intento de apertura de la cabina por parte del piloto.

1.1.7 Próximo al suelo la aeronave volvió a ascender y en la parte superior ejecutó una caída sobre el ala izquierda; luego continuó en actitud de descenso hasta impactar contra el terreno con rumbo 195°, dentro de las instalaciones del AD.

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

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños sufridos por la aeronave

La aeronave resultó destruida por el impacto contra el terreno.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El Piloto al mando de 45 años de edad, era titular de la Licencia de Piloto de Planeador, con habilitación para planeadores monoplaza y multiplaza; poseía además la licencia de Piloto Privado de Avión.

1.5.2 Tenía Certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase II, que se encontraba vigente hasta el 30 JUN 07.

1.5.3 Su experiencia de vuelo en horas era la siguiente:

	<u>Planeador</u>	<u>Avión</u>	<u>Total General</u>
Total:	134.6	71.8	206.4
Últimos 90 días:	5.9	2.6	8.5
Últimos 30 días:	3.0	0.4	3.4
Últimos 7 días:	---	0.1	0.1
Últimas 24 hs :	0.2	0.1	0.3
En el tipo de aeronave, como la accidentada:			43.7

1.5.4 El informe producido por la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas expresa que el piloto no registra antecedentes de accidentes ni infracciones aeronáuticas anteriores.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Datos generales

1.6.1.1 La aeronave era un planeador monoplaza, certificado en categoría normal, marca SZD, modelo 30 "Pirat", N° de serie B-337, matrícula LV-DHS, fabricado el 22 OCT 70 por Szybowcowy Zakland Doswiadczalny.

1.6.1.2 Es monoplano de ala alta con empenaje en forma de "T". La estructura era totalmente de madera y entelada. El ala estaba constituida por tres partes. Las exteriores poseen un ángulo diedro, la central de proyección rectangular, es de estructura multilarguerilla, no posee largueros principales. La cúpula rebatible de la cabina tenía bisagras laterales en el fuselaje y era desprendible para casos de emergencia, a través de una palanca que extraía los "pines" de cada una de las dos bisagras que la sujetan.

1.6.1.3 El freno aerodinámico estaba combinado con el de la rueda; poseía dos ganchos para remolque y asas en la cola del fuselaje. Estaba provisto de dos compartimientos detrás del puesto de piloto para equipaje.

1.6.1.4 La emisión del último Certificado de Aeronavegabilidad fue el 14 AGO 02, que al momento del accidente estaba en vigencia según Formulario DNA 337,

emitido por el TAR DNA 1B-264, el 22 NOV 06; registraba a esa fecha 1444.4 hs de Total general (TG).

1.6.1.5 En la revisión efectuada al Manual de Servicio ("Service Manual", SM) - Descripciones Técnicas del Programa de Inspecciones Periódicas al SZD-30 "Pirat", II Edición página 3-4, párrafo 3.5, se indica que la primera recorrida general debe ser llevada a cabo a las 500 hs.

1.6.2 Información sobre el mantenimiento

1.6.2.1 Según el SM Capítulo 3 (Programa de Inspecciones Periódicas), el fabricante establece como períodos de inspecciones (Ciclos menores): Cada 50 hs, 100 hs y 200 hs de vuelo o cada 6 meses lo que ocurra primero. No se especifica cuál es la correspondiente para realizar la Habilitación Anual.

1.6.2.2 Al momento del accidente la Libreta Historial registraba 207.8 hs DUR, 1454.5 hs de TG y 1.452 aterrizajes.

1.6.2.3 El Representante Técnico del TAR mencionado, elevó a la DNA una "Solicitud Traslado de Taller", para el 14 NOV 06, con la finalidad de realizar una inspección de Rehabilitación Anual al planeador LV-DHS, en el predio del "Aeroclub de la Provincia de Córdoba", con orden de trabajo N° 1335; aprobada el 10 NOV 06 por la DNA.

1.6.2.4 El último Formulario DNA 337, registró que el 22 NOV 06 se efectuó una inspección de 200 hs para su habilitación anual, quedando liberada al servicio "sin intervención de Inspector de DNA/DAG según autorización N° 61/06 DNA de fecha 20 NOV 06"; cuando el planeador registraba en sus Libretas Historiales 1444.4 hs de TG, y 197 hs DURG, quedando habilitado hasta NOV 07.

1.6.2.5 Para mantener la aeronavegabilidad continuada y la vigencia del Certificado de Aeronavegabilidad en los últimos 3 años, el mantenimiento fue realizado con la intervención de un mismo TAR.

1.6.2.6 Según lo registrado en la Libreta Historial del planeador se observó que no tuvo actividad de vuelo en los siguientes períodos:

- 1) Desde el 09 DIC 74 AL 13 MAR 76, (458 días).
- 2) Desde el 10 DIC 78 al 12 ENE 80, (398 días), registró 06:00 hs de actividad.
- 3) Desde el 30 OCT 95 y el 16 ENE 97, (444 días).
- 4) Desde el 14 OCT 05 al 09 DIC 06, (420 días).

1.6.2.7 No hay registros de acciones de mantenimiento asentadas en estos períodos de inactividad, sobre tareas de preservación y hangaraje del planeador de acuerdo con las indicaciones dadas por el fabricante en el Manual de Servicio.

1.6.2.8 Durante el proceso de investigación se pudo comprobar que el Boletín N° BR-007/73 "Pirat", de carácter obligatorio según la Autoridad de Aeronavegabilidad de Polonia para el planeador Modelo SZD 30 "Pirat", serie N° B-337, no estaba aplicado.

1.6.2.9 Resumidamente, en dicho boletín, el fabricante hace referencia al ajuste y reemplazo de los remaches por tornillos y de las arandelas por chapas en ambos lados de las costillas que forman las dos tomas externas entre el timón de profundidad y el estabilizador horizontal, para mejorar la resistencia de esas tomas.

1.6.2.10 No establece modificaciones de la costilla existente, sobre la cual están instaladas las reformas indicadas en el estabilizador.

1.6.2.11 En un correo electrónico remitido por personal de la fábrica del planeador a la Dirección de Certificaciones Aeronáuticas de fecha 08 FEB 07, se aclara que si la aplicación del Boletín N° BR-007/73 es realizada de una manera errónea o no se hace, puede ser una razón directa del desprendimiento del elevador (timón de profundidad).

1.6.2.12 Entre la documentación facilitada por el propietario no se encontraba la Libreta Historial N° 1, asimismo, de las inspecciones de rehabilitación anual que se realizaban, el propietario no poseía constancias descriptivas de las tareas ejecutadas, tampoco tenía traducido el Manual de Servicio, programa, secuencia y tareas.

1.6.2.13 En Libretas Historiales solo se registró 1 (una) inspección de 50 hs, además, no poseía registros inscriptos, referente a verificaciones de funcionamiento de la eyección de cabina, como tampoco de los chequeos pre-vuelo y post vuelo.

1.6.3 Peso y balanceo

1.6.3.1 Según lo estipulado en el Manual de Vuelo de la Aeronave y los datos extraídos de la ficha del último examen psicofísico del piloto, el cálculo del peso de la aeronave al momento del accidente era el siguiente:

Vacío sin lastre:	255 kg
Piloto, con paracaídas:	100 kg
Total al momento del accidente:	355 kg
Máximo de despegue (PMD):	370 kg
Diferencia:	15 kg en menos respecto al PMD.

1.6.3.2 El centro de gravedad (CG), se encontraba dentro de la envolvente de vuelo prevista en la Planilla de Masa y Balanceo.

1.7 Información Meteorológica

El informe emitido por el Servicio Meteorológico Nacional, con datos extraídos de los registros horarios de la estación meteorológica del observatorio Pilar, interpo-

lados a la hora y lugar del accidente, era: Viento: 050°/05 kt; Visibilidad: 10 km; Nubosidad: 3/8 CU 550 m; Temperatura: 28,2° C; Temperatura Punto de Rocío: 19,4° C; Presión a Nivel Medio del Mar: 1009,5 hPa y Humedad Relativa: 59%.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

De acuerdo con testigos, el piloto comunicó por radio, en frecuencia interna de coordinación, su retorno hacia el aeródromo pero no informó, posteriormente, sobre fallas o estar en emergencia.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en el AD Oliva, público y no controlado, que se encuentra ubicado a la vera de la ruta nacional N° 9 y a 2 km al sur de la ciudad del mismo nombre, Provincia de Córdoba.

1.10.2 Posee una pista de tierra con una orientación 01/19 de 749 x 30 m y su uso es solo para operaciones diurnas en condiciones VMC y reglas de vuelo visuales (VFR).

1.10.3 Las coordenadas del lugar son 32° 03' 00" S y 063° 33' 00" W, con 268 m (879 ft) de elevación con respecto al nivel medio del mar.

1.10.4 El impacto de la aeronave se produjo sobre una superficie dura, compactada y de cemento, dentro del predio del aeródromo, excepto el ala derecha que golpeó contra un terreno blando inmediatamente al costado de esta instalación.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 Durante el choque principal contra el terreno, el fuselaje colapsó estructuralmente; el impacto fue con un ángulo de proa hacia abajo de aproximadamente 60°, un rolido hacia la derecha de aproximadamente 15° y una guiñada hacia la derecha de la trayectoria de vuelo de aproximadamente 75°. Los restos se distribuyeron dentro de un área de 90 m² (15 m de ancho por 6 m de largo).

1.12.2 La aeronave impactó primero con el ala derecha y, a continuación la proa, desprendiéndose el ala izquierda y posteriormente el resto del cono de cola.

1.12.3 La sección próxima a la raíz del ala derecha, en el impacto, se enterró en el terreno 0,40 m, aproximadamente.

1.12.4 El sector del conjunto de cola que quedó unido al fuselaje (deriva con timón de dirección y el estabilizador horizontal), posterior al impacto, en su trayectoria de desprendimiento, golpeó en el terreno en el sentido de trayectoria del planeador, siendo la parte estructural más reconocible.

1.12.5 Se encontró el timón de profundidad desprendido en vuelo, incluyendo el compensador, a una distancia del lugar de impacto de 420 m. El mismo fue hallado fracturado en su parte media.

1.13 Información médica y patológica

1.13.1 Se solicitaron los resultados de la autopsia y de los análisis histológicos / toxicológicos, a la Fiscalía Federal de 1^{ra} instancia de la ciudad de Bell Ville, Provincia de Córdoba; que permitieron descartar afecciones o anomalías que puedan haber influido en la capacidad o performance del piloto.

1.13.2 No se conocen otros datos que pudieran haber contribuido con la ocurrencia del suceso desde este punto de vista.

1.14 Incendio

No se produjo.

1.15 Supervivencia

1.15.1 El piloto se mantuvo dentro del habitáculo de la cabina durante el vuelo, intentando de acuerdo con la declaración de testigos, realizar la secuencia de "Procedimientos de Operaciones en Emergencias", para el abandono obligado del planeador, hasta el momento del impacto, constatándose que tenía la cúpula rebatible de la cabina abierta pero no liberada de las bisagras; los cinturones y arneses de seguridad desprendidos y con el paracaídas accionado y parcialmente desplegado.

1.15.2 Siendo las 18:05 hs, un móvil policial que se encontraba en la ciudad de Oliva, recibió una llamada notificando el accidente, concurriendo al predio del Aeródromo; posteriormente arribó la ambulancia y personal del servicio de emergencias de la ciudad, a cargo de un médico, quien certificó el fallecimiento del piloto; también se hizo presente personal de defensa civil de Oliva, bomberos voluntarios, el médico policial de la unidad departamental de San Martín y Personal Judicial de la ciudad de Córdoba.

1.15.3 Por las características del accidente se pudo constatar que los servicios concurrentes que participaron en este caso, lo efectuaron en forma aceptable, considerando los tiempos transcurridos, las distancias recorridas, los equipos y personal, suficientes para atender la emergencia.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Los investigadores se hicieron presentes en el Aeródromo y constataron que los resultados que arrojaron las observaciones y comprobaciones de con-

tinuidad de los comandos de vuelo, por las roturas y deformaciones producidas por el impacto contra el terreno, no permitieron establecer fehacientemente las condiciones del mantenimiento en general.

1.16.2 Se retiraron los componentes necesarios de la aeronave accidentada, y fueron entregados al Laboratorio de Ensayos de Materiales de "Lockheed Martin Aircraft Argentina S.A.", a saber:

- 1) El estabilizador horizontal, con la toma central del elevador y parte del larguero delantero.
- 2) Barra de comando (ítem 10, Fig. 16, "Service Manual"), con herraje fracturado en su sector roscado.
- 3) Tomas externas del elevador con herrajes arrancados.
- 4) Timón de profundidad.

1.16.3 El informe técnico Producido por el Laboratorio de Ensayos de Materiales DI/GE 010/07, arribó a la siguiente conclusión (se adjunta copia como Apéndice 1):

"Conforme a la evaluación de los daños observados, los esfuerzos actuantes y los fenómenos físicos que intervinieron; la dinámica de fractura que termina con el desprendimiento del timón de profundidad se produce en dos etapas claramente definidas; la inicial dada por la acción de un fenómeno de debilitamiento sistemático de la sección resistente del perfil rectangular de madera ubicado en el herraje central de fijación del estabilizador, debido a la entalla que produjo el contacto con el borde superior de la chapa de fijación del herraje, que actuó como nucleador de tensiones y punto de apoyo para la aplicación de los esfuerzos normales de flexión; conjuntamente con la acción de cargas superiores al límite de resistencia de los materiales de la estructura se produce el corte y desprendimiento de la toma central, posteriormente se produce el arrancamiento por sobrecargas de ambas tomas laterales en forma simultánea, facilitando la voladura final del cuerpo del timón de profundidad.

No se verificó la existencia de corrosión interna ni desarrollo vegetativo, signos de fatiga, evidencia de impactos u otras deformaciones, grietas, fisuras previas, deficiencia de encolados, marcas mecánicas, etc. que los descriptos en el proceso dinámico de rotura, como tampoco se verificó ninguna otra causa estructural del material que justifique la magnitud, tipo y morfología de los daños verificados".

1.16.4 Durante el proceso de investigación se pudo comprobar, en la parte inferior del timón de profundidad, la existencia de una reparación en el entelado, de unos 0,30 m a cada lado del cajón resistente de fijación al soporte del comando central, (Manual de Servicios pág. 4-22 - Figura 11), sin seguir la formalidad técnica de confección indicada en el "Sailplane Overhaul Manual", págs. 2-31 a 2-34, con los orificios de drenaje de humedad correspondientes tapados; sin registros en las Libretas Historiales disponibles de la aeronave. No pudo comprobarse la causa que motivó dicha reparación.

1.16.5 En una de las visitas realizadas al TAR que llevaba a cabo el mantenimiento de la aeronave, se pudo observar otro planeador, de características similares al accidentado, al que se había practicado un cambio completo del entelado a toda la superficie del timón de profundidad, sin tener en cuenta tampoco, los orificios de drenaje del mismo.

1.16.6 Asimismo se solicitó una copia de las tres últimas “Guías de Inspección”, correspondientes a los trabajos de Inspección Anual y Certificación de Aeronavegabilidad; en las que se observó en el párrafo N° 11, “Inspeccionar los agujeros de drenaje por libre apertura“, avalados y firmados como realizados por un mecánico y un inspector.

1.16.7 De acuerdo con el Manual de Vuelo, “Maniobras acrobáticas”, el planeador estaba diseñado para realizar maniobras acrobáticas básicas con velocidades relativas para iniciación de las mismas, en particular el “rizo” (looping), entre 140 a 160 km/h.

1.16.8 El procedimiento de emergencia establecía en: “Defectos en timón de profundidad, de dirección o de alerones” que, para el caso de sistema de comando defectuoso del timón de profundidad, se debe controlar la aeronave con la aleta compensadora longitudinal considerando efectos inversos o cuando la transmisión del comando del elevador se ha roto. En el caso que ninguno de los procedimientos citados permitan al piloto aterrizar bajo control, se hace necesario abandonar el planeador y saltar con paracaídas.

1.16.9 La velocidad de no exceder (Vne) de la aeronave fue modificada por el fabricante de acuerdo con lo informado por correo electrónico a la DNA, reduciéndose de 250 a 220 km/h.

1.16.10 Ampliaciones de ensayos de material

1.16.10.1 En LMAASA (Informe Técnico N° DI/GE 044/08) (se adjunta copia como Apéndice 2):

Es una ampliación al IT N° DI/GE 010/07, cuyas conclusiones se transcriben: “En referencia a la solicitud de aclaración de las conclusiones del informe original donde se lee “la dinámica de fractura...”; se define primeramente, un parámetro necesario como es la condición preexistente, que está dada por el debilitamiento sistemático o discontinuidad estructural, debido al uso u operación normal (bajo las condiciones de entalla que produce la fijación del herraje por sí mismo), lo que debe ser concurrente para que la fractura se haya localizado en ese lugar geométrico de la estructura; aunque, la rotura nunca se hubiera producido, sin el efecto del otro factor desencadenante y causa principal en el desarrollo de la fractura, descrito como lo es, la aplicación de cargas sobre el conjunto, superiores al límite de resistencia del material de la estructura de madera.”

1.16.10.2 En el Laboratorio de Investigaciones de Metalurgia Física de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de La Plata (Informe N° 090403 del LIMF) (se adjunta copia como Apéndice 3):

Se remitió para análisis fractográfico una de las piezas roscadas componentes del sistema articulado del comando del timón de profundidad. Dicha pieza se encuentra roscada en el extremo trasero de la barra de comando (item 10, Fig 16, “Service Manual”) que se extiende desde el sector medio del fuselaje hasta la base del estabilizador vertical. En ese punto, el herraje roto articula con una barra vertical cuyo extremo superior comanda el movimiento del timón de profundidad.

Las conclusiones se transcriben: “La fractura inició por fatiga en corta extensión y luego colapsó por corte. La raíz del filete de la rosca, inmediato al de fractura, presenta una fisura de fatiga similar a la que dio origen a la fractura; lo cual confirma que el mecanismo de fractura inicial fue fatiga originada en las raíces de los filetes (un concentrador geométrico de tensiones) por la acción de sobrecargas cíclicas.” Esta rotura podría considerarse como la que inició la cadena de eventos que finalizó con el colapso del timón de profundidad.

1.16.10.3 En el Departamento Aeronáutica de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de La Plata (Informe N° 090623 Grupo de Ensayos Mecánicos Aplicados -GEMA-) (se adjunta copia como Apéndice 4):

El mismo herraje roscado que se enviara al LIMF, se remitió al GEMA a los fines de efectuar la simulación numérica para determinar las zonas de tensiones máximas bajo tres estados de carga: tracción pura, flexión pura y combinación de ambos estados. Mediante el uso de un programa de CAD se dibujó de manera detallada (radios de acuerdo, reducciones de sección, tipo y paso de la zona roscada, entre otras particularidades), el elemento a simular.

Posteriormente se procedió a exportar el dibujo de la pieza a un programa de simulación numérica por elementos finitos, con el cual se realizó el mallado y el análisis bajo las condiciones de carga establecidas. Se realizó un mallado más fino en la zona donde se produjo la falla del elemento con el fin de mejorar la simulación de las tensiones. Una vez obtenido los resultados de los análisis se procedió a determinar las zonas de máximas tensiones de Von Mises existentes sobre los nodos del modelo; estos nodos surgen de elementos elegidos previamente, con el objeto de realizar un análisis comparativo de los diferentes casos.

Además de lo mencionado, se determinó para la zona inferior de la pieza, el valor del factor de concentración de tensiones. Los valores obtenidos tienen una correlación con la falla producida en la pieza debido a que ante una componente vertical, las tensiones en los filetes inferiores aumentan y siempre la zona estará sometida a un estado de tracción (modo apertura). Se ha tabulado la relación entre los porcentajes de incremento de carga vertical –que provoca flexión– para una carga horizontal constante de tracción, que es el esfuerzo normal de servicio, en función de la tensión del nodo más solicitado. Por tratarse de un análisis en régimen elástico es de esperar la relación lineal entre la carga aplicada y el aumento de la tensión de la zona analizada.

Concluyendo, se pudo determinar que el área de concentración de tensiones era coherente con la zona de propagación del fenómeno de fatiga y posterior fractura que determinara el ensayo del LIMF.

1.16.11 Observaciones adicionales

1.16.11.1 Durante el análisis de la totalidad de los elementos pertenecientes al sistema de comandos de vuelo, de tipo barras rígidas “tira - empuje”, se detectó una fractura de toda la sección resistente del extremo opuesto del elemento remitido para ensayo en LMAASA y la UNLP.

1.16.11.2 La falla se analizó macroscópicamente en el Laboratorio de Materiales de CITEFA, arribándose a la conclusión que aquella se produjo por la acción exclusiva de solicitaciones por encima del límite de resistencia del material; colapsando de modo plástico o dúctil. Las cargas de ruptura se produjeron debido a la violencia e inercia del impacto de la aeronave con el terreno, descartándose la posibilidad que ese elemento haya fallado en vuelo.

1.16.11.3 Independientemente de la mecánica de fractura que haya afectado ambos extremos de la barra de transmisión cinemática, se evaluó la geometría de los extremos de anclaje del componente. Ambas partes poseen tuerca anclada, donde se encuentra fijado el extremo roscado, perteneciente a los herrajes que sirven de conexión con el resto de los componentes del sistema. Entre los herrajes y la tuerca anclada (extremo de la barra), va colocada una arandela anti rotación y una contratuerca.

1.16.11.4 Respecto a la técnica de maquinado del roscado del extremo de anclaje, se observa que los filetes constitutivos poseen una profundidad considerable, terminando en un ángulo agudo; sobre el mismo componente se detecta una cavidad, de geometría rectangular, profunda y con ángulos a 90°, que ocupa toda la sección longitudinal del roscado, esa cavidad sirve de alojamiento al dispositivo anti-rotatorio (arandela de frenado) del conjunto de fijación.

1.16.11.5 Teniendo en cuenta la descripción de la cavidad y su posible interacción geométrica sobre los filetes de rosca y la disminución de sección que produce, podría considerarse que en la zona de fijación de los herrajes a la barra, se genera un concentrador de tensiones que pudo haber influido en las mecánicas de fractura de ambos extremos.

1.16.11.6 Si bien el conjunto trabaja axialmente, solicitado principalmente a cargas de tracción, existen componentes de corte y flexión producidos por la normal deformación estructural en vuelo, efectos vibratorios (asociado a vuelo en turbulencia, u otros movimientos oscilatorios cíclicos, no comandados de la aeronave), y los movimientos propios del accionamiento.

1.16.11.7 Estas circunstancias, sumadas a la presencia del concentrador geométrico de tensiones, favoreció la propagación de una mecánica de avance progresivo en modo “alto ciclaje - baja carga nominal”, comprobándose este proceso a través de las imágenes de microscopía SEM, donde puede observarse un progreso de estrías uniforme, hasta la zona de colapso plástico final, coincidente con las características de aquel tipo de modo de fatiga y con el alto nivel de ciclos al que se vio sometido el conjunto, dada la longevidad de la aeronave.

1.17 Información orgánica y de dirección

1.17.1 La Comisión Directiva del Aeroclub estaba compuesta por:

- 1) Presidente, dos vicepresidentes, secretario, prosecretario, tesorero, pro tesorero, cuatro vocales titulares y cuatro vocales suplentes. Comisión revisora de cuentas: Tres titulares y un suplente.
- 2) El plantel de instructores estaba compuesto por: Un instructor de planeadores y un instructor de vuelo con motor.
- 3) El material de vuelo estaba compuesto por cinco planeadores (entre ellos el accidentado) y tres aviones monomotores.

1.17.2 La autorización del vuelo fue efectuada por el Presidente del Aeroclub.

1.18 Información Adicional

1.18.1 Se realizó una visita al TAR 1B-264, por parte del personal a cargo de la investigación, a los efectos de verificar el estado del material, funcionamiento de los componentes, documentación de mantenimiento y de aplicación en planeadores similares al accidentado, que se encontraban en reparación en dicho taller.

1.18.2 Se enviaron fotografías del timón de profundidad, estabilizador, barra de comando y otras referentes a la aeronave accidentada, a los efectos de que personal responsable de la fábrica del planeador "Pirat" en Polonia, tomara conocimiento y emitiera las opiniones y recomendaciones que consideraran oportunas.

1.18.3 Se realizaron consultas con Representantes Técnicos de Aerotalleres habilitados en este tipo de aeronaves, con la finalidad de conocer la trazabilidad en el mantenimiento y el seguimiento en el cumplimiento de la documentación técnica de aplicación en los planeadores "Pirat", a los efectos de comparar estados de conservación, antecedentes de novedades similares y otras consideraciones.

1.18.4 Durante el proceso de la investigación del presente accidente, la JIAAC emitió una recomendación sobre seguridad en carácter de adelanto, dirigida a la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad (23 MAR 07), en la cual se instaba enfáticamente a considerar la inclusión en una Directiva de Aeronavegabilidad nacional de cumplimiento inmediato a: las AD y Boletines de Servicio Mandatorios emitidos por el Estado de fabricación del planeador y otra documentación que considere pertinente, a los efectos que los TAR con alcance para inspeccionar aeronaves como la accidentada, las apliquen y asienten en los respectivos historiales.

1.18.5 Por su parte, la DNA emitió dos Advertencias relacionadas: la 069/DAG (23 ENE 07), con referencia a la posibilidad de falla de estructuras o partes construidas de madera y la 073/DAG (22 MAR 07), relacionada al cumplimiento de Boletines de Servicio Mandatorios.

1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

Se emplearon técnicas y análisis macrográficos y fractográficos mediante microscopía electrónica de barrido (SEM). Adicionalmente, técnicas de simulación numérica, mediante programa CAD, asociado al software Dassault Systemes Simulia (Abaqus/CAE y Abaqus/Standard) y un ensayo estructural de carácter mecánico destructivo de simulación de falla en servicio en LMAASA.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 Luego del remolque y cumplido el vuelo previsto, el planeador continuó próximo al AD hasta que procedió a incorporarse al circuito de tránsito de aeródromo para pista 01, con rumbo aproximado de 230°, adoptando un suave ángulo de descenso, desarrollando una velocidad estimada por testigos, en 140 km/h. Seguidamente, se produjo una marcada vibración aeroelástica (flapeo), lo que luego del análisis de los indicios se considera la causa más probable del desprendimiento del elevador.

2.1.2 Las actuaciones sin control efectuadas por el planeador posterior al desprendimiento del timón de profundidad, similares a las de un “rizo” (loop), solamente son viables con velocidades iniciales, entre 140 y 160 km/h; esto nos indica que el planeador en ese primer rizo que realizó, se encontraba aproximadamente dentro de este rango de velocidades o superior. Las otras dos maniobras posteriores, al ser descontroladas siguen la natural secuencia aerodinámica y de desequilibrio dinámico, dado que la falta de la superficie del timón de profundidad hace que la aeronave ya no sea estable sobre su eje longitudinal y tienda a aumentar su ángulo de ataque sin control, llevando la aeronave hasta la pérdida, produciendo en última instancia el rizo que finalizó con el impacto a tierra, en picada.

2.1.3 El intento del piloto de abandonar el planeador, permite inferir el reconocimiento de éste de la situación de emergencia, no pudiendo concretarlo posiblemente por efecto de los esfuerzos centrífugos, considerando además su ergonomía para un habitáculo de cabina reducida y la escasa altura disponible.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 El fabricante establecía las inspecciones por horas de vuelo y algunas calendarias, pero en este caso en particular, la actividad aérea del planeador había sido escasa, en relación a su fecha de fabricación (37 años antes).

2.2.2 Excepto las últimas tres inspecciones de rehabilitación anual, que fueron realizadas según los ítems correspondientes a una inspección de 200 hs establecidas en el SM, todas las demás, se registraron como inspecciones de 100 hs; supuestamente según lo determinado por las DNAR Parte 43, Subcapítulo C, Apéndice D, que instituye el “alcance y detalle de ítems a ser incluidos en las inspecciones anuales y de 100 hs”; por lo que se desprende que no existieron direc-

tivas precisas y claras que determinen o unifiquen con qué tipo de inspección debe realizarse la rehabilitación anual.

2.2.3 Entre los prolongados períodos de inactividad registrados en su historial, en la documentación técnica de la aeronave y los informes de la DNA no se encontraron los correspondientes a las acciones y los controles de “Temperatura y Humedad” a la que debe preservarse la aeronave en estos casos, de acuerdo a lo establecido en el Manual SZD-III A-56a, no lográndose comprobar el cumplimiento cualitativo de dicho preservado.

2.2.4 La ausencia de los drenajes de humedad en el sector reparado, pudieron posiblemente haber afectado al mismo, debido a que no se mantuvieron las condiciones originales establecidas por el fabricante. No obstante, de los estudios realizados no pudo comprobarse fehacientemente tal afectación.

2.2.5 Los orificios de los drenajes no se encuentran completamente detallados en las figuras descriptivas del “Service Manual” del fabricante, sobre ubicación, cantidad y tamaño de los mismos, dando lugar a una identificación incompleta, por parte del personal de operadores como de mantenimiento, de referenciar cuantitativa y cualitativamente el diseño original de dichos orificios.

2.2.6 De acuerdo con los ensayos en laboratorio, conforme a la evaluación de los daños observados, los esfuerzos actuantes y los fenómenos físicos que intervinieron; podría establecerse como escenario más probable, que la dinámica de fractura que terminó con el desprendimiento del timón de profundidad, se habría producido en tres etapas definidas como:

- Inicial: relacionada con la fractura originada por fatiga de material en una pieza roscada componente del sistema articulado del comando del timón de profundidad, que al romperse dejó sin conexión a la cadena cinemática de dicha superficie, y permitió su libre rotación alrededor de su eje de charnela y vibraciones anormales;

- Aparición de vibraciones aeroelásticas: que en combinación con un fenómeno de debilitamiento sistemático en la sección resistente del perfil rectangular de madera, ubicado en el herraje central de fijación al estabilizador, debido a la entalla que produjo el contacto con el borde superior de la chapa de fijación del herraje, que actuó como nucleador de tensiones y punto de apoyo para la aplicación de los esfuerzos normales de flexión, sufrió el efecto de las cargas alternativas y autoexcitadas de la mencionada vibración;

- Acción de cargas superiores al límite de resistencia de los materiales de la estructura: se produjo la fractura y desprendimiento de la toma central y seguidamente, el arrancamiento por sobrecarga de ambas tomas laterales en forma simultánea y simétrica, resultando en la voladura final del cuerpo del timón de profundidad.

2.2.7 El “flapeo” escuchado por testigos, se debió probablemente a la manifestación de las nombradas vibraciones aeroelásticas en el timón de profundidad, cuyas causas concurrentes habitualmente se deben a factores como la alta velo-

cidad, huelgo en charnelas, desbalanceo de las superficies móviles, juego o discontinuidad en la cadena cinemática de comandos (considerada como el evento iniciador en este caso) etc.

2.2.8 De la evaluación de los daños observados, que finalizó con el desprendimiento del timón de profundidad, como los esfuerzos y fenómenos físicos que actuaron en el desarrollo de la dinámica de la fractura, se infiere que la no aplicación del Boletín N° BR-007-73, tuvo posible influencia únicamente en el proceso final de rotura.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto poseía las licencias y habilitaciones correspondientes para el tipo de vuelo que estaba realizando.

3.1.2 La aeronave tenía los Certificados de Aeronavegabilidad, Matriculación y Propiedad en vigencia.

3.1.3 En la incorporación al circuito previo a la ocurrencia del desprendimiento del timón de profundidad, testigos escucharon ruido característico producido de "flapeo" proveniente del planeador, producido por oscilación violenta de la superficie móvil del timón de profundidad durante el proceso de rotura iniciado por la fractura por fatiga de un herraje roscado de la cadena de accionamiento.

3.1.4 La secuencia en el proceso de desprendimiento se habría iniciado en la rotura del herraje, lo que generó vibraciones aeroelásticas que, en combinación con el fenómeno de debilitamiento sistemático en la toma central del timón de profundidad que sujeta a cargas superiores al límite de resistencia de los materiales de la estructura, produjeron la fractura y desprendimiento de la toma central y seguidamente, el arrancamiento por sobrecarga de ambas tomas laterales en forma simultánea y simétrica, resultando en la voladura final de la superficie móvil del timón de profundidad.

3.1.5 La velocidad de la aeronave, al momento del desprendimiento de la superficie móvil del timón de profundidad, era suficiente para que sin la acción equilibrante de dicho control de profundidad iniciara un ascenso pronunciado hasta que la velocidad disminuyó en la parte superior para completar un rizo imperfecto e iniciando seguidamente un descenso en picada. Alcanzada la velocidad apropiada, la aeronave comenzó nuevamente un ascenso descontrolado con aproximadamente la misma secuencia y cuya última picada terminó impactando contra el terreno.

3.1.6 En esta circunstancia el piloto no pudo efectuar ninguna acción correctiva y por lo que se aprecia, intentó abandonar el planeador habiendo identificado la situación de emergencia en que se encontraba.

3.1.7 No se pudo establecer si el piloto intentó accionar el sistema de desprendimiento en emergencia de la cúpula rebatible de la cabina o si éste no funcionó.

3.1.8 La reparación encontrada en el timón de profundidad fue incompleta, no fue registrada en el historial del planeador, se desconoce la causa de la misma, si hubo intervención de un TAR, y no obran antecedentes de intervención de la DNA.

3.1.9 El peso y centrado de la aeronave se encontraban dentro de los límites que establece la Planilla de Masa y Balanceo.

3.1.10 La condiciones meteorológicas no influyeron en la ocurrencia del accidente.

3.2 Causa probable

Durante un vuelo de adiestramiento, en la fase de aproximación al circuito de tránsito de aeródromo, pérdida del control de la aeronave y posterior impacto contra el terreno; debido al desprendimiento de la superficie móvil del timón de profundidad, por acción de cargas superiores al límite de resistencia de los materiales de la estructura, inducidas por vibraciones aeroelásticas, consecuencia de la libertad de movimiento permitida por la rotura de un herraje de la cadena cinemática del comando, por fatiga de material.

Factor contribuyente:

Debilitamiento sistemático de la sección resistente del perfil rectangular de madera ubicado en el herraje central de fijación del estabilizador; debido a la entalla que produjo el contacto con el borde superior de la chapa de fijación del herraje, que actuó como nucleador de tensiones y punto de apoyo para la aplicación de los esfuerzos normales de flexión.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al Propietario de la aeronave

4.1.1 Considerando la operación de la aeronave por múltiples usuarios, evaluar la conveniencia de organizar un registro para asentar las novedades resultantes de las inspecciones (pre y post vuelo) y otros datos de interés que permitan optimizar las acciones de mantenimiento.

4.1.2 Considerar la conveniencia de realizar y registrar sistemáticamente en la documentación de la aeronave, los ciclos de inspecciones intermedias (v.g. 50 hs), la aplicación de boletines de servicio y otras instrucciones de mantenimiento y preservación establecidas por el fabricante, además de las inspecciones de rehabilitación anual para la vigencia del Certificado de Aeronavegabilidad.

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

Considerar la necesidad de evaluar el desempeño del TAR actuante en el mantenimiento del planeador accidentado LV-DHS.

4.3 A la Autoridad de Investigación de Accidentes de Polonia (“State Commission for Investigation of Air Accidents”)

4.3.1 Considerar la posibilidad de recomendar a la autoridad de aeronavegabilidad del estado requiera al fabricante del planeador accidentado, establecer, en los períodos calendarios o por acumulación de horas de vuelo que se consideren adecuados, inspecciones mediante ensayos no destructivos, de los herrajes que componen la cadena cinemática de los comandos principales de vuelo, a los efectos de detectar oportunamente, daños incipientes en estas partes de crítica importancia de acuerdo con lo establecido en el Anexo 8 de OACI para asegurar la aeronavegabilidad continuada de las aeronaves de su diseño y fabricación, contribuyendo con la seguridad operacional.

4.3.2 Asimismo, considerar la necesidad de mejorar el diseño y el método de fabricación de los herrajes roscados que se emplean en los comandos de vuelo, especialmente los procesos de maquinado de roscas y acanaladuras para fijar el sistema de anti-rotación, a los fines de disminuir considerablemente las condiciones para la aparición de puntos concentradores de tensiones, que permiten el inicio y propagación de fisuras y mecanismos de fatiga en los materiales metálicos.

4.3.3 Del mismo modo, considerar la necesidad de incluir en sus manuales o catálogos ilustrados de partes, la identificación y ubicación de los orificios de drenaje previstos en el diseño, a los fines de que el personal de mantenimiento e inspección pueda verificar fehacientemente la presencia de dichos orificios, en especial cuando haya sido reparado o pintado algún sector del entelado.

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

APÉNDICES

Apéndice 1: Informe Técnico producido por el Laboratorio de Ensayos de Materiales de LMAASA, DI/GE 010/07

Apéndice 2: Informe Técnico producido por el Laboratorio de Ensayos de Materiales de LMAASA, DI/GE 044/08

Apéndice 3: Informe N° 090403 del LIMF (Análisis fractográfico del herraje roscado del comando del timón de profundidad)

Apéndice 4: Informe N° 090623 del GEMA (Simulación numérica de tensiones sobre el herraje roscado del comando del timón de profundidad)

BUENOS AIRES, de de 2009.

Com. Ricardo VALENCIA
Investigador a Cargo

Sr. Silvio A. MORENO
Investigador Técnico

Director de Investigaciones