

CE N° 2.364.203 (FAA)

## ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIONES DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el accidente, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago /44) Ratificado por Ley 13.891 y en el Artículo 185 del 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.

## PROYECTO DE INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Zona rural Ceibas. Provincia de Entre Ríos

FECHA: 12 FEB 06

HORA: 20:30 UTC aprox.

AERONAVE: Avión

MARCA: Gulfstream

MODELO: GA-7

MATRICULA: LV-MYC

COMANDANTE: Licencia de Piloto Comercial de Avión

PILOTO: Licencia de Piloto Privado de Avión

PROPIETARIO: Privado

NOTA: todas las horas están en Tiempo Universal Coordinado (UTC) La hora local corresponde a la hora huso -3.

## 1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1 Reseña del Vuelo

1.1.1 El 12 FEB 06 a las 18:40 hs. el piloto en inspección de habilitación despegó con la aeronave LV-MYC, del Aeropuerto Paraná / General Urquiza, con destino el aeropuerto Internacional San Fernando, cumplimentando un vuelo de

navegación según Plan de Vuelo presentado.

1.1.2 Trasladaba además a un piloto en función comandante de aeronave y dos pilotos más como acompañantes.

1.1.3 Cuando habían transcurrido noventa minutos de vuelo, aproximadamente, con FL 035, se produjo una trepidación incontrolable, que se sentía en todo el avión a la vez que éste perdía velocidad.

1.1.4 Como primera medida, el comandante determinó que él trataría de identificar el origen de la trepidación, que se presumía era de un motor, mientras que el piloto al mando atendía el vuelo en sí.

1.1.5 Alternativamente redujeron la potencia de los motores, pero no pudieron determinar, en principio, cual era el motor de la falla. Finalmente concluyeron que el motor con falla era el derecho.

1.1.6 En esta circunstancia el avión era difícil de controlar y volaba efectuando guiñadas en ambos sentidos.

1.1.7 La trepidación afectaba los comandos de los reguladores de hélice alterando su posición.

1.1.8 Posteriormente el motor derecho continuó perdiendo potencia, y en el motor izquierdo se percibió una falla cíclica.

1.1.9 Como la situación era incontrolable, el comandante decidió aterrizar al frente, en un campo que aparentaba ser apropiado, ya que se presentaba como largo, plano y de una coloración marrón.

1.1.10 Con potencia disponible reducida y tren abajo, se procedió al aterrizaje con el motor derecho detenido y su hélice en bandera tocando la puntera del ala izquierda primero y girando en ese sentido pivotando en el extremo mencionado.

1.1.11 El campo elegido resultó ser un estero con espeso juncal, de altura uniforme de aproximadamente dos metros.

1.1.12 Después de efectuar el aterrizaje y que el avión se detuviera por completo, los ocupantes abandonaron la aeronave por la puerta lateral derecha y se comunicaron vía teléfono celular con la escuela explotadora de la aeronave.

1.1.13 Inmediatamente, el explotador del avión, gestionó en el medio aeronáutico civil dos helicópteros para rescatar a los ocupantes del avión siniestrado.

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

## 1.2 Lesiones a Personas

Lesiones	Tripulante	Acompañantes	Otros
Mortales	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	1	-	-
Ninguna	1	2	

### 1.3 Daños a la aeronave

1.3.1 Célula: Deformaciones en la parte inferior delantera (de nariz), en la parte superior del fuselaje por flexión y en la inferior por golpes, con aplastamiento, por impacto contra el suelo, roturas en el alojamiento del tren de aterrizaje principal delantero y en las tomas de fijación del mismo.

1.3.1.1 El fuselaje detrás de la cabina, en su parte media y sobre el lado izquierdo, tenía deformaciones por esfuerzos de flexión a causa del impacto contra el terreno.

1.3.1.2 La puntera del plano derecho destruida, por impactar contra el suelo cuando el avión giró a 45° a la izquierda.

1.3.1.3 Tren de aterrizaje delantero con rotura en la traba de tren abajo y en la toma de fijación con el fuselaje.

1.3.1.4 Ambas alas: Con deformaciones en las tomas al fuselaje, alojamiento del tren y ondulaciones en el extradós.

1.3.2 Motores: Ambos motores con posibles daños internos por impacto de las hélices contra el terreno.

1.3.3 Hélices: Izquierda, con una pala levemente doblada hacia atrás. Derecha, con una pala con rotura y desprendimiento del extremo de la puntera de aproximadamente 0,18 m. de largo.

1.3.4 Daños en general: De importancia.

### 1.4 Otros daños

No hubo.

### 1.5 Información sobre el personal

#### 1.5.1 Comandante

1.5.1.1 El comandante de 30 años de edad es titular de la Licencia de Piloto Comercial de Avión con habilitación para vuelo nocturno, vuelo por instrumentos; aviones monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kg.

1.5.1.2 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica se encontraba vigente con fecha

de vencimiento 30 JUL 07, con limitación que debe usar anteojos.

1.5.1.3 Su experiencia de vuelo expresada en horas era :

Total:	1020:00.
Últimos 90 días:	140:00
Últimos 30 días:	30:00
En el día de accidente:	04:00
En el tipo de aeronave accidentada:	21:00
Vuelo por Instrumentos:	06:07

1.5.2 Piloto

1.5.2.1 El piloto, de 35 años de edad, es titular de la Licencia de Piloto Privado de Avión con habilitaciones para Aviones Monomotores y Multimotores Terrestres hasta 5.700 Kg.

1.5.2.2 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica se encontraba vigente; con fecha de vencimiento 30 JUL 07.

1.5.2.3 Su experiencia de vuelo expresada en horas era:

Total:	480.00
Últimos 90 días:	59.05
Últimos 30 días:	44.00
En el día del accidente:	3.07
En el tipo de aeronave accidentada:	18.05

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

1.6.1.1 Avión bimotor terrestre de estructura y empenaje totalmente metálico, de ala baja, tren de aterrizaje retráctil tipo triciclo con ruedas, marca Grumman, modelo GA – 7, N° de serie 0060, fecha de fabricación 1978 y con capacidad para cuatro plazas.

1.6.1.2 En la hoja de intervenciones de la Autoridad Aeronáutica N° 11, de la libreta de historial de la aeronave N° 3, con fecha 05 / MAY / 2005, figura la extensión de un certificado nuevo.

1.6.2 Célula

Según el último formulario DNA 337 el 28 ABR 05, se le realizó inspección de 100 hs. en el taller 1B-417, para su rehabilitación anual, cuando registraba 241.0 hs. es de la última recorrida general (DURG) y 3270.0 hs. de total general (TG).

1.6.3 Motores

1.6.3.1 La aeronave estaba equipada con dos motores marca Lycoming, Modelo O-320-D1D.

1.6.3.2 El motor N° 1 era número de serie: L-8343-39A, de 160 HP de potencia, al momento del accidente la libreta historial de motor tenía registrada 1720.9 hs DURG, desde la última recorrida general de fecha 24 NOV 05 efectuada en el Taller 1B-22 y 3752.9 hs. de TG.

1.6.3.3 El motor N° 2 era número de serie: L-8243-39A, de 160 HP de potencia, al momento del accidente la libreta historial de motor tenía registrada 1720.9 hs. DURG, desde la última recorrida general de fecha 24 NOV 05 efectuada en el Taller 1B-22 y 3752.9 hs. de TG.

1.6.3.4 El combustible utilizado es 100 LL y el consumo horario de 30 l/h por motor.

#### 1.6.4 Hélices

1.6.4.1 Los motores estaban equipados con hélices bipala marca Hartzell, modelo HC-F2YL -2UF, metálicas de paso variable.

1.6.4.2 La hélice N° 1 (izquierda), número de serie FE-124, al momento del accidente tenía registrada 1229.9 hs. DURG y 3749.9 hs. de TG.

1.6.4.3 La hélice N° 2 (derecha), número de serie FE-168, al momento del accidente tenía registrada 1229.9 hs. DURG y 3749.9 hs. de TG.

#### 1.6.5 Peso y balanceo al momento del accidente

1.6.5.1 El Peso Máximo de Despegue (PMD) certificado por el fabricante es de 1.725 kg. El Peso Vacío (PV), era de 1.229 Kg. según la última planilla de Peso y Balanceo confeccionada el 15 ENE 90 por el taller 1B-42.

1.6.5.2 Al momento del accidente, los pesos eran:

Vacío	1.229 Kg.
Piloto	99 Kg.
Tres pasajeros:	220 kg.
Combustible (160 lt x 0,72):	115 Kg.
Total al momento del accidente:	1.663 Kg.
Máximo de despegue (PMD):	1.725 Kg.
Diferencia:	62 Kg. en menos con respecto al PMD.

1.6.5.3 Para la masa previamente calculada el CG se encontraba dentro de la envolvente de vuelo prevista por el fabricante, en el Manual de Vuelo.

#### 1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional con datos registrados por la estación meteorológica del aeródromo Gualeguaychú, interpolados a la hora y lugar del accidente y analizado también el mapa sinóptico de superficie de 21:00 UTC era: Viento 140/04 kt, visibilidad 10 km. Fenómenos significativos ninguno; Nubosidad 1/8 SC 600- 1000M 5/8 CI Temperatura 27.9° C Temperatura punto de rocío: 13.1° C Presión a nivel medio del mar: 1013.9 hPa; Humedad relativa: 40%.

#### 1.8 Ayudas para la navegación

No aplicable.

#### 1.9 Comunicaciones

No aplicable.

#### 1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El lugar donde aterrizó la aeronave es un campo con zonas de esteros, con una profundidad de 0,5 a 1 metro de agua, cubierto de vegetación herbácea denominada "junco" de 1,5 a 2 metros de altura.

1.10.2 Este se encuentra a 20 Km. al sur de la localidad de Ceibas, provincia de Entre Ríos.

1.10.3 Las coordenadas son 33° 44' S y 058° 50' W con una elevación de 6 mts sobre el nivel medio del mar

1.10.4 El acceso al lugar del suceso fue extremadamente dificultoso por las condiciones del terreno.

#### 1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

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

1.12.1 El lugar del accidente es una zona de bañados cubiertos de juncos de altura uniforme muestra un aspecto de pradera, que si no se conoce la zona induce a errores. Por otra parte la conformación del subsuelo por la acumulación de sedimentos y rizomas hace muy dificultoso el caminar por esa zona.

1.12.2 En el caso particular de este aterrizaje, el juncal actúo como una superficie amortiguadora.

1.12.3 La aeronave aterrizó en el terreno blando, con el tren de aterrizaje extendido y éste al enterrarse detuvo al avión en una distancia aproximada de siete metros realizó un giro de 45° a la izquierda y quedó detenida. No hubo dispersión de restos.

1.12.4 Un extremo de una de las palas de la hélice derecha se desprendió en vuelo siendo impracticable su hallazgo.

### 1.13 Información médica y patológica

1.13.1 No se conocen antecedentes médico - patológicos que pudieran haber influido en el desempeño del piloto y sus acompañantes en el accidente.

1.13.2 Arribados al aeródromo San Fernando, el piloto fue derivado al Hospital Alemán de la Ciudad Autónoma de Buenos Aires donde fue asistido en la guardia por politraumatismos por accidente aéreo.

### 1.14 Incendio

No hubo.

### 1.15 Supervivencia

1.15.1 El comandante, el piloto y los acompañantes salieron del avión por sus propios medios, los cinturones de seguridad y sus anclajes soportaron las cargas generadas en el impacto preservando a los ocupantes eficientemente de mayores daños.

1.15.2 Fueron rescatados por un helicóptero civil, que se apoyó en el fuselaje del avión para poder cargar y transportar al personal involucrado a una ruta cercana.

1.15.3 Posteriormente con otro helicóptero trasladaron a todos los ocupantes de la aeronave desde el lugar anteriormente citado hasta el aeródromo San Fernando.

1.15.4 Es importante destacar la decidida acción del explotador para rescatar rápidamente a las personas accidentadas considerándosela óptima para preservar la integridad física de los afectados.

### 1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 El comando en la cabina de pilotaje del tren de aterrizaje estaba en posición "abajo", el tren principal izquierdo abajo y trabado, el tren principal derecho abajo con la traba de tren rota y el de nariz, con las tomas de fijación al fuselaje y la traba de tren rotas.

1.16.2 Motor izquierdo: palas de la hélice en posición "paso fino", comandos de mezcla en "rica", comando de acelerador en "reducido", comando de hélice "adelante" y llave selectora de combustible en "cerrado".

1.16.3 No se observó en las palas de la hélice del motor izquierdo, daños ocasionados por una condición de entrega de potencia, por lo tanto cuando el avión impactó contra el suelo el motor se encontraba detenido.

1.16.4 Motor derecho: palas de la hélice en posición "bandera", comandos de

mezcla en “cerrado”, comando de acelerador “reducido”, comando de hélice “adelante” y llave selectora de combustible en “abierto”.

1.16.5 En una de las palas de la hélice, correspondiente a ese motor, se observó el desprendimiento de la puntera en una extensión de 18 cm aproximadamente.

1.16.6 La estructura de la bancada del motor derecho, sufrió la deformación en los tubos y la rotura de uno de ellos, debido a las vibraciones causadas por el desbalanceo de las palas de la hélice.

1.16.7 El motor se inclinó hacia delante y abajo de su posición normal, por lo tanto, en esta nueva condición varió la regulación de las varillas de los controles de los comandos de motor en la cabina.

1.16.8 El motor derecho en su nueva ubicación, cambió en la cabina de vuelo la posición de los comandos, de esta manera se puede demostrar porqué el control de la hélice se encontró totalmente adelante y la misma en posición de bandera. Probablemente con las condiciones mencionadas anteriormente, el motor entró en bandera y se detuvo en vuelo sin la intervención de los pilotos.

1.16.9 Cabe señalar que los comandos en cabina de las válvulas de los tanques de combustible se encontraban en: motor izquierdo “cerrado” y motor derecho “abierto”.

1.16.10 Los flaps se encontraban en la posición “arriba”, coincidente con el comando de accionamiento de los mismos.

1.16.11 En el banco de pruebas de accesorios del TAR DNA1B-16, se pudo controlar ambos reguladores de las hélices de los motores. Dichos reguladores son modelo Hartzell, el ubicado en el motor izquierdo (Nº1), es el parte número F-6-3, serie número 4014 y el ubicado en el motor derecho (Nº2), es el parte número F-4-4, serie número 2697.

1.16.12 Los resultados obtenidos son los siguientes: “Pérdida interna de ambos reguladores y capacidad de bombas, fuera de tolerancia”. Los datos obtenidos en banco de pruebas son para controlar accesorios nuevos o reparados, pero con elementos en uso se debe controlar e inspeccionar de acuerdo con lo que establece el fabricante y mientras no reporten novedades se deben considerar en servicio.

1.16.13 Se verificó la válvula de alivio del regulador de la hélice derecha atascada por residuos e impurezas en el aceite. Al no trabajar la válvula de alivio, el sistema siguió operando con la presión total que entregaba la bomba sin regulación. No tiene novedad de falla asentada y el elemento que soportó el exceso de presión fue el cubo de la hélice.

1.16.14 En la inspección visual realizada en el lugar del accidente de la pala dañada por la rotura y desprendimiento de la sección de la puntera, se observó que la superficie del borde de ataque se encontraba muy irregular, con erosión (pérdida de material) marcas de melladuras y muescas por impactos directos con objetos

sólidos.

1.16.15 La parte posterior de la pala mencionada en el párrafo anterior, con múltiples marcas de melladuras, muescas y rasguños por impactos directos con objetos sólidos que provocaron múltiples depresiones y desprendimiento de la pintura negra mate de seguridad sobre el intradós.

1.16.16 Las tres palas de las hélices restantes se encontraban en las mismas condiciones de deterioro y con similares novedades a las de la pala fracturada.

1.16.17 Ante la imposibilidad de una pronta recuperación del material afectado y de proteger la zona de la rotura, se cortó una sección del sector de la pala dañada desde aproximadamente 30 cm donde se produjo la rotura.

1.16.18 Esta sección de la pala debidamente protegida, se envió al Laboratorio de Ensayos de Materiales de LMAASA en la ciudad de Córdoba, para determinar las posibles causas de la rotura y el desprendimiento de la puntera.

1.16.19 El informe enviado por LMAASA, N° DI / GE - 002/07, que se adjunta como Apéndice 1, contiene los resultados de la evaluación de los daños observados en el sector de la rotura de la pala de la hélice, como sigue, este tiene la finalidad de establecer, por medios de estudios físico químicos y fractográficos las causas que pudieron producir la fractura y oxidaciones superficiales observadas en la pala de la hélice.

1.16.20 El informe del laboratorio expresa lo siguiente:

“Observando la superficie de fractura se puede verificar la existencia de un gran poro de base oxidada a partir de la cual se proyectan un conjunto de estrías superficiales alineadas concéntricamente, este defecto se ubica a 8 mm. del borde de ataque y a dos de la superficie...”.

“La observación de la superficie de fractura permitió verificar la existencia de un gran poro de fundición del lingote con el que posteriormente se produce el perfil forjado, de aproximadamente 1,46 mm de largo por 0,41 mm de ancho y 0,48 mm de profundidad ubicado a 0,5 mm de la cara inferior del perfil, este defecto actuó como gran concentrador de tensiones hasta dar inicio a un proceso de agrietamiento a través de un mecanismo de fatiga del material...”.

“Estos defectos debieron ser homogeneizados en el proceso de forjado, pero obviamente la fundición del lingote primario contenía un alto porcentaje de poros y/o cavidades de contracción, ocasionados por la solidificación defectuosa de dicha aleación...”.

1.16.21 Concluye que la fractura con desprendimiento, se produjo por un fenómeno de desarrollo de grietas por mecanismo de fatiga que abarcó un 60% de la sección resistente, el resto en forma abrupta.

1.16.22 Esto pudo haberse originado en defectos de la estructura cristalográfica

del lingote primario con el que se forjó la pala y actuó como severo concentrador de tensiones.

#### 1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es de propiedad privada y estaba afectada a una escuela de vuelo.

#### 1.18 Información adicional

1.18.1 La vegetación existente en el lugar del suceso es una especie perenne que crece preferentemente sobre suelos estancados, orillas de los ríos, arroyos y lagunas, son ramas aéreas provistas de una médula esponjosa alcanzan dos metros de altura y se multiplican por semillas que son diseminadas por aves acuáticas o mediante un potente rizoma que origina nuevos tallos.

1.18.2 Esta cohesión entre tallos permite la acumulación de sedimentos que traen los ríos. Por su flexibilidad dada por la acumulación de aire en su interior, actúa de barrera deteniendo el oleaje y evitando la erosión de la costa.

1.18.3 El Manual de Vuelo de la aeronave se especifican los siguientes procedimientos de emergencia:

1.18.3.1 Para los aterrizajes de emergencia sin potencia:

“El lugar del aterrizaje determinará el próximo curso de acción.

Si el lugar de aterrizaje es parejo y duro, se indica un aterrizaje con tren abajo. Mantener el tren arriba para aterrizar sobre terreno blando y áspero. Cuando se tiene seguro el lugar de aterrizaje, bajar los flaps según necesidades y colocar las llaves maestras en desconectado”.

1.18.3.2 Para la determinación del motor inoperativo:

“La experiencia indica que se nota un aumento de la presión sobre el pedal del timón para aumentar la dirección, del lado del motor bueno. El otro pié o pié muerto, está del lado del motor inoperativo. Como respaldo, mover el acelerador del motor que se cree inoperativo. No se debe notar ningún cambio en el sonido del motor o en la presión de los comandos, si se está accionando el acelerador del motor muerto o inactivo”.

1.18.3.3 Asegurando o controlando el motor inoperativo.

“Una vez hecha la elección correcta, cerrar el acelerador, poner la hélice en bandera y el control de mezcla en corte (marcha lenta-cerrado). Cerrar los flaps de motor y colocar las llaves de encendido y alternador en Desconectado. Cerrar la llave selectora de combustible y la bomba auxiliar de combustible en Desconectado. Abrir el acelerador lo necesario para silenciar la bocina de alarma del tren de aterrizaje”.

#### 1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

Se realizó un análisis Metalográfico y examen Macrográfico de la pala dañada en un laboratorio especializado cuyas conclusiones se incorporaron convenientemente al presente Informe y cuyo texto completo se adjunta como Apéndice 1.

## 2 ANÁLISIS

### 2.1 Aspectos Técnicos

2.1.1 La fractura del extremo de pala de hélice se produjo debido al avance de un frente de fisuras, iniciado muy probablemente en un defecto constitutivo de la estructura cristalográfica de la aleación de aluminio, el cual actuó como concentrador de tensiones.

2.1.2 Al instante de desprendido el sector de pala, se generó un desbalanceo del conjunto motor – hélice, los cuales continuaron funcionando durante un breve lapso, deformando el sistema estructural que los contenía.

2.1.3 La rotura de un tubo y la deformación del resto de los tubos soportes de la estructura de la bancada de motor, posibilitó que se desplazara el motor derecho hacia adelante y hacia abajo.

2.1.4 Las varillas de los comandos de motor y especialmente de hélice salieron de regulación, dejando sin control a dichos sistemas. De esta forma se demostraría porqué el motor derecho con la hélice en bandera, tiene en la cabina la palanca del comando de hélice, adelante.

2.1.5 Los tubos soportes que forman la estructura de la bancada del motor derecho, se deformaron y rompieron por el desbalanceo y trepidación que produjo el desprendimiento del extremo de la puntera de una de las palas de la hélice. La detención del motor y la puesta en bandera del mismo, posibilitó que el resto de los tubos de la estructura soportaran al motor sin romperse.

2.1.6 Probablemente con las condiciones mencionadas anteriormente, el motor entró en bandera y se detuvo en vuelo sin la intervención de los pilotos.

2.1.7 No fueron asentadas como novedad durante la realización de la inspección previa al vuelo el estado de las palas de las hélices. Eran muy notorios los daños por marcas de melladuras, muescas y rasguños, por impactos con objetos sólidos, el desprendimiento de pintura negra (lado posterior de la pala) y la pérdida de material por erosión.

2.1.8 De acuerdo con las observaciones realizadas del componente, los daños del mismo, las cargas actuantes y el informe producido por el laboratorio de ensayos de materiales de LMAASA, se puede arribar a lo siguiente:

2.1.9 La sección de pala analizada presentaba gran cantidad de indentaciones, muescas y melladuras en su borde de ataque, como así también en ambas caras planas.

2.1.10 El análisis macroscópico detectó un poro de dimensiones considerables, que actuó como concentrador de tensiones, desde donde se propagaron frentes de fisura.

2.1.11 A través de ese poro avanzó una mecánica progresiva (fatiga), hasta que el sector resistente remanente, no soportó las cargas normales de trabajo.

2.1.12 El poro al cual se hace referencia, habría tenido su origen en un defecto de solidificación del lingote de material, no subsanado durante el conformado final, mediante el proceso de forjado de la pala.

2.1.13 De acuerdo con la cantidad de defectos superficiales observados; cada uno de ellos era potencialmente concentrador de tensiones, lo que podría haber desencadenado otras mecánicas de fatiga, no comprobadas fehacientemente en el presente informe por no ser causales de la fractura analizada.

## 2.2 Aspectos operativos

2.2.1 La trepidación en la aeronave se produjo por el desprendimiento parcial de una pala de la hélice del motor derecho, a raíz del desbalanceo resultante.

2.2.2 De acuerdo con lo expresado por el comandante y piloto durante la entrevista, este último, manifestó que se continuó perdiendo potencia en el motor derecho, y el motor izquierdo tenía una falla cíclica.

2.2.3 Para determinar cual era el motor que originaba la trepidación y asegurar y controlar el motor inoperativo, se debió aplicar lo especificado en el Manual de Vuelo de la aeronave en la parte de emergencias, según consta en los párrafos 1.18.3.2 y 1.18.3.3.

2.2.4 Asimismo, una vez elegido el lugar en donde se realizó el aterrizaje de emergencia, se debió operar de acuerdo con lo especificado en el mismo manual de Vuelo, en concordancia con lo especificado en el párrafo 1.18.3.1.

2.2.5 La decisión de efectuar un rápido aterrizaje fue lo más apropiado para salvaguardar a las personas a bordo.

## 3 CONCLUSIONES

### 3.1 Hechos Definidos

3.1.1 La tripulación se encontraba habilitada para realizar el vuelo, que terminó en accidente.

3.1.2 Los certificados de aptitud psicofisiológica correspondientes, se encontraban vigentes.

3.1.3 La aeronave tenía Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia.

3.1.4 El peso y balanceo de la aeronave estaba dentro de los límites establecidos en el Manual de Vuelo.

3.1.5 La decisión tomada por el comandante de la aeronave de efectuar un aterrizaje de inmediato, fue correcta .

3.1.6 El desprendimiento de una parte de la pala de la hélice, causante de la emergencia, habría sido por defecto de fabricación, al contener un poro en su interior, que desencadenó un proceso de fatiga de material.

3.1.7 El explotador actuó oportunamente en el rescate de las personas afectadas.

### 3.2 Causa

Durante un vuelo de aviación general en la fase de crucero, aterrizaje forzoso en un terreno no preparado por una vibración incontrolable en un motor debido al desprendimiento de una sección de una pala de hélice del motor derecho, como consecuencia de un proceso de fatiga de material originado muy probablemente en defectos metalúrgicos en el material del lingote primario con el que se forjó la pala y que actuó como concentrador de tensiones.

## 4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

### 4.1 Al Taller interviniente

Considerar la necesidad de tener en cuenta muy especialmente la CIRCULAR DE ASESORAMIENTO 20-37D, Ref: FAA AC N° 20-37D y las recomendaciones de la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad (DNA), Dirección Aviación General (DAG), en su Advertencia 064/DAG, referidas a defectos en hélices metálicas.

### 4.2 A la National Transportation Safety Board (NTSB)

Considerar la conveniencia de transmitir a la Empresa fabricante de la hélice el contenido del informe para su conocimiento en lo relacionado con la falla hallada cuya copia se adjunta como Apéndice 1.

## 5. REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Remitir copia de la presente Resolución a la Biblioteca Nacional de Aeronáutica para ser utilizado como material de consulta de los lectores y archivo.

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes en un plazo no mayor a sesenta (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que la aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo.

(Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas (19Jul02) publicada en el Boletín Oficial del 23 de Julio 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil  
Av. Pedro Zanni 250  
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo  
(C1104AXF) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección E-mail:  
“ [buecrp@faa.mil.ar](mailto:buecrp@faa.mil.ar) “

### APÉNDICES

APÉNDICE 1: Informe Técnico de LOCKHEED MARTIN AIRCRAFT ARGENTINA S.A. (LMAASA)

BUENOS AIRES, de junio de 2008

Sr. José ARCE  
Investigador operativo

Sr. Flavio LUCION  
Investigador a Cargo

Director de investigaciones