

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 Nahuel Huapi, San Carlos de Bariloche, Provincia de Río Negro.

Fecha: 17 de noviembre de 2002

Hora: 16:59 HOA

Aeronave: Avión

Marca: PIPER

Modelo: PA 23-250

Matrícula: LV-HJE

Fase del Vuelo: Vuelo a baja altura

Piloto: Licencias de Piloto Comercial de Primera Clase de Avión, Instructor de Vuelo Avión y Aeroaplicador

Propietario: Privado

Nota: Las horas están expresadas en Hora Oficial Argentina (HOA) que corresponde al huso horario -3

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

El 17 de noviembre, por la mañana, el piloto de la aeronave LV - HJE se dirigió al Aeroclub Bariloche ubicado en el Aeródromo Nahuel Huapi, en proximidades de la ciudad de San Carlos de Bariloche, Provincia de Río Negro, para asistir a los actos del Sexagésimo Aniversario de la creación del Aeroclub, donde participó de un almuerzo en las instalaciones del hangar con la concurrencia de socios y familiares. Por la tarde, el piloto decidió realizar un vuelo local sobre el aeródromo e invitó a varios conocidos. Despegó de la pista 30, realizó un viraje por la derecha, pasó por

delante del cerro León y enfrentó el hangar del Aeroclub, con intenciones de hacer una pasada baja sobre las personas que se encontraban participando de los festejos. Fue descendiendo con rumbo aproximado de 210°, hasta que alcanzó una altura de 8 a 10 metros sobre el terreno. Unos 20 metros antes del cartel indicador de la calle de rodaje N° 1, realizó un ascenso con 10° de cabreo y una leve inclinación hacia la derecha. Cuando la aeronave pasó sobre el cartel se desprendió el plano derecho desde la raíz, con un movimiento hacia arriba. El avión, sin el ala derecha, realizó una rotación hacia la derecha, pasó en forma invertida sobre la arboleda que se encuentra al costado del hangar e impactó sobre el terreno con el ala izquierda, la que se partió en el mismo lugar que la derecha. El fuselaje impactó de nariz, quedando toda la cabina destruida y el empenaje con rumbo contrario al que llevaba e invertido.

El ala derecha, que se desprendió a la altura de la unión con el fuselaje, cayó a una distancia de 90 metros de la posición en que quedaron los restos del fuselaje.

Los cuerpos y las partes de la aeronave se dispersaron en un radio de 90 metros, desde el lugar en que quedó la cabina.

El vuelo fue filmado por un aficionado y por un camarógrafo de una productora local. En esta última filmación se observa que después del desprendimiento del ala derecha, cayó un objeto de menor tamaño en forma separada.

El accidente ocurrió de día.

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	1	6	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	--	--	--

1.3 Daños sufridos por la aeronave

La célula, los dos motores y las hélices se destruyeron.

1.4 Otros daños:

Se rompió un paño de un alambrado que separa el predio del Aeródromo Nahuel Huapi del ocupado por una reductora de gas.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 35 años de edad, era titular de las Licencias de Piloto Comercial de Primera Clase de Avión, Instructor de Vuelo Avión y Aeroaplicador, con habilitaciones para vuelo nocturno, por instrumentos y aeroaplicación diurna con aviones monomotores y multimotores terrestres hasta 5700 kgs. La Aptitud Psicofisiológica estaba en vigencia hasta el 06 de junio de 2003.

Su experiencia de vuelo en horas era:

Total de horas de vuelo:	2499.5
Últimos 90 días:	27.9
Últimos 30 días:	8.6

El día del accidente: 0.2
En el tipo de avión accidentado: 148.3

1.6 Información sobre la aeronave:

1.6.1 La aeronave marca Piper, modelo PA 23 250, N°/S 27-479, matrícula LV-HJE, es un monoplano de ala baja con tren de aterrizaje triciclo retráctil con ruedas. La estructura del fuselaje del Azteca es totalmente metálica y está compuesta por cuatro unidades básicas. El conjunto de cola de hojas metálicas, la sección de cabina, la sección de nariz y la estructura tubular, que se extiende desde la cola hasta la rueda de nariz. La estructura tubular de acero contrarresta las grandes cargas impuestas en el centro de esta sección y de la aeronave. La terminación de la estructura tubular, se encuentra recubierta por una base de cromato de zinc y esmalte sintético. La estructura alar consiste en un larguero principal, larguerillos laterales, costillas longitudinales, revestimiento de hojas metálicas y una puntera de fácil remoción. La planta rectangular del ala permite el uso de partes desmontables que simplifican la construcción. Las alas son fijadas al fuselaje a través de la estructura tubular de acero, con tomas a los lados y en el centro de la estructura. En la zona de unión del ala con el fuselaje a la platabanda inferior, se observan orificios para la colocación de los bulones de encastre, justamente en la zona de mayores tensiones por tracción – debido a la flexión del ala – reduciéndose ostensiblemente el área neta resistente. Fue fabricado el 15 de noviembre de 1961 y utilizaba combustible tipo 100 LL.

El Certificado de Aeronavegabilidad era clasificación Standard categoría normal emitido el 21 de junio de 2001, con fecha de vencimiento el 31 de diciembre de 2002.

El Formulario 337 fue emitido el 13 de diciembre de 2001, con fecha de vencimiento el 31 de diciembre de 2002 y caducó por el accidente.

1.6.1.1 Célula

Se le realizaban inspecciones periódicas y tenía un TG de 3721.1 horas. La última inspección mayor se realizó a las 3424.3 horas del TG, el 18 de enero de 1988 en los Aerotalleres Neuquen.

La última inspección de 100 horas para rehabilitación anual se realizó a las 3702.0 horas del TG, el 13 de diciembre de 2001 en los Aero Talleres Nahuel, 19.1 hs. antes del accidente.

1.6.1.2 Motores

El motor N° 1 es marca Lycoming, modelo O-540-A1D5 serie N° L-4141-40 que entregaba una potencia de 250 HP.

Se realizaban inspecciones periódicas y tenía un TG de 4257.1 y DUR 827.9 horas. La última Inspección Mayor se realizó a las 3432.35 horas del TG el 17 de septiembre de 1987, en los Aerotalleres Neuquén. (Ver Nota)

La última inspección se realizó a las 4238.0 horas del TG, el 13 de diciembre de 2001, en Aero Pros (Gral. Rodríguez).

El motor N° 2 es marca Lycoming modelo O-540-A1D5 serie N° L-4141-40 que entregaba una potencia de 250 HP.

Se realizaban inspecciones periódicas y tenía un TG de 4248.9 y DUR: 827.3 horas. La última Inspección Mayor se realizó a las 3432.35 horas del TG, el 17 de septiembre de 1987, en los Aerotalleres Neuquen. (Ver Nota)
 La última inspección a las 4229.9 horas del TG, el 13 de diciembre de 2001, en Aero Pros (Gral. Rodríguez).

Nota: De la comparación de las cifras de TG y DUR al ocurrir el accidente, con el TG, al efectuarse la última recorrida de motor, surge una incongruencia de valores. Esto se debe a una repetición de errores a lo largo de las anotaciones en los historiales, en algunos casos corregidos y en otros no.

Probablemente esta repetición de errores y una comprobada diferencia entre las anotaciones del odómetro en el taquímetro y los valores de los historiales, llevaron a un Inspector de Aeronaves de la DNA, el 13 de diciembre de 2001, a agregar en las anotaciones de actividad total general, TG, y actividad desde la última recorrida general, DUR, la cantidad de 526 hs para el motor derecho y para el izquierdo 523.2 hs.

1.6.1.3 Hélices

La hélice N° 1 era marca Hartzell modelo HC-A2XK-2 serie N° H – 1.118 de 2 palas. Se realizaban inspecciones periódicas. Tenía 128.9 horas DUR y no había registros del TG.

La hélice N° 2 era marca Hartzell modelo HC-A2XK-2 serie N° H – 1.186 de 2 palas. Se realizaban inspecciones periódicas. Tenía 128.9 horas DUR y no había registros del TG.

1.6.2 Peso y centrado:

Elemento	Kilogramos	Libras	Brazo (in)	Momento
Peso vacío	1405	3098	90,27559	279.673,77
Piloto	80	176,4	89	15.699,6
Pax	90	198,4	89	17.657,6
Pax	75	165,3	126,5	20.910,4
Pax	15	33,07	126,5	4.183,3
Pax	110	242,5	126,5	30.676,2
Pax	100	220,5	150	33.075
Pax	90	198,4	150	29.760
Combustible (140 Lt)	100,8	222,2	113	25.108,6
Aceite	20,21	44,5	55	2447,5
TOTALES		4599,27		459.191,97

Posición CG = $459.191,97 \div 4599,27 = 99,84$ pulgadas
 Posición máxima trasera = 100,5 in para PMD 4800 lb

Para el peso de 4599,27 libras el CG estaba dentro de la envolvente de las posiciones permitidas. El peso máximo de despegue es de 4800 libras. El peso de despegue 4599,27 estaba 200,73 libras por debajo del máximo autorizado.

1.6.2.1 Peso máximo cero combustible

Esta limitación se obtiene mediante la suma del peso vacío de la aeronave y el peso de la carga en el fuselaje, siendo su valor límite invariable para cualquier carga de combustible en las alas.

Se denomina cero combustible por la forma para determinar su valor. Alcanzando el valor de máxima carga en el fuselaje que con el peso vacío conforman el peso limitado por el valor de máximo peso cero combustible, se puede completar la carga de combustible en las alas hasta alcanzar el peso máximo de despegue, sin detrimento de la resistencia de la estructura alar.

Para esta aeronave según el Manual de Vuelo y Hoja de datos de la certificación, es de 4.000 libras.

En este caso: peso vacío más carga en el fuselaje: 4332,57 libras. Se había sobrepasado en 332,57 libras el denominado peso máximo cero combustible.

1.6.3 Historiales

El propietario no dispone de los historiales originales de la aeronave. Tanto para el planeador como para los motores existen historiales designados como N° 1, pero con la aclaración que son duplicados. El del planeador comienza con una anotación del 13 de junio de 1980, luego sigue con un registro el 22 de diciembre de 1980 y continúa en enero de 1999 todo el resto de las anotaciones de actividad, hasta el día anterior al accidente.

Los registros presentan las siguientes particularidades:

La mayoría de las anotaciones con valores muy pequeños de duración 10 a 40 minutos.

La mayoría de las anotaciones sin asentar la cantidad de aterrizajes.

Registros de vuelos locales con asentamientos cero (0) aterrizajes y otros en blanco sin cantidad de aterrizajes.

Registros con la palabra rodaje y el tiempo de duración en el historial de planeador.

En los historiales del planeador y de los motores, sólo se han registrado las inspecciones anuales de rehabilitación. No fue asentado trabajo alguno, ni inspección adicional a las de rehabilitación anual, en los 21 años de actividad registrados.

Con fecha 03 de agosto de 1984, el taller Aero Talleres Neuquén, asentó en el historial de avión, que se había adjuntado al Manual de Vuelo, la AD 83-22-01, que impone la limitación de Peso Máximo Cero Combustible

Las anotaciones de actividad presentan errores y en general no son confiables. Esto ya fue detectado por un Inspector de Aeronaves de la DNA con fecha 13 de diciembre de 2001.

1.7 Información meteorológica:

1.7.1 Correspondiente al 17 de noviembre de 2002, fecha del accidente.

Datos registrados por la estación meteorológica Bariloche Aero al instante de ocurrido el accidente. Visto también los registros horarios de la misma estación y los mapas sinópticos de superficie de 21:00 UTC.

El viento era de los 290°/37 nudos, con ráfagas máximas de 40 nudos, la visibilidad 15 km, sin fenómenos significativos, la nubosidad era de 2/8 SC a 2500 pies. y 2/8 CU a 3000 pies, la temperatura 10 °C, la temperatura de punto de rocío 2 °C, la presión era de 1009.0 hPa y la humedad relativa del 58 %.

1.7.2 Correspondiente al 06 de noviembre de 2002, fecha del vuelo anterior al del accidente.

El 12 de marzo de 2003 el Servicio Meteorológico Nacional, a requerimiento de la JIAAC, hizo una ampliación del primer informe agregando los datos de turbulencia correspondientes al 06 de noviembre de 2002, fecha del vuelo en que cruzó la cordillera antes del accidente y que se detallan a continuación:

Para este día, se observó la presencia de una banda nubosa correspondiente a un primer pulso de aire frío que ingresó desde el oeste, la cual provocó turbulencia en el NE de la Patagonia y parte de La Pampa. Asimismo, del análisis de la imagen satelital de Vapor de Agua se determinó la presencia de una corriente de chorro para la zona analizada, la cual estaría asociada a la presencia de una zona de turbulencia. Esto se vio reforzado por el análisis de la carta de viento en altura en la que pudo determinarse la presencia de turbulencia moderada. Es de destacar que en las cartas pronosticadas con validez para ese día y hora, ya se indicaba la presencia de turbulencia en la zona antes descripta.

1.8 Ayudas a la navegación:

No aplicable.

1.9 Comunicaciones:

Las comunicaciones entre la aeronave y Bariloche Torre fueron las de rutina. El piloto se comunicó con el Operador del Control de Aeródromo después del despegue, de la pista 30 del aeroclub, para solicitar autorización a fin de realizar un vuelo local.

1.10 Información sobre el aeródromo:

El aeródromo Nahuel Huapi está ubicado a 11 Km al ENE de la ciudad de San Carlos de Bariloche, las coordenadas geográficas son 41° 06' S y 071° 11' W, la elevación sobre el nivel del mar es de 780 metros, la pista tiene orientación 12/30, con una longitud y ancho de 1000 X 80 metros respectivamente y la superficie es de tierra.

1.11 Registradores de vuelo:

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto:

El piloto, inmediatamente antes del accidente inició un pasaje con rumbo 210° y aproximadamente entre 8 y 10 metros de altura, sobre las instalaciones del aeroclub. Cuando la aeronave llegó sobre la calle de rodaje, inició un ascenso suave y en ese momento comenzó a desprenderse el ala derecha que cayó al terreno, unos 90 metros antes del lugar donde impactó el fuselaje de la aeronave. Impactó con la puntera del ala izquierda a unos 220 metros de la línea de árboles ubicados al costado izquierdo del hangar del aeroclub.

Posteriormente, 10 metros más adelante, con rumbo 230° impactó la cabina, la que rebotó y fue lanzada 21 metros más adelante y quedó invertida y con rumbo 330°.

Tomando como centro el lugar donde quedó la misma, las partes más importantes y significativas de la aeronave se dispersaron en la dirección y distancia que se indica a continuación:

- El ala derecha invertida y con el tren de aterrizaje hacia los 050° y a 90 metros.
- El flaps del ala derecha hacia los 065°, a 95 metros y a 5 metros al costado del ala.
- El motor izquierdo, con parte del ala que se une al fuselaje, hacia los 005° y a 10,50 metros.
- La semi ala externa izquierda hacia los 105° y a 10,50 metros.
- El tren de aterrizaje izquierdo hacia los 240° y a 4,50 metros.
- La horquilla del tren de aterrizaje de nariz y la rueda hacia los 240° y a 4,50 metros.
- Los cuerpos del piloto y dos de los pasajeros, con los asientos, entre los 240° / 270° y a 5 metros.
- Una parte del lateral derecho del fuselaje con la puerta de la bodega, hacia los 140° y a 18 metros.
- Los cuerpos de dos pasajeros también con los asientos y los cinturones de seguridad colocados, hacia los 235° y a 23 metros.
- Los cuerpos de otros dos pasajeros sujetos a los asientos con los cinturones de seguridad, hacia los 230° y a 45 metros.
- Restos de la cabina con el instrumental, hacia los 075° y a 4 metros.
- Parte del instrumental de vuelo y motor hacia los 030° y a 15 metros.

Después de un rastillaje por las inmediaciones del aeródromo, se encontró adelante y al costado derecho del hangar, a 150 metros, un trozo de chapa del avión y el tapizado de la puerta de equipajes, separados entre sí por unos 50 metros. Estos son los objetos que se observaron en la filmación del camarógrafo profesional.

Los restos se ubican en un área de forma elíptica, aproximadamente, de 60 de ancho por 200 metros de largo con rumbo general hacia 230°.

Un gráfico con la dispersión en detalle puede verse en Apéndice Alfa a este informe.

1.13 Información médica y patológica

De las investigaciones realizadas surge que no se conocen antecedentes médico/patológicos del piloto que pudieran haber influido en el accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

El tripulante y los pasajeros tenían colocados los correajes de sujeción y los cinturones de seguridad actuaron correctamente, pero por el fuerte impacto en el terreno fueron despedidos conjuntamente con los asientos.

Los bomberos del barrio de Dina Huapi, acudieron al lugar del accidente inmediatamente y cercaron el lugar donde se encontraban los restos de la aeronave.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Observaciones en el lugar del accidente.

En el lugar del accidente se inspeccionó el estado y distribución sobre el terreno de los restos de la aeronave. Se observó la rotura de los herrajes de las tomas delanteras y traseras de ambas alas, con la estructura tubular del fuselaje y la rotura de las platabandas superior e inferior de los largueros principales derecho e izquierdo. La parte delantera del fuselaje, la cabina de pilotaje y cabina de pasajeros quedaron totalmente destruidas, por el impacto directo con el suelo.

Para poder determinar el motivo por el cual se produjo el desprendimiento del ala, se envió al Laboratorio de Ensayos de Materiales de la Fábrica Lockheed Martin Aircraft Argentina SA de Córdoba (LMAASA), el material siguiente:

- Parte del ala derecha desde la raíz con el alojamiento de la rueda del tren de aterrizaje y tomas de bancada de motor
- Estructura de caños de acero tubulares central y posterior – largueros principales, con la unión de ambos y los extremos donde están las fracturas – las tomas delanteras y traseras de ambas alas
- La puerta de la bodega y partes del marco
- El tren y rueda principal derecho, completo.

Se observó en el avión la existencia de un sexto asiento para pasajeros. El manual del avión prevé una configuración de cinco (5) asientos, como máximo, en la sección de peso y balanceo, mientras que la hoja de datos de certificación (data sheet) contempla cinco (5) asientos y la posibilidad de instalar un sexto (6º) asiento, siempre que se cumplimente el ítem N° 603 (b) colocando una salida de emergencia en la última ventanilla del lado izquierdo y carteles que indiquen el lugar y la forma de operarla.

Si se cumplimenta este ítem, no se requiere ningún refuerzo adicional. También se debe tener en cuenta el peso máximo cero combustible de 4000 lbs y que en el sector del sexto asiento se comparte con la bodega de equipajes, un peso máximo de 200 libras.

1.16.2 Informe preliminar de los Asesores del país de diseño y fabricación.

El representante acreditado del país de diseño y fabricación, USA, envió dos asesores técnicos pertenecientes a la fábrica New Piper, para colaborar en la investigación y participar, en los laboratorios de LMAASA, de los ensayos sobre el material accidentado.

Este personal, previo a su regreso a USA, presentó a la JIAAC un informe preliminar, quedando en enviar uno definitivo, a través del organismo investigador de USA, la NTSB.

En una primera parte del informe comentan los videos filmados del suceso, opinando que la turbulencia en la última parte del vuelo había sido considerable, apreciación que difiere de la JIAAC.

Luego el informe presenta una descripción de las roturas del larguero principal, especialmente en las platabandas superior e inferior a ambos lados del fuselaje, alas derecha e izquierda, así como de las roturas en la zona de las tomas delantera y trasera de cada ala.

Al describir las roturas en los puntos de unión del larguero delantero del ala derecha al fuselaje, se pone de manifiesto la existencia de una considerable corrosión interna en los tubos de la estructura del fuselaje.

Las conclusiones del informe dicen:

- Las platabandas superior e inferior del larguero principal lado derecho, fallaron en vuelo debido a sobrecargas positivas. El larguero trasero derecho se cortó en la toma de unión al fuselaje.
- El larguero delantero derecho se cortó afuera de su unión con el fuselaje. Casi idénticas fracturas y fallas de corte fueron notadas en el ala izquierda.
- La falla de las platabandas del larguero principal del ala izquierda aparecen como si hubiera ocurrido en vuelo, sin embargo el ala izquierda permaneció unida por medio de su estructura secundaria.

El informe definitivo de la fábrica Piper, repite exactamente el texto del informe preliminar.

1.16.3 Informe de LMAASA

El informe lleva el número DI/GE 015/03. Primero presenta la identificación de las piezas separándolas en siete lotes para su observación.

Lote N° 1: Toma delantera ala derecha

Lote N° 2: Toma trasera ala derecha

Lote N° 3: Toma delantera ala izquierda

Lote N° 4: Toma trasera ala izquierda

Lote N° 5: Fractura del larguero ala derecha platabandas superior e inferior

Lote N° 6: Fractura del larguero ala izquierda platabandas superior e inferior

Lote N° 7: Nudo soldado de la placa de toma delantera ala derecha

Luego enuncia los ensayos realizados: químico, físico, examen macrográfico y análisis fractográfico.

El análisis químico determinó la composición del material y el físico su dureza obteniéndose la categorización del material del larguero y de la toma.

El análisis macrográfico describe las fracturas observadas en cada uno de los lotes. Se transcribe la descripción correspondiente al lote N° 7: nudo soldado de la placa de toma delantera ala derecha: "Se observó una fractura de todo el nudo en la parte superior de la placa de toma a la cual convergen tres tubos, dos de ellos se

encuentran totalmente aplastados y deformados, en cambio la sección tubular central no experimentó esos daños, en ésta se observó una fractura en la parte periférica copiando la geometría del cordón de soldadura ubicada en la zona de alta temperatura. Recorriendo la superficie de fractura se puede observar una alta oxidación generalizada, tanto en la pared interior como exterior del tubo como sobre el propio cordón de soldadura, también se verificó falta de fusión y penetración en el material de aporte, se pudo observar algunos planos rectos de fractura posiblemente correspondientes a algún agrietamiento previo e incipiente por fatiga. La fractura de esta sección tubular se produce por la acción de cargas superiores al límite de resistencia del material, la característica de la fractura observada se vio favorecida por un debilitamiento local de la estructura tubular derivado del proceso de unión por soldadura, con posible desarrollo de grietas.”

A continuación se transcribe el análisis fractográfico del informe y la conclusión del informe de LMAASA:

“Analizando los distintos componentes estructurales se puede apreciar que: Las deformaciones de las tomas delanteras y trasera del ala derecha indican que ésta rotó hacia atrás, produciendo un gran estiramiento y doblado en las tomas, llegando a romper la geometría de la estructura tubular incrustándose hacia dentro del fuselaje dejando la deformación en “V”, en cuanto a los bulones de fijación de las tomas, quedaron fijos”.

Las platabandas superior e inferior del lado derecho revelan deformaciones plásticas bien marcadas hacia arriba, lo que demuestra que el ala derecha se desplazó hacia atrás y hacia arriba flexionando, rompiendo el larguero en la zona de mayor concentración de tensiones.

Las tomas delanteras y traseras del ala izquierda revelan deformaciones plásticas por rotación lateral hacia delante, por lo que no se produce la deformación de la estructura tubular hacia adentro como ocurrió en el lado derecho, esto es, mientras el ala derecha rotó hacia atrás el ala izquierda rotó hacia delante, las roturas y deformaciones de las tomas son muy similares según los pares, delantera derecha con la trasera izquierda y trasera derecha con delantera izquierda.

Las platabandas superior e inferior del lado izquierdo muestran deformaciones hacia arriba de una gran simetría con respecto a las observadas en el lado derecho, así también se verifica que las roturas de las platabandas inferiores derecha e izquierda se producen exactamente en ambos casos a los 575 mm de su eje de simetría, lo que demuestra que ambas fracturas se producen en una zona crítica del larguero, bajo condiciones similares de esfuerzos por flexión, ya que las superficies de fractura tienen una geometría muy similar.

No se verifican otras marcas mecánicas, impactos, grietas previas, evidencias de corrosión, signos de fatiga, ni ningún otro elemento que pudiera haber causado las deformaciones y fracturas descritas.

El análisis de la geometría de las deformaciones, sus sentidos, las características de las superficies de fractura, sus similitudes y el lugar donde se producen, indicarían que las deformaciones y rotura de las alas derecha e izquierda ocurren en vuelo, y son debidas a la acción de cargas superiores al límite de resistencia de los materiales de todo el conjunto estructural.

No se verificaron otros indicadores físicos más que los descriptos, que pudieran tomar parte en el desarrollo de las fracturas, tales como las deformaciones plásticas, marcas mecánicas, evidencias de corrosión, signos de fatiga ni fallas atribuibles al material.”

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era de propiedad privada y de acuerdo a lo informado por su propietario, era utilizada con fines privados.
Esto no ha podido ser corroborado durante la investigación realizada.

1.18 Información Adicional

1.18.1 Rol de emergencia del aeródromo.

Una vez producido el accidente, el Presidente de la Comisión Directiva del Aeroclub, conjuntamente con otros socios, pusieron en ejecución el rol de emergencia, realizaron las comunicaciones por teléfono a los bomberos y a la ambulancia, como así también a Bariloche Torre.

1.18.2 Comunicación a la National Transportation Safety Board (NTSB).

El suceso se comunicó de inmediato al Organismo de Investigación de Accidentes, NTSB, del país de diseño y fabricación de la aeronave, USA.

1.18.3 Datos del vuelo anterior.

El LV-HJE, el 04 de noviembre de 2002 realizó un vuelo desde el Aeropuerto Internacional San Carlos de Bariloche hasta El Tepual, Puerto Mont, en la República de Chile. Desde allí se dirigió hacia Puerto Marin, Balmaceda; al día siguiente regresó a El Tepual y el 06 despegó de regreso a Bariloche. De acuerdo con los datos suministrados por el Departamento de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación de Chile, la aeronave voló una hora treinta minutos y no cargó combustible dentro del territorio chileno.

1.18.4 Seguros

La aeronave tenía seguros sobre Responsabilidad Civil a terceros no transportados, accidentes personales a tripulantes y accidentes personales a pasajeros.

1.18.5 Carta de Servicio (Service Letter) SL N° 591.

El 31 de agosto de 1971, la empresa Piper Aircraft Corporation emitió la carta de Servicio N° 591, a ser cumplimentada en la siguiente inspección de 100 horas o en la siguiente inspección anual, lo que ocurriera primero. Estaban afectados a su cumplimiento la mayoría de los modelos de PA-23 y prácticamente todos los números de serie, entre ellos el accidentado. La fábrica manifiesta en la carta, que la emitía debido a diversos informes que denunciaban la existencia de grietas en la parte interna y externa de la pestaña inferior del larguero delantero del ala. Una fisura similar a la del esquema (dibujo) de guía que incluye la Carta de Servicio, se encontró en el ala derecha del avión accidentado.

Se tuvo conocimiento y se pudo observar en otra aeronave similar que se encontraba en el aeródromo de Juárez Celman, el PA-23-250 matrícula LV - JSX, fisuras como las indicadas en la Carta de Servicio en ambas alas.

Al tomar conocimiento la DNA, puso en marcha una directiva para instar al cumplimiento de la Carta de Servicio, a todos los propietarios de este tipo de aeronaves. Coordinando información e instrucciones con los talleres habilitados para efectuar el trabajo de aplicación de refuerzos como lo indica la Carta de Servicio.

1.18.6 Carta de Servicio (Service Letter) SL N° 629

El 05 de septiembre de 1972 la empresa Piper Aircraft Corporation emitió la Carta de Servicio N° 629, a ser cumplimentada por toda aeronave que tuviese cinco años o mayor antigüedad desde la fecha de certificación original, en la primera inspección de 100 horas o inspección anual, lo que ocurriese primero y para las aeronaves de menos de 5 años desde la fecha de su certificación original en su primera inspección anual o de 100 horas, después de haber completado los cinco años. Estaban afectadas a su cumplimiento la mayoría de los modelos PA-23 y prácticamente todos los números de serie, entre ellos el avión accidentado. La fábrica informaba que había recibido informes de campo describiendo la presencia de corrosión en los tubos de la estructura del fuselaje y daba las instrucciones para inspeccionar los tubos a fin de eliminar el avance de la corrosión y para reforzar los tubos en caso de ser necesario. Este tipo de problema, se encontró en la estructura de caños del fuselaje del avión accidentado.

1.18.7 Antecedente de la Autoridad de Seguridad de la Aviación Civil de Australia

Se recibió una nota de la Autoridad de Certificaciones Estándar en Estructuras de la organización de aviación civil de ese país, donde explica que la autoridad australiana, ha tomado en muchos casos de aviones pequeños certificados originalmente en otros países bajo normas antiguas que no consideraban los ensayos por fatiga, la decisión de limitar la vida útil de elementos estructurales, para resguardar la seguridad aérea. Para ello se ha basado en información recibida de los mismos fabricantes. En el caso del PA-23 ha emitido la directiva de aeronavegabilidad AD/PA-23/66 que actualmente tiene revisión dos (2).

La Directiva contempla diversos casos para los cuales ordena retirar de servicio el conjunto platabanda inferior del larguero principal. Uno de esos casos son los aviones certificados para un peso máximo de despegue de 4800 libras, en ellos se debe retirar de servicio dicha platabanda, antes de alcanzar una actividad total general TG, de 27.300 horas. Además manifiesta que evalúa una decisión similar para otros elementos estructurales.

1.18.8 Información de la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad (DNA)

De los informes producidos por la DNA surge lo siguiente:

- Respecto a las fisuras en las tomas delanteras de los PA - 23, se está llevando adelante un plan de reconocimiento y activación del cumplimiento de la Carta de Servicio N° 591, habiendo emitido la Advertencia 020/DAG, para instar al cumplimiento de la Carta de Servicio, a todos los propietarios de este tipo de aeronaves. Coordinando información e instrucciones con los talleres habilitados para efectuar el trabajo de aplicación de refuerzos como lo indica la Carta de

Servicio. A criterio de la DNA, dichas fisuras no guardan relación con las causas del accidente.

- Con respecto a la limitación de peso máximo con cero combustible (MZFW) además de lo previsto en la AD 83 – 22 – 01 es conveniente destacar que en las especificaciones de la aeronave N° IA10, revisión 49 Piper del 4 de noviembre de 1997, se introduce una limitación operativa trascendental: “Maximun permissible weight with zero fuel” (MZFW) que, para el número de serie del avión accidentado, es de 4000 lb.
- Esta limitación está detallada en el Manual de Vuelo Aprobado de la aeronave, en la Pág. 2, Sección 1, de donde surge evidentemente, que la carga portante sin tener en cuenta el combustible, está excedida en 332,57 lb. Esta limitación operacional, a criterio de la DNA, obedece a una revisión de la resistencia estructural, presumiblemente deducida de otros accidentes, lo que obligó al Estado de Certificación a imponer una limitación, sin afectar el Peso Máximo de Despegue. El límite de MZFW generalmente es aplicable en las aeronaves de configuración Commuter y aviones de transporte (CAR 4b o FAR 25) pero no es común la limitación en aviones certificados bajo el CAR 3 o FAR 23.

1.18.9 Directiva de Aeronavegabilidad 83 – 22 – 01 y Enmienda N° 1

La Federal Aviation Administration (FAA) emitió con fecha efectiva de aplicación el 11 de marzo de 1983, una Directiva de Aeronavegabilidad (AD) en la que fijaba valores máximos para el peso con cero combustible de las aeronaves Piper PA 23. En el texto de la AD se indicaba que una copia de ella debía ser agregada al Manual de Vuelo de las aeronaves. También se indicaba que el cumplimiento de la AD era responsabilidad de los propietarios /operadores de los aviones y que dichas personas debían registrar en los historiales de mantenimiento, la fecha en la cual comenzaba a cumplimentarse en los vuelos la AD.

Se daba opción de presentar algún método de cumplimiento equivalente, el cual debía ser aprobado por la Oficina de Certificación de la FAA en New York.

Con posterioridad a la emisión de la AD 83 – 22 – 01 la FAA publicó el 25 de noviembre de 1998 la AD 83 – 22 – 01 R1 (Revisión N° 1). En la misma se desarrollaba con mayor amplitud la opción dada en la AD original, respecto a modificaciones, reparaciones o alteraciones con efectos equivalentes a la limitación de peso máximo con cero combustible, en cuanto a la seguridad de la estructura alar. Se detallaba la información que debía contener la presentación de la opción y a quien debía ser dirigida, en este caso la Oficina de Certificación de la FAA, en Atlanta.

La enmienda N° 1 contiene también un listado de informes (reports) a ser agregados a los Manuales de Vuelo, según modelo y número de serie de las aeronaves PA – 23, antes del primer vuelo siguiente a la fecha de emisión de la enmienda. Los informes (reports) podían ser obtenidos en los Servicios al Cliente de la empresa New Piper Aircraft Inc. Al avión accidentado le correspondía el Report 1036, Revisión B.

1.19 Técnicas de Investigación útiles y eficaces:

No se utilizaron técnicas especiales. Se contó con la asistencia de especialistas de la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad para la investigación en el área técnica.

2. ANALISIS

2.1 Aspecto Operativo

De las investigaciones realizadas se desprende que el piloto del LV-HJE, después de participar de los festejos por el aniversario de la creación del aeroclub, decidió realizar un vuelo privado con conocidos y su hijo.

Realizó la inspección exterior y comprobó que tenía 65 litros de combustible en el tanque derecho y 75 en el tanque izquierdo, dichas cantidades fueron declaradas por un testigo que presencié y efectuó junto con el piloto la inspección exterior de la aeronave y continuó la inspección de acuerdo al manual del avión.

Despegó de la cabecera 30 con cinco pasajeros mayores y un menor, realizó un viraje hacia la derecha, pasó por delante del cerro León, con rumbo aproximado 210°, descendió a una altura de 8 a 10 metros sobre el terreno y se dirigió hacia el hangar del aeroclub. Durante la aproximación se aprecia en las filmaciones pequeños movimientos del avión, producto de turbulencia leve. Después de cruzar la pista, se aprecia también en las filmaciones, comenzó un ascenso de aproximadamente 10° de cabreo y cuando el avión pasó sobre el cartel indicador de la calle de rodaje 1, realizó un giro hacia la derecha de aproximadamente 10° a 20° de inclinación, inmediatamente se observó el desplazamiento del plano derecho hacia arriba y su posterior desprendimiento del fuselaje. Al quedar el plano izquierdo con sustentación, el avión comenzó un rolido hacia la derecha pasando sobre la arboleda ubicada al costado del hangar, en posición invertida.

El vuelo desde el despegue y en la aproximación, fue filmado por un camarógrafo de una productora de la ciudad de San Carlos de Bariloche y por un concurrente a los festejos con una cámara particular.

En los videos se apreció que en la aproximación de la aeronave hacia el Aeroclub pasó por dos sectores de turbulencia, las que aparentemente fueron leves.

La aeronave y el ala derecha cayeron sobre el terreno y se dispersaron según lo expresado en el párrafo 1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto.

El 06 de noviembre de 2002, la aeronave había realizado el vuelo desde El Tepual hasta San Carlos de Bariloche. De los informes recibidos del Servicio Meteorológico Nacional durante el cruce de la cordillera en la ruta que une los aeropuertos mencionados hubo turbulencia moderada y probablemente también severa en el horario que realizó el vuelo.

Desde el punto de vista operativo se puede considerar que la actividad de vuelo realizada en el sur argentino por la aeronave accidentada ha sido un factor negativo para su resistencia estructural, la aeronave no contaba con un indicador de valores de aceleraciones verticales, para poder saber si se habían excedido en algún momento los valores de G límites, hecho que para la zona de operación era factible que ocurriese.

2.2 Problemas de oxidación

Tanto el informe preliminar de los asesores de la NTSB (párrafo 1.16.2) como el del informe de LMAASA (párrafo 1.16.3) dan cuenta de la oxidación en caños de la estructura del fuselaje y especialmente se refieren al nudo de caños donde va tomado el larguero delantero derecho.

El investigador técnico observó oxidación importante en caños del fuselaje. La fábrica Piper emitió al respecto la Carta de Servicio N° 629 (párrafo 1.18.6). Todo

esto lleva a concluir que alguna de las tomas delanteras del ala al fuselaje se vieron disminuidas en la estabilidad y resistencia de los caños estructurales del fuselaje que las soportan, con leve a severa oxidación interna y externa. Es importante tener en cuenta que el lapso considerado como crítico por la Carta de Servicio N° 629 para que se deba efectuar una inspección especial sobre oxidación en los caños del fuselaje, es de solamente cinco años.

2.3 Fisuras en la pestaña inferior del larguero delantero del ala

Estas fisuras se encontraron en dos aeronaves, la DNA está completando la información para el resto de los aviones en servicio (párrafo 1.18.8). La fábrica Piper emitió al respecto la Carta de Servicio N° 591 (párrafo 1.18.5). Si bien la DNA considera que las fisuras no guardan relación con las causas del accidente, son motivo de preocupación para el fabricante porque disminuyen la resistencia de una de las estructuras secundarias del ala, como es el larguero delantero y de alguna manera debilitan la estructura del ala en general y pueden provocar una disminución de su estabilidad.

2.4 Medidas tomadas por la Autoridad de Aviación Civil de Australia

La medida tomada mediante la AD/PA-23/66 por el Gobierno de Australia, previene sobre el advenimiento de un importante problema en los aviones de antiguo diseño y de larga vida útil, en los que no se ha evaluado su resistencia a los esfuerzos por fatiga.

Evidentemente el PA-23 LV - HJE con una actividad TG de 3721.1 horas, estaba muy lejos de las 27.300 horas tomadas como límite de vida en la directiva de aeronavegabilidad australiana. No se conoce el detalle de la actividad del LV - HJE, pero 3721 hs en más de 40 años desde su fabricación, parece representar un muy reducido uso. De lo expuesto en el párrafo 1.6.3, se desprende que el control de la actividad de la aeronave era muy deficiente.

Teniendo en cuenta el análisis de las fracturas realizado en los laboratorios de LMAASA, en los que se asegura que en ninguna de ellas se han encontrado signos de fatiga, parecería que este problema no habría sido causal del accidente.

2.5 Peso máximo de despegue con cero combustible (MZFW)

En base a lo indicado en el párrafo 1.6.2 y a lo expuesto en el párrafo 1.18.8 por la DNA, respecto a la limitación de peso máximo con cero combustible, se puede concluir que muy probablemente en el presente suceso, el piloto no tenía clara la importante limitación que significaba el denominado “peso máximo con cero combustible”. Se emite esta opinión porque la expresión con cero combustible puede llevar a un error para quien no tenga claro el concepto. Se puede estar excedido en el peso máximo con cero combustible aún con una buena cantidad de combustible en los planos y con valores de peso total menores al máximo de despegue, ya que el valor a mantener por debajo de ese límite es el peso que está constituido por el peso vacío de la aeronave más la carga en el fuselaje (pasajeros y equipaje). Teniendo fijo el peso vacío se debió jugar con la carga (pasajeros y equipaje) para no sobrepasar las 4000 libras. Contribuye y puede inducir a error el hecho que se mantiene el peso máximo de despegue en 4800 libras.

El análisis de las fracturas realizado por LMAASA considera que estas son debidas a la acción de cargas superiores al límite de resistencia de los materiales de todo el conjunto estructural y que no se verificaron otros indicadores físicos que pudieran haber tomado parte en el desarrollo de las fracturas, de manera que el exceso en el peso máximo con cero combustible adquiere preponderancia como factor causal.

La colocación de un sexto asiento, sin autorización y sin conocimiento de la autoridad de aeronavegabilidad, permite considerar que habría habido, en los explotadores del avión, una tendencia a cargar en demasía el fuselaje de la aeronave y a superar el peso máximo de cero combustible.

2.6 Cartas de Servicio (SL)

Las Cartas de Servicio mencionadas en los párrafos 1.18.5 y 1.18.6, se refieren a temas de importancia en el mantenimiento de las aeronaves PA - 23, como lo pone de manifiesto el análisis realizado en los párrafos 2.2 y 2.3. La urgencia de su cumplimiento, puesta de manifiesto por el fabricante en estas Cartas de Servicio, dan una idea de su necesidad.

El carácter de Carta de Servicio pareciera restarle importancia, de manera que su cumplimiento sólo puede ser sugerido y las aeronaves pueden continuar en servicio sin cumplimentarlas, situación que se ha presentado en el presente caso.

2.7 Probable acción de la turbulencia

Como se expuso en el párrafo 1.7, durante el cruce de la cordillera el día anterior al accidente, el avión pudo haber estado sometido a turbulencia moderada a severa, no registrada por ausencia de instrumental (párrafo 2.1). La turbulencia del día del accidente a criterio de la JIAAC, según se observa en los videos, pudo ser de leve a moderada.

De esto se desprende que el día anterior pudo haber una primera sobrecarga que provocara daños parciales en la estructura, no visibles desde el exterior y que el día siguiente al operar la aeronave, en condiciones fuera del límite respecto al máximo peso con cero combustible y estar sujeta también a turbulencia, pudo en el momento de iniciar un ascenso alcanzar valores de esfuerzo sobre su estructura, superiores a la resistencia ya disminuida.

2.8 Directivas de Aeronavegabilidad

La AD 83 – 22 – 01 y su enmienda son de cumplimiento obligatorio, pero presentan una particularidad especial, su cumplimiento es de responsabilidad del propietario/ explotador, de manera que es esta persona, quien debe introducir o controlar que se introduzca la limitación en el Manual de Vuelo, en principio adjuntando la AD y luego introduciendo la información (report) proporcionada por la New Piper Inc. Además, es también responsabilidad del propietario /operador asentarse en el historial del avión, a partir de cuando se comienza a operarla con la limitación de máximo cero combustible (MWZF).

En general las AD, por ser de cumplimiento por parte de personal técnico, son cumplimentadas y asentadas en los historiales y Formularios 337, por los talleres responsables de las inspecciones, ya que los propietarios/ operadores, por lo

general, no tienen información, la costumbre y los conocimientos necesarios para hacerlo.

Esta AD, en el presente caso, fue asentada en los historiales por personal de Aerotalleres Neuquén, quienes habrían adjuntado al Manual de Vuelo el texto de la AD 83 – 22 – 01, el 03 de agosto de 1984. El Manual de Vuelo que utilizaba el operador, registrado por la DNA el 22 de mayo de 2001, ya contenía la limitación de peso máximo con cero combustible en su texto.

Se considera que esta limitación, por haber sido introducida con posterioridad a la certificación original y por su importancia, debería estar resaltada y con un título para su especial atención.

2.9 Consideración general de las condiciones de resistencia de la estructura del ala y de las tomas del fuselaje.

Tanto el diseñador y fabricante, como la Autoridad de certificación de las aeronaves PA – 23, consideraron que era necesario, para prevenir posibles daños en la estructura del ala, imponer un límite de Peso Máximo con Cero Combustible (MWZF) a fin de asegurar la operación de esos aviones (párrafos 1.18.9 y 2.8). Esto se concretó en el año 1983, siendo la fecha de la certificación original el 18 de septiembre de 1959, habían transcurrido desde entonces 24 años.

Como lo hace notar la DNA en su información (párrafo 1.18.8) este es un caso poco común, que podría interpretarse como una alternativa para evitar reducir el Peso Máximo de Despegue (MTOW). Justamente como caso poco común en aeronaves de esta categoría, utilizadas en muchos casos por pilotos de escasa y mediana experiencia o aunque la tuviesen, por lo general no están dentro de una organización de operaciones empresarial, donde existe mayor facilidad para mantenerse actualizados, puede ocurrir que no se le otorgue la debida atención a las limitaciones de este tipo.

El debilitamiento de las tomas secundarias por corrosión o grietas, también se agrega al panorama general de las condiciones de la estructura.

Las cargas de flexión positivas, a resistir por la estructura del ala en vuelo, provocan en la platabanda inferior del larguero principal del ala, esfuerzos de tracción importantes en la zona de las tomas al fuselaje, pasando a ser considerado una zona crítica del larguero. Es en ella precisamente donde se encuentran los bulones de la toma, pasantes por orificios practicados en la misma platabanda, que disminuyen el área neta resistente.

3. CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

- 3.1.1 El piloto tenía la licencia habilitante para realizar el vuelo previsto y su aptitud psicofisiológica estaba vigente.
- 3.1.2 La aeronave tenía un Certificado de Aeronavegabilidad standard en categoría normal y estaba habilitada hasta el 31 de diciembre de 2002.
- 3.1.3 En los historiales de la aeronave no existen registros de los primeros veinte años de actividad. Hay un historial N° 1 (duplicado) que comienza con 3421 horas de actividad total general del planeador a fines del año 1980. Esto cobra mayor importancia ante la antigüedad de la aeronave.

- 3.1.4 La aeronave tenía vigentes los seguros obligatorios por ley.
- 3.1.5 La aeronave había operado anteriormente en condiciones de turbulencia moderada a severa y el día del accidente con turbulencia de leve a moderada.
- 3.1.6 Tanto el informe de LMAASA, como el preliminar de los asesores de la NTSB y las observaciones del investigador técnico, dan cuenta de una importante oxidación interna en los tubos de la estructura del fuselaje. Todos los informes coinciden en que dicha oxidación era particularmente notable, especialmente, en el nudo soldado de la placa de toma delantera del ala derecha.
- 3.1.7 De acuerdo a los ensayos de laboratorio no habría signos de roturas por fatiga de material.
- 3.1.8 El peso al despegue y la posición del centro de gravedad se encontraban dentro de los valores límites establecidos.
- 3.1.9 En este vuelo que finalizó en el accidente el peso máximo con cero combustible se había sobrepasado en aproximadamente 332,57 libras.
- 3.1.10 La aeronave tenía colocado un sexto asiento sin conocimiento de la DNA, como autoridad competente.
- 3.1.11 Las Cartas de Servicio N° 591 y 629 del fabricante, referidas a grietas en la parte interna y externa de la pestaña inferior del larguero delantero del ala y oxidación en los tubos de la estructura del fuselaje, resultan de insuficiente obligación de cumplimiento para los propietarios de aeronaves PA-23.
- 3.1.12 La autoridad de aeronáutica civil de Australia ha puesto límites de actividad total general al larguero principal del PA-23, por indeterminación de origen sobre su resistencia a fatiga. La aeronave accidentada, de acuerdo a su actividad total general registrada, estaba muy lejos de ese límite.
- 3.1.13 De la revisión de los historiales surgen indicios y comprobaciones que permiten dudar sobre la real actividad de la aeronave y sus motores.
- 3.1.14 La turbulencia fue un factor que tuvo importante incidencia en el accidente.
- 3.1.15 El informe preliminar de los asesores de la NTSB y el informe de LMAASA coinciden en afirmar que las roturas del larguero principal, derecho e izquierdo se produjeron en vuelo, desprendiéndose el ala derecha y quedando la izquierda unida por la estructura secundaria.

3.2 Causa

Durante un vuelo local de recreación con pasajeros, fractura de ambas alas, en la zona de unión del ala al fuselaje con desprendimiento en el aire del ala derecha, por sobre cargas estructurales positivas, provocando la pérdida de control y caída de la aeronave y su destrucción al impactar con el terreno, debido a los siguientes factores actuando todos dentro de un marco de debilidad de diseño que dio lugar a que el fabricante y la autoridad de certificación original, impusieran limitaciones adicionales a esa certificación:

- Exceso de peso máximo con cero combustible.
- Oxidación de los tubos del fuselaje en zonas de la toma delantera del ala, que pudieron haber ocasionado la disminución de la resistencia y de la estabilidad de toda la estructura alar.
- Inadecuado e incompleto control de la actividad registrada de la aeronave, hecho que cobra mayor importancia por la antigüedad de la misma.

- Controles emitidos por el fabricante en Cartas de Servicio sin carácter obligatorio por parte del usuario.
- Turbulencia leve a moderada que afectaba la aeronave en el momento del vuelo y moderada probablemente a severa durante el vuelo del cruce de la cordillera anterior al accidente.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad:

4.1.1 Evaluar la necesidad y conveniencia de exigir a los propietarios de aeronaves PA - 23, el cumplimiento de las Cartas de Servicio N° 591 y 629 como un medio de prevenir una degradación estructural en el fuselaje y en las alas.

4.1.2 Considerar la posibilidad de emitir una Advertencia a los propietarios de PA-23, explicando el fundamento de la limitación de peso máximo con cero combustible y la forma práctica de obtener, previo al vuelo, la situación de la aeronave respecto a ese límite.

4.1.3 Considerar la conveniencia de instalar en la cabina una placa de advertencia sobre la limitación de Peso Máximo con Cero Combustible (MZFW) en las aeronaves PA-23 y de incluir en el Manual de Vuelo, aparte del texto normal, una advertencia en un recuadro sobre la misma limitación.

4.1.4 Propiciar la instalación de un instrumento indicador de aceleraciones verticales, en las aeronaves que operan normalmente en la zona del sur del país y en las zonas próximas a la cordillera de los Andes o de habituales turbulencias orográficas o de otro tipo.

4.1.5 Considerar la posibilidad y conveniencia de prever limitaciones operativas y exigencias adicionales de mantenimiento y control en las aeronaves que poseen una larga vida útil y una importante actividad de vuelo, horas total general, a fin de prevenir degradaciones estructurales, no previstas en su diseño efectuado generalmente en base a regulaciones de menores exigencias y reemplazadas en la actualidad.

4.2 A la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas:

4.2.1 Considerar la posibilidad y conveniencia de recalcar con especial énfasis, durante la instrucción para habilitación en aviones multimotores, y en las adaptaciones especialmente a aviones bimotores livianos que, normalmente poseen mayor volumen de carga que capacidad estructural portante, la importancia del

conocimiento teórico y la forma práctica de obtener, previo al vuelo, el peso total de la aeronave, la posición del centro de gravedad y la situación con respecto al límite de peso máximo con cero combustible, cuando esté establecido.

4.3 A la Federal Aviation Administration

A las autoridades del país de diseño y fabricación (FAA y NTSB), contemplar la conveniencia y necesidad de imponer mayores limitaciones obligatorias de mantenimiento para la utilización de las aeronaves PA-23-250, así como remarcar con placas en la cabina de las aeronaves e importantes y notorias indicaciones en los Manuales de Vuelo, la limitación de Peso Máximo con Cero Combustible (MZFW) Asimismo considerar la conveniencia de reducir el peso máximo de despegue (MTOW), para alejar la posibilidad y tendencia a sobrecargar la aeronave en el fuselaje por necesidades operativas. Como ayuda en este sentido, podría ser conveniente también, eliminar la posibilidad del sexto asiento.

4.4 Al propietario de la aeronave

4.4.1 Tener especialmente en cuenta lo expuesto en los párrafos 1.6.1.2 y 1.6.3, respecto a faltas y errores en los historiales de avión y motor. Mientras más detalladas y precisas son las anotaciones en los historiales, más seguro es el control que se puede llevar sobre la aeronave.

4.4.2 Recordar que no se debe efectuar modificación alguna en una aeronave, sin la autorización previa de la autoridad aeronáutica de control técnico de la aviación civil, la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad. En este caso, para la instalación del sexto asiento, era necesario introducir modificaciones, salida de emergencia adicional, que la aeronave no cumplimentaba.

5. REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas de la Republica Argentina, 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 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 de 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil

Avda Pedro Zanni 250

2° Piso Oficina 264 – Sector Amarillo

(1104) Capital Federal

o a la dirección Email

buecrp@faa.mil.ar



BUENOS AIRES, de agosto de 2003

Investigador Operativo

Investigador Técnico

Director de Investigaciones

Apéndice "Alfa": Gráfico de dispersión de los restos de la aeronave.