

C.E. N° 2.510.289 (F.A.)

## 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 CODIGO AERONAUTICO (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 La Plata, Provincia de Buenos Aires.

Fecha: 10 de julio de 2002 Hora: 11:05 HOA

Aeronave: Avión Marca: PIPER Modelo: PA-A 32R-300 Matrícula: LQ-MGI

Piloto: Licencia Piloto Comercial Avión e Instructor de Vuelo Avión

Copiloto: Licencia Piloto Comercial Avión

Propietario: Policía de la Provincia de Buenos Aires

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.

Un Instructor de Vuelo de la Academia Aeronáutica Policial, un piloto que debía ser adaptado al Piper PA 32 y dos acompañantes, el 10 de julio de 2002 luego de realizar la reunión previa al vuelo y la inspección exterior e interior de la aeronave, abordaron el LQ – MGI para realizar un vuelo de adiestramiento.

Para el despegue habían previsto utilizar la pista 02 del aeródromo La Plata. Luego de realizar la prueba de motor y los controles previos, iniciaron la carrera de despegue.

Cuando habían recorrido unos 30 metros y con indicación de 2300 RPM, la aeronave comenzó a producir fuertes trepidaciones, razón por la que el Instructor decidió abortar el despegue, advirtieron entonces que el motor se había detenido. Cuando trataron de cerrar el paso de combustible, el comando estaba trabado, desconectaron todos los equipos, la energía eléctrica y descendieron de la aeronave.

Ya en tierra cuando observaron la aeronave advirtieron que faltaba una pala de la hélice y que el motor se había desprendido de las bancadas produciendo otros daños de importancia. Con el auxilio del personal del Servicio de Salvamento y Extinción de Incendio buscaron la pala de la hélice hasta que la ubicaron a la izquierda de la pista.

El accidente ocurrió de día.

## 1.2 Lesiones a personas:

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	2	2	

## 1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula: Daños leves con deformaciones en la estructura de proa y en el parallamas. El tren de nariz se desalineó y quedó con una inclinación hacia la derecha y se deformó la estructura tubular de soporte.

1.3.2 Motor: Daños de importancia, el motor se desprendió totalmente de las bancadas por la fractura de las cuatro tomas. El motor de arranque se desprendió, el alternador se desintegró, la estructura tubular de la bancada se encontraba deformada y con fracturas en los sectores próximos a las tomas del motor.

1.3.3 Hélice: Daños de importancia con fractura del cubo en un extremo que permitió el desprendimiento de una de las dos palas.

## 1.4 Otros daños:

No hubieron.

## 1.5 Información sobre el personal:

1.5.1 El Instructor de Vuelo de 41 años de edad es titular de las Licencias de Piloto Comercial de Avión e Instructor de Vuelo Avión, con habilitaciones para vuelo nocturno, por instrumentos en aviones monomotores y multimotores terrestres hasta

419

5700 kgs y remolcador de planeadores. Realizó el curso para piloto privado de avión en el Aeroclub Azul en el año 1978. El Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba vigente hasta el 18 de julio de 2002. Su experiencia de vuelo era la siguiente:

Total de horas de vuelo:	2071.5 hs
En los últimos 90 días:	36.0 hs
En los últimos 30 días:	9.9 hs
El día del accidente:	----
En el tipo del avión:	350.0 hs.

1.5.2 El Piloto de 25 años de edad era titular de la Licencia de Piloto Comercial Avión, con habilitación para vuelo nocturno local y por instrumentos en aviones monomotores y multimotores hasta 5700 kg. Realizó el curso para Piloto Privado de Avión en Polar Servicios Aéreos (PSA), en el Aeropuerto Internacional San Fernando, en el año 2001. El Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba en vigencia hasta el 31 de julio de 2002. Su experiencia de vuelo en horas era la siguiente:

Total de horas de vuelo:	378.9
En los últimos 90 días:	46.4
En los últimos 30 días:	19.3
El día del accidente:	----
En el tipo del avión:	4.8

1.6 Información sobre la aeronave:

1.6.1 Planeador

Es marca Piper, modelo PA-A-32R-300, número de serie 7880067, matrícula LQ-MGI, es un monoplano de ala baja con tren de aterrizaje triciclo retráctil. En el momento del accidente tenía un total general de 2132.0 horas, DUR 132.6 hs y DUI 32.6 hs. El Certificado de Aeronavegabilidad es clasificación estandar, categoría normal y estaba vigente hasta el 30 de agosto de 2002.

1.6.2 Motor

Está equipada con un motor marca Lycoming de 300 HP modelo IO-540-K165D, número de serie L-1646548A con un total general de 1907.2 hs, DUR 136.6 hs y DUI 32.6 hs.

1.6.3 Hélice

Tenía instalada una hélice bipala marca Hartzell, totalmente metálica, con paso variable, con un total general de 1870.8 hs, DUR 96.9 hs y DUI 46.9 horas al momento del accidente. La hélice consta de un cubo modelo HC-C2YK-1BF número de serie CH-21932 que identifica a todo el conjunto y dos palas modelo F 8475 D-4 cuyo número de serie es 76026, la que permaneció unida al cubo y la número de serie 76037 fue la que se desprendió con una parte del cubo.

#### 1.6.4 Peso y Centrado:

Peso vacío	2.081.0	Lb.
Instructor Piloto y Piloto	350.8	Lb.
Pasajeros	352.6	Lb.
Combustible	551.78	Lb.
Otros	-----	
Peso Total de despegue	3.330.7	Lb.
Peso Máximo de despegue	3.600.0	Lb.
Diferencia	- 279.3	Lb.

El peso máximo de despegue autorizado es de 3600 Lb y el centro de gravedad se encontraba dentro de los límites establecidos en el manual de vuelo de la aeronave.

#### 1.7 Información meteorológica:

Datos registrados por la estación meteorológica La Plata Aero al instante de ocurrido el accidente. Visto también los registros horarios de la misma estación y los mapas sinópticos de superficie de 12:00 y 15:00 UTC.

El viento era de los 070/06 kts, la visibilidad 10 km sin fenómenos significativos, la nubosidad 1/8 AC a 3.900 m, 3/8 CI a 7.500 m, la temperatura era 6.1 °C, la temperatura del punto de rocío 0.1 °C, la presión atmosférica 1027.9 hPa y humedad relativa del 65%.

#### 1.8 Ayudas a la navegación:

No aplicable

#### 1.9 Comunicaciones:

No aplicable.

#### 1.10 Información sobre el aeródromo:

El aeródromo La Plata está ubicado a 5 Km. al sudeste de la ciudad homónima, las coordenadas geográficas son 34° 58' 02" S y 057° 53' 41" W, la altura sobre el nivel del mar es de 22 metros, la pista tiene una orientación 02/20, con una longitud y ancho de 1427 X 45 metros y la superficie es de asfalto.

#### 1.11 Registradores de vuelo:

No aplicable

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

La pala que se desprendió desde el cubo fue hallada a unos 200 metros desde donde quedó detenida la aeronave y a la izquierda de la pista. Sobre la misma se

420

encontraron pequeños fragmentos metálicos del generador, que se desprendieron como consecuencia de las vibraciones en el motor, producidas por el desbalanceo debido a la falta de una pala de la hélice.

1.13 Información médica y patológica:

De las investigaciones realizadas sobre la información médica y patológica disponible no surgen antecedentes, del piloto e Instructor de Vuelo, que pudieran estar relacionados con el accidente.

1.14 Incendio:

No hubo.

1.15 Supervivencia:

Todos a bordo de la aeronave tenían colocados los cinturones de seguridad y estos actuaron correctamente.

1.16 Ensayos e investigaciones:

1.16.1 Comprobaciones visuales

Durante la investigación se realizó una inspección técnica, para lo cual se quitaron los recubrimientos superior e inferior del motor y observándose las novedades siguientes:

1º) Los cuatro apoyos del motor a las bancadas estaban rotos.

2º) El motor de arranque estaba desprendido y los pequeños fragmentos encontrados sobre la pista eran del generador – alternador que estaba desintegrado.

3º) El comando flexible para corregir la mezcla estaba aprisionado y doblado en ángulos casi rectos, debido al desprendimiento del motor y la deformación de la estructura tubular de la bancada. Esto probablemente produjo la detención del motor.

4º) La estructura tubular que conforma la bancada se deformó y fracturó en los sectores próximos a las tomas del motor.

5º) En la cabina se comprobó que el comando de mezcla estaba trabado y no se lo pudo accionar. El comando del acelerador se movía en todo su recorrido con rozamientos y el comando del paso de la hélice se movía correctamente.

6º) Se desmontó el cono de la hélice y se observó que el cubo de la misma estaba fracturado. Una parte fue encontrada unida a la raíz de la pala que se desprendió.

7º) Se desmontó la hélice para ser analizada en la JIAAC.

### 1.16.2 Comprobación del torque de los bulones de unión de los semiblocks que conforman el cubo de la hélice

Con un torquímetro marca "Proto" se trató de establecer, aproximadamente, el valor de ajuste de los diez bulones de unión de los dos semiblocks del cubo. Con otro torquímetro marca "Craftman" se realizó el mismo torqueo. Los valores obtenidos fueron algo diferentes, pero manteniéndose entre 20 y 27 lb/ft, siendo su valor nominal 20/22 lb/ft. Posteriormente se desarmó el conjunto y se envió el cubo fracturado al laboratorio de ensayo de materiales de LMAASA y posteriormente, a pedido del fabricante (Hartzell) a los laboratorios de la NTSB.

### 1.16.3 Cronología del mantenimiento de la hélice (CH-21932)

El propietario dispone de dos aeronaves del mismo tipo, en consecuencia ha utilizado diferentes componentes entre los dos aviones, para mantenerlos en servicio. Entre los reemplazos realizados se destacan las hélices, en este caso por ser el elemento afectado.

Del análisis de las Libretas Historiales de la aeronave y hélice, como así también de los Registros de Mantenimiento de la Dirección de Servicios Aéreos del Ministerio de Seguridad, se desprende la sucesión de reemplazos realizados debido a que la hélice fue inspeccionada y operada en distintos talleres y aeronaves:

Las anotaciones de montaje y desmontaje de la hélice de los diversos motores y aeronaves, por recambios, reparaciones e inspecciones, no permitieron efectuar un adecuado seguimiento, en parte por ausencia del asiento de algunos movimientos y trabajos en los historiales de motor y avión, pero fundamentalmente porque no existe un historial del conjunto de hélice que permita hacerlo en detalle. Al realizarse la recorrida general de esta hélice el 15 de diciembre de 2000 en el taller de Hélices Clérici, este taller abrió un historial no oficial de la hélice accidentada.

En Apéndice Alfa se ha efectuado con los datos posibles de encontrar, una secuencia cronológica de montajes, desmontajes, reparaciones e inspecciones de la hélice número de serie CH 21932, incluyéndose el detalle de algunos trabajos.

Por lo expresado en dicho apéndice, no es posible establecer claramente con qué hélice estaba equipado el LQ - MGI, en diferentes momentos, dado que se utilizaron tres hélices entre dos aeronaves faltando algunos datos de instalación y desinstalación.

### 1.16.4 Informe Técnico de Lockheed Martin Aircraft Argentina SA (LMAASA)

A fin de tratar de determinar la causa de la rotura del cubo de la hélice, se envió para su análisis al laboratorio de ensayos de materiales de la empresa LMAASA. Esta se expidió mediante el informe técnico DI/GE 499/02 que contiene la identificación de la pieza y los análisis químico, físico, macrográfico, fractográfico y una conclusión, adjuntando en Anexo fotografías de sus fracturas.

En base a la comprobación química, las características físicas (dureza) y examen macrográfico se categorizó el material como 022-T6 forjado.

Del análisis macrográfico y fractográfico se extraen los siguientes párrafos:

Se observó la fractura de toda la sección resistente de la parte superior, de las dos semicaras, del cubo de hélice con separación del segmento, la fractura es de forma circunferencial, se ubica a 25 mm del extremo y abarca los alojamientos de bulones de fijación con sus correspondientes bulones.

Observando la superficie de fractura se verifica dos características totalmente diferentes en cada una de las semicaras unidas por bulones, una revela superficie rugosa con diferentes coloraciones y brillos, líneas orientadas siguiendo la conformación de forja, características de una rotura producida en forma sistemática, la otra semicara muestra una estructura de tipo granular basta compatible con una fractura abrupta.

Analizando macrográficamente la geometría de la fractura del extremo de la semicara se observa una zona donde se unen todas las líneas de playa formando un pequeño semicírculo, el punto central de convergencia es el origen del proceso de fatiga, correspondiente con un defecto superficial como poros o marcas preexistentes que actuaron como elemento concentrador de tensiones, hasta comenzar el desarrollo de un frente de grietas que progresa formando planos concéntricos en sentido radial.

La característica de la fatiga observada es de baja tensión nominal, alto ciclo y severa concentración de tensiones, con un único núcleo de indicación, propagación inicial a 90°, posee una amplia zona fibrosa (resistiva) que es de bajo crecimiento de grieta requiriendo alta energía y propagación sub-crítica para desarrollarse, la zona restante con líneas y estrías circunferenciales, copiando las fibras de forja, es la rotura abrupta que tiene su correspondencia con la otra semicara.

La existencia de tensiones de torque sobre las paredes del alojamiento del bulón en una de las semicaras, en conjunto con la presencia de una discontinuidad superficial en el diámetro interior, fueron las condiciones necesarias para dar origen al proceso de agrietamiento por medio de un mecanismo de fatiga.

Las grietas se desarrollan primero radialmente y luego circunferencialmente abarcando toda la semicara y debilitando la sección, para terminar rompiendo, por flexión, todo el conjunto superior, como lo demuestran las deformaciones plásticas, hacia afuera, en los extremos, con compresión de granos.

No se verificaron otras marcas mecánicas, impactos, grietas previas, evidencias de corrosión por degradación del sellante, ni ningún otro elemento que pudiera haber causado la fractura de toda la sección del cubo de hélice.

La fractura del cubo de hélice marca Hartzell se produce por el debilitamiento de la sección resistente a causa del desarrollo de un frente de grietas por medio de un mecanismo de fatiga del material que tiene su origen en una discontinuidad superficial, avanza radialmente ocupando toda la sección, rompiendo al final, abruptamente, por flexión.

No se verificaron otros indicadores físicos más que los descriptos, que pudieran

tomar parte en el desarrollo de la fractura, tales como deformaciones plásticas, marcas mecánicas, evidencias de corrosión, signos de fatiga ni fallas atribuibles al material.

#### 1.16.5 Ensayo en los laboratorios de la National Transportation Safety Board (NTSB)

Al recibir el informe de LMAASA el fabricante consideró que podría existir un error en cuanto al lugar donde se iniciaba el proceso de fractura por fatiga, debido a que de acuerdo a todos los antecedentes habían circunscripto el inicio de ese proceso a la zona del cubo denominada "fillet radius" indicada en el párrafo 1.18.2. Por este motivo los Boletines de Servicio (Service Bulletin - SB) de Hartzell y las Directivas de Aeronavegabilidad (Airworthiness Directive - AD) de la Federal Aviation Administration (FAA) circunscribían las comprobaciones por métodos no destructivos, también a esa zona. A requerimiento del fabricante se envió el cubo al laboratorio de materiales de la NTSB en Washington.

El informe de las acciones realizadas en el laboratorio de la NTSB lleva el N° 03-046. En principio describe en general las fracturas halladas, considerándolas como originadas en diversos planos de fatiga progresando en varias direcciones desde múltiples e independientes puntos de origen.

Hace el análisis por separado de las fisuras que denomina A, B, C y posiciones significativas de la fractura circunferencial.

Establece que la fisura A se inició en el filete final dentro del agujero del tornillo de retención del contrapeso.

La fisura B se inició sobre la superficie de la cara delantera, en un único punto, correspondiente al más largo de los bulones de armado próximos al borde de ataque. Esta fisura se une con la A.

La fisura circunferencial se desarrolló en dos frentes. La fisura C, de acuerdo a sus direcciones de propagación se habría iniciado en la distribución de cargas al producirse las fracturas A y B.

La conclusión más importante del informe dice que se ve que el área de inicio de las fisuras denominadas A y B, no caen en el área de inspección especificadas por las AD y BS vigentes.

#### 1.16.6 Control del indicador de RPM

El instrumento indicador de RPM fue comprobado en banco en el taller de instrumental DNA 1-B-267, en donde se encontró una diferencia de 50 vueltas de menos en su indicación.

#### 1.17 Información orgánica y de dirección:

La aeronave pertenece a la Policía de la Provincia de Buenos Aires y es atendida en su mantenimiento por una adecuada organización técnica.

#### 1.18 Información adicional:

##### 1.18.1 Directivas de Aeronavegabilidad (AD 90-02-23 y AD 2001-23-08)

422

La AD 90-02-23 se hizo efectiva a partir del 22 de enero de 1990, establecía una inspección visual de los cubos, por fracturas, utilizando un instrumento óptico de 10 x de aumento. Se debían comenzar las inspecciones dentro de las próximas 25 hs y luego cada 50 hs de vuelo o 50 vuelos desde la inspección, lo que ocurriese primero. El 24 de diciembre de 2001 se publicó y entró en vigencia la AD 2001-23-08 que reemplazó a la AD 90-02-23, esta nueva Directiva de Aeronavegabilidad, aplicable a los cubos de hélice marca Hartzell modelos () HC-()2Y()-() que equipan, entre otras, a las aeronaves Piper PA-32 con motor Lycoming de la serie 540 con 300 HP de potencia, fue elaborada con el propósito de prevenir la propagación de fracturas en los cubos de las hélices, que derivan en la falla total del componente y posiblemente en la pérdida de una de las palas. Para ello se reemplazó el plan de inspecciones visuales por un plan de inspecciones utilizando corrientes de Eddy.

Esta AD discrimina entre los cubos identificados con las letras "A" y "B", incluidas al final del modelo y los que no tienen ningún tipo de identificación, dicha diferencia corresponde a otros modelos fabricados en años distintos.

La AD 90-02-23 era aplicable a la hélice que estaba instalada en la aeronave accidentada, por ser modelo HC-C2YK-1BF y por estar instalada en una aeronave PA-32 con un motor Textron Lycoming 540 de 300 HP de potencia. Lo mismo ocurre con la AD 2001-23-08 debiendo comenzar a aplicarse dentro de las primeras 50 hs desde la última inspección visual o dentro de las 50 hs después de la fecha de vigencia de la AD. *Luego debe continuarse con las inspecciones por corrientes de Eddy en intervalos que no excedan las 150 hs desde la última inspección.*

() indica que debe haber otros datos para identificar a cada hélice en particular.

#### 1.18.2 Boletín de Servicio (HC-SB-61-227 Revisión 2)

La revisión 2 de este boletín fue emitida el 08 de mayo de 2000 y es aplicable a los modelos con cubos de aluminio () HC-()2Y()-(). La finalidad es la misma que la de las AD 90-02-23 y 2001-23-08 de acuerdo con la Carta de Servicio (Service Letter -SL) HC-SL-61-165.

En el texto queda explícito el problema de los cubos de hélice; donde consta que trepidaciones inusuales y pérdidas de grasa, son indicios de que se puede estar propagando una fractura en el cubo.

Se han reportado fracturas en los cubos de aluminio de tipo compacto y en la mayoría de los casos no se produjo el desprendimiento de palas. Generalmente las fracturas fueron encontradas durante inspecciones realizadas por vibraciones anormales o pérdidas de grasa. La mayoría de las fallas fueron halladas en puntos coincidentes, que es un área en el borde del cubo, conocida como "*fillet radius*".

Hubo alrededor de 40 casos reportados con fracturas propagadas desde el "*fillet radius*", inclusive con la pérdida de una de las palas en vuelo, antes de la emisión de la AD 90-02-23 y AD 2001-23-08 y el Boletín de Servicio HC-SB-61-227.

De los casos reportados, trece corresponden a hélices instaladas en aeronaves Piper PA-32 con motores Lycoming de la serie 540, de 300 HP de potencia.

Los tres últimos casos reportados, se produjeron con cubos identificados con la letra "A" y se recomendó su recambio por cubos identificados con la letra "B", fabricados posteriormente.

Este Boletín de Servicio explicita las inspecciones repetitivas que se deberán hacer al cubo, en la zona del "*fillet radius*" de cada uno de los medios cubos, teniendo cada

150 hs una inspección por corrientes parásitas o de Eddy.

#### 1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces:

No se utilizaron nuevas técnicas.

## 2. ANÁLISIS

### 2.1 Aspecto operativo:

De la investigación realizada se desprende que la tripulación desarrolló las tareas de rutina de acuerdo con los manuales operativos, reglamentaciones y directivas vigentes y no influyeron en el accidente, por cuanto se considera a las causales relacionadas con el área técnica.

### 2.2 Aspecto Técnico:

2.2.1 Las fisuras encontradas en el cubo no corresponden a los antecedentes de otros casos registrados y en base a los cuales el fabricante y las autoridades de certificación habían emitido directivas mandatorias de verificación de la existencia de fisuras. El informe de LMAASA atribuye el origen de los procesos de fatiga a un mecanismo de fatiga del material que tiene su origen en una discontinuidad superficial en el diámetro interno, párrafo 1.16.4. El informe de laboratorio de la NTSB también detectó esta discontinuidad, pero atribuye fundamentalmente las fracturas principales a dos orígenes (inicios de las fisuras A y B), en la cara delantera del cubo, párrafo 1.16.5. A su vez este informe expresa "se ve que el área de inicio de las fisuras (marcadas A y B) del cubo accidentado, no caen en el área de inspección especificada por las AD y SB".

Las últimas comunicaciones de la NTSB indican que continúan en contacto con el fabricante Hartzell por medio de un investigador designado al efecto, para evaluar estas fallas del cubo que posiblemente lleven a extender las áreas de inspección para incluir las de los más recientes defectos identificados, como el del presente caso.

2.2.2 Debe destacarse que mientras la hélice no estuvo integrando al conjunto aeronave / motor, estos últimos continuaron sumando horas de actividad con una hélice distinta, al regresar e instalarse la hélice CH-21932, a ésta le hubiera correspondido una inspección de 100 hs cuando la aeronave y motor registraban un DUI de 35.7 hs, y no en las próximas 50 hs, ya que la hélice para esa oportunidad habría alcanzado un total de 64.3 hs DUI habiéndose excedido en 14.3 hs. de su inspección correspondiente. No se encontró ningún registro de la aplicación de la Carta de Servicio HC-SL-61-185 referida al control del taquímetro y tampoco existe referencia sobre la aplicación de la AD 2001-23-28.

2.2.3 La diferencia encontrada en la indicación de rpm, párrafo 1.16.6, no se considera significativa como para que influyese en la falla del cubo. Lo mismo puede decirse de la diferencia en los valores de torqueo, párrafo 1.16.2, agregando en este caso que la medición realizada en la maniobra al aflojar los bulones puede no ser exacta en sus registros.

### 3. CONCLUSIONES

#### 3.1 Hechos definidos

3.1.1 El Instructor de Vuelo y el Piloto tenían en vigencia los Certificados de Aptitud Psicofisiológica.

3.1.2 Las condiciones meteorológicas no influyeron en el accidente.

3.1.3 La tripulación estaba habilitada para realizar el vuelo previsto.

3.1.4 La aeronave se encontraba asegurada.

3.1.5 La aeronave tenía Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia.

3.1.6 El peso de despegue estaba dentro de los valores permitidos.

3.1.7 El mantenimiento de la aeronave se realizaba de acuerdo a las normas del fabricante.

3.1.8 El mantenimiento de la hélice se vio dificultado en su estricto cumplimiento por los diversos cambios de aeronave en los que estuvo instalada y por la ausencia de un historial específico de hélice.

3.1.9 El motor de la aeronave, durante la carrera de despegue se detuvo por el estrangulamiento del control de corte de mezcla, debido al efecto de la rotación de la hélice descompensada por el desprendimiento de una de sus dos palas, que ocasionó severos daños en el motor, desprendiéndose éste de sus cuatro apoyos en la bancada, por la fractura de los mismos.

3.1.10 De acuerdo con el informe N° 499/02 del laboratorio de ensayos de materiales de LMAASA, la fractura del cubo y el consiguiente desprendimiento de una de sus dos palas se produce por, el debilitamiento de la sección resistente a causa de un mecanismo de fatiga del material desarrollado por un frente de grietas, que tienen origen en una discontinuidad superficial que avanza radialmente ocupando toda la sección y finalmente rompiendo por flexión abruptamente.

3.1.11 El informe de laboratorio de la NTSB concluye que las fracturas se originan en zonas no contempladas en los SB y AD.

3.1.12 La NTSB continúa en contacto con Hartzell para ampliar las directivas de control de los cubos por posibles fisuras.

#### 3.2 Causa

Durante un vuelo de adiestramiento, en la carrera de despegue, desprendimiento de una pala de la hélice de la aeronave por fractura del cubo de la misma, por un proceso de fisuración progresiva (fatiga) iniciado en una discontinuidad superficial

del elemento en zonas no contempladas en las directivas para inspecciones emitidas hasta la fecha del accidente.

#### 4. RECOMENDACIONES

##### 4.1 A la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad

4.1.1 Considerar la posibilidad de implementar un registro historial de hélices, en el cual se detalle la utilización, mantenimiento, reparaciones y toda otra intervención técnica sobre una pala, hélices en su conjunto y/o sistemas asociados.

4.1.2 Asimismo contemplar la necesidad de emitir un alerta de seguridad a todos los propietarios que estén equipadas con este tipo de hélice, a efectos de prevenir futuros accidentes.

##### 4.2 Al propietario de la aeronave

4.2.1 Considerar la conveniencia de registrar la utilización de las hélices, especificando con el máximo detalle posible, la vida de la misma, en especial al cambiar de una aeronave a otra.

4.2.2 Asimismo, registrar los mantenimientos realizados a las aeronaves, en los historiales correspondientes.

4.2.3 Al respecto es necesario obtener toda la documentación de mantenimiento y servicios emitidas por el fabricante que correspondan a una aeronave y sus componentes, para ser aplicadas cuando así corresponda y que los mismos queden asentados en los historiales de las aeronaves.

4.2.4 Lograr un estrecho contacto con la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad, a fin de mantener actualizadas las últimas directivas sobre el control de los cubos de hélices Hartzell instalados en sus aeronaves PA-23.

#### 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 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).

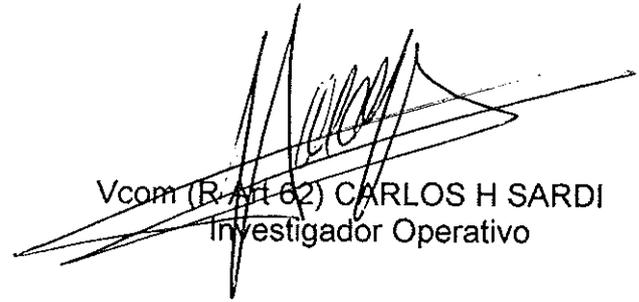
424

La mencionada información deberá ser dirigida a:  
Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil  
Avda Pedro Zanni 250  
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo  
(1104) Capital Federal  
o a la dirección Email  
[buecrp@faa.mil.ar](mailto:buecrp@faa.mil.ar)

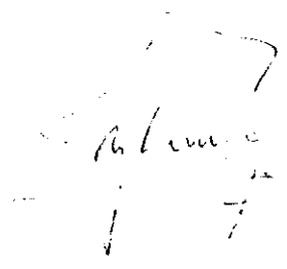
Buenos Aires, de julio de 2003



S.P. JUAN SATTI  
Investigador Técnico



Vcom (R. Art 62) CARLOS H SARDI  
Investigador Operativo





Cronología y detalle de los trabajos de mantenimiento

De la investigación realizada y las verificaciones efectuadas, se pudo comprobar que:

El 08 de diciembre de 1981: Recorrida General en el taller de Hélices Clérici .

El 10 de junio de 1988: Recorrida General en el taller de Hélices Clérici.

El 25 de junio de 1990: La hélice CH-21932 es desmontada del LQ-MGI por problemas en el sistema de paso, instalándose la CH-20427, proveniente del LQ-MDF. Esta aeronave quedó sin hélice.

El 11 de julio de 1991: Se cumplió con la AD 90-02-23 y se inspeccionó visualmente el cubo de la hélice (OT-125) (página 130 del Historial de Planeador). Debería figurar el número de serie del cubo al que se le realizó la inspección, se supone que es la CH-20427.

El 09 de octubre de 1992: Se realizó inspección de 100 hs; se cumplió con la AD 90-02-2 (sic) se entiende que es la AD 90-02-23, pág. 130 del Historial de Planeador (OT-160). Debería figurar el número de serie del cubo al que se le realizó la inspección; se supone que es la CH-20427.

El 17 de junio de 1994: La hélice CH-21932 regresa de una Recorrida General en el taller de Hélices Pignolo SA y se la instala en el LQ-MDF; que se supone estaba sin hélice desde el 25 de junio de 1990, con 00:00 hs DURG, habilitada para 2.000 horas ó 5 años, lo que ocurra primero, sobre la Carta de Servicio N° HC-SL-61-185 (10 de diciembre de 1995)

El 04 de julio de 1994: Durante la inspección de 100 hs del LQ-MGI se instaló una hélice pero no se especificó el número de serie. Es de suponer que la hélice que se instaló es la CH-24954, ya que el 26 de junio de 1999 figuraba la CH-24954 desmontada por golpe en las palas. Tampoco figura el desmontaje de la hélice CH-20427 que, se supone por los registros, se encontraba instalada en el LQ-MGI desde el 25 de junio de 1990.

El 26 de marzo de 1999: Se realizó una inspección de 100 hs. Se instaló la hélice CH-21932 en la aeronave LQ-MGI proveniente del LQ-MDF con 259.0 DURG y se desmontó la hélice CH-24954, para una recorrida general y por golpes en las palas.

El 09 de agosto de 1999: Se instaló la hélice CH-24954 recorrida en el taller de Hélices Clérici y se desmontó, supuestamente, la hélice CH-21932.

El 15 de diciembre de 2000 se realizó la última recorrida general a la hélice CH-21932 desmontada del LQ-MGI, en el taller de Hélices Clerici, quedando(



habilitada por 2000 hs ó 72 meses, lo que ocurra primero. En el historial de hélice que abrió el taller en esa oportunidad quedó asentado el cumplimiento de las inspecciones visuales, y por corrientes parásitas, cada 150 hs, según la AD 90-02-23 y el Boletín de Servicio HC-SB-61-227R2, para que la hélice esté habilitada. En esa oportunidad se realizaron los trabajos siguientes: Desarmado completo – Lavado – Remoción de pintura – Inspección preliminar – Retrabajado de los bordes – Pulido de las palas – Control dimensional – Fresado del cubo – Bolillado (shot peening) en el agujero de balanceo de las palas – Inspección con tintas penetrantes a las partes de aluminio – Inspección con corrientes parásitas y anodizado de palas y cubo – Inspección con partículas magnéticas, cadmiado y deshidrogenado de las partes de acero – Inspección con el comparador óptico de la raíz de las palas – Pintado de las palas y del cubo – Armado y regulación de los pasos – Ajuste del juego de las palas – Prueba de accionamiento y control de pérdidas, en banco – Balanceo estático.

Además, el taller de hélices sugirió el cumplimiento de las Carta de Servicio HC-SL-61-184 y HC-SL-61-185, emitidas por el fabricante Hartzell Propeller Inc, el 12 de Abril de 1999. Esta última Carta de Servicio del fabricante debería aplicarse a todas las series de los modelos "HC". Su emisión se hizo para alertar, tanto a los operadores como a los responsables del mantenimiento sobre el error de medición que pueden tener los taquímetros y las posibles consecuencias de daños que se producirían en las hélices por la errónea lectura del instrumento.

El 26 de agosto de 2001: Durante la inspección de 1000 hs (OT 146/00 A) de la aeronave LQ-MGI, se instaló el motor L-16465-48A y la hélice CH-21932, ambos recorridos y con 00:00 DURG. La hélice estaba habilitada hasta el 15 de diciembre de 2006 ó 2000 hs, lo que ocurra primero. No figura el desmontaje de la hélice que supuestamente tenía desde el 09 de agosto de 1999 (CH-24954).

El 17 de enero de 2002: Se realizó la primera inspección de 50 hs de la aeronave (OT-03/02). Según consta en la planilla de trabajos se dió cumplimiento a la inspección visual del cubo de hélice, retornándolo al servicio. La aeronave se liberó al servicio para un siguiente período de operación.

El 12 de marzo de 2002: La hélice CH-21932 con 85.4 hs DURG y 35.4 hs DUI, se desmontó del LQ-MGI por pérdidas de aceite advertida al finalizar un vuelo. La novedad fue corroborada por un técnico y la trasmitió a la oficina técnica, en donde se resolvió el reemplazo. La hélice CH-21932 fue enviada al taller de Hélices Clérici para ser reparada. El técnico que la desmontó manifestó no haber observado ninguna fisura a simple vista, solamente la pérdida de grasa. Supuestamente, se instaló la hélice CH-24954.

El 24 de abril de 2002 se cambiaron los anillos de goma en el taller de Hélices Clérici, según consta en la OT 2002-003 TC. En la oportunidad no se registraron anomalías durante la reparación de dicha pérdida de aceite, la hélice fue desarmada, lavada e inspeccionada visualmente y luego armada según lo manifestado por el mecánico y el inspector que realizaron la tarea. /



427

El 30 de abril de 2002: Bajo la (OT 26/02 A) se realizó la inspección correspondiente a las 100 hs de operación del conjunto aeronave / motor del avión matrícula LQ-MGI, la que también es aplicable a la hélice, salvo que, en esa oportunidad la hélice que se encontraba equipando a la aeronave se entiende que es la CH-20427, porque en la documentación de la aeronave no figura su instalación. El técnico que realizó la inspección a la hélice correspondiente a los ítems de 100 hs hizo la salvedad de que dicha hélice no era la CH-21932, ya que ésta se encontraba en el taller de Hélices Clérici. Por orden de trabajo N° 26/02 se realizó una inspección de 100 hs a la aeronave LQ-MGI, que estaba equipada con la hélice CH-24952.

El 28 de junio de 2002: Se desmontó la hélice CH-24954 del LQ-MGI por pérdida de grasa y se instaló la hélice CH-21932 de acuerdo a la (OT 37/02 A) la que regresó reparada del taller de Hélices Clérici. El técnico que realizó la instalación manifestó no haber observado en esa oportunidad anomalías en el aspecto físico y superficial de la hélice, que pudieran llamar su atención y dispuso la instalación de acuerdo con los procedimientos establecidos en el manual de mantenimiento, quedando la aeronave en servicio. (OT N° 37/02A). A partir de este período la aeronave es puesta en servicio con la actividad acumulada siguiente:

Planeador	Motor	Hélice
21.1 hs DUI	21.1 hs DUI	35.4 hs DUI
121.1 hs DUR	121.1 hs DUR	85.4 hs DUR
2120.5 hs TG	1895.7 hs TG	1859.3 hs TG

El 10 de julio de 2002 se produjo el accidente. Durante el intento de despegue, el motor se detuvo por el estrangulamiento del comando flexible del control de corte de mezcla, al dañarse el motor por el efecto de rotación descompensada de la hélice, cuando se desprendió una de las palas. La aeronave tenía registrada la actividad que se indica a continuación:

Planeador	Motor	Hélice
32.6 hs DUI	32.6 hs DUI	46.9 hs DUI
132.6 hs DUR	132.6 hs DUR	96.9 hs DUR
2132.0 hs TG	1907.2 hs TG	1870.8 hs TG

