

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: Calle Güemes entre Bernardo de Irigoyen y Estanislao del Campo, Florida Oeste, provincia de Buenos Aires, Argentina.

FECHA: 18 de junio de 2010

HORA: 12:08 UTC aproximadamente

AERONAVE: Helicóptero

MARCA: Eurocopter Deutschland GmbH

MODELO: BO-105 CBS4

MATRÍCULA: LV-WJX

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de Helicóptero

PROPIETARIO: Operador Privado

Nota: Las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC), que para el lugar del accidente corresponde al huso horario -3

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El piloto despegó del Aeródromo (AD) San Fernando (SADF) el 18 de junio de 2010 a las 11:25 h con la aeronave matrícula LV-WJX, con destino a la

autopista Buenos Aires - La Plata para efectuar una filmación aérea de la zona. El camarógrafo habría advertido que la cámara colocada en la nariz del helicóptero no funcionaba adecuadamente, por lo que el piloto decidió aterrizar en el "Helipuerto Baires Madero (HBM)" de la zona sur de Puerto Madero, Ciudad Autónoma de Buenos Aires, para verificar los desperfectos de la cámara.

1.1.2 Aparentemente, al no poder solucionar la falla de la cámara, decidieron retornar al AD SADF.

1.1.3 Aproximadamente a mitad de la ruta de regreso el helicóptero perdió altura rápidamente y se precipitó a tierra sin control, en una zona urbana y se incendió.

1.1.4 El accidente ocurrió de día, con buenas condiciones de visibilidad.

## 1.2 Lesiones a las personas

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

## 1.3 Daños en la aeronave

Por el impacto contra el terreno y posterior incendio, la misma resultó completamente destruida.

## 1.4 Otros daños

La aeronave cayó en una zona densamente poblada, causando daños a dos viviendas.

## 1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 51 años de edad, era titular de la Licencia Piloto Comercial de Helicóptero, con habilitaciones para, vuelo nocturno; vuelo por instrumentos, H12T, B105, BK17, R22, AS50, AS65 (de acuerdo al nomenclador OACI). Además poseía la Licencia Piloto Comercial de Avión, Instructor de Vuelo de Helicóptero y Piloto Transporte de Línea Aérea de Helicóptero.

1.5.2 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase II se encontraba en vigencia, con vencimiento el 30 de octubre de 2010.

1.5.3 Su experiencia de vuelo en horas era:

Total:	2435.7
Últimos 90 días:	22.4
Últimos 30 días:	8.1
El día del accidente:	0.6

En el tipo de aeronave:

64.9

1.5.4 El informe de la Dirección de Licencias al Personal, de la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC), expresó que el Piloto tenía la última foliación realizada en marzo de 1994 y que no existían antecedentes de accidentes e infracciones aeronáuticas anteriores en su Legajo Aeronáutico.

## 1.6 Información sobre la aeronave

### 1.6.1 Información general

1.6.1.1 Helicóptero utilitario multipropósito de cinco plazas, que fue fabricado por la empresa Eurocopter Deutschland GmbH, modelo BO-105 CBS4, con número de serie S86 y matrícula de nacionalidad de la República Argentina LV-WJX. Era una aeronave de construcción principalmente metálica, que combinaba una estructura principal de cabina con el conjunto de cola tipo semi-monocasco. Poseía un peso vacío de 1524,1 kg y un peso máximo de despegue de 2500 kg.

1.6.1.2 Se encontraba equipado con dos motores tipo turboeje, fabricados por la empresa Allison, modelo 250-C20B, con una potencia de 420 shp cada uno. Ambos motores se encontraban vinculados a una caja de transmisión impulsaban el rotor principal de cuatro palas y el conjunto de rotor de cola bipala. Estaba equipado con dos tanques de combustible, uno principal y otro suplementario, con una capacidad total de 153 US Gal (579 l) de tipo JET-A1.

1.6.1.3 El certificado de matrícula estaba registrado a nombre de una Sociedad Anónima, expedido el 07 de junio de 2010.

1.6.1.4 El certificado de aeronavegabilidad, fue emitido por la Dirección Nacional de aeronavegabilidad, como Estándar y categoría Normal, el 04 de septiembre de 1995.

1.6.1.5 El formulario DA 337, fue emitido por el taller 1B-146 el 28 de agosto de 2009, teniendo su vencimiento en agosto 2010.

1.6.1.6 Los registros de mantenimiento, indicaban que la aeronave se encontraba mantenida de conformidad con las reglamentaciones y procedimientos vigentes aprobados. Sin embargo, los historiales de célula y motores se completaron con fecha del día del accidente, en una sola entrada, consignando 41.2 h. El asentamiento inmediatamente anterior databa del 31 de marzo de 2010.

### 1.6.2 Célula

De inspección progresiva, al momento del accidente contaba con un total general (TG) de 2468.6 h, y 92.1 h desde la última inspección (DUI) de rehabilitación anual. La última Inspección de 12 meses se llevó a cabo el 28 de agosto de 2009 en el TAR 1B-146 (Form. 101-7: 12-Month Inspection Basic Helicopter).

### 1.6.3 Motores

1.6.3.1 Ambos motores fueron fabricados por Allison (modelo 250-C20B), con serie número CAE-835613 el número 1 y con serie número CAE-835617 el número 2, de 420 shp de potencia cada uno. De inspección periódica, teniendo un TG de 1562.5 h y DUI 95.1 h cada motor, al momento del accidente.

1.6.3.2 El combustible utilizado al momento del accidente era JET-A1, con una carga máxima de (153 US Gal) 456 kg en sus tanques. Se estimó un total de 342 l (276.6 kg) al momento del despegue y no se pudo determinar el total de combustible al momento del suceso, debido al incendio posterior al impacto.

### 1.6.4 Rotores

1.6.4.1 El rotor principal era de cuatro palas y fue fabricado por Bolkow, modelo del cubo 105-14101 H, serie número S 109 (identificación a través del registro documental). Las palas del conjunto, número de modelo 105-15103, se identificaron como: números de series 473 la número uno, 517 la número dos, 521 la número tres y 538 la número cuatro; fabricación de material compuesto, con un TG de 2468 h al momento del accidente.

1.6.4.2 El rotor de cola era marca Bolkow, modelo de cubo 105-31714 A3, serie número 269, conformado por dos palas de material compuesto, el número de modelo de las palas es 105-31754, con números de series 2054 la número uno y 2074 la número dos, con un TG de 2468 h al momento del accidente.

1.6.5 El componente o sistema de la aeronave que influyó en el accidente fue la caja principal de transmisión (MGB), modelo FS72B, P/N° 4638 001 001, S/N° 0188.

### 1.6.6 Peso y Balanceo de la aeronave

1.6.6.1 En la Planilla de masa y balanceo del 06 de julio de 2007 figuraba como peso vacío 1524,1 kg.

1.6.6.2 Los cálculos de los pesos de la aeronave, al momento del despegue fueron los siguientes:

Vacío:	1.524,1 kg
Piloto:	90,0 kg (estimado)
Extra tripulante:	90,0 kg (estimado)
Combustible al despegue de SADF:	276,6 kg
Otros (cámara y soporte):	41,4 kg
Estimado al momento del despegue:	2.021,1 kg
Máximo de despegue aeronave:	2.500,0 kg
Diferencia:	478,9 kg en menos respecto al PMD.

1.6.6.3 Al no contar con el tiempo exacto de vuelo y de puesta en marcha de los motores, desde el despegue del AD SADF hasta el momento del accidente, no se pudo calcular el peso real. No obstante por la información disponible se pudo

establecer, con un alto grado de certeza que la aeronave habría tenido su centro de gravedad (CG) dentro de los límites establecidos en el Manual de Vuelo, certificado por el fabricante.

1.6.6.4 La presentación del Informe Técnico de Alteración (ITA) a la Dirección de Aeronavegabilidad (DA) para la instalación de la cámara data del 11 de mayo de 2006, por lo tanto no se pudo precisar si la planilla del 06 de julio de 2007 ya la había incluido. Si así no fuese, el CG en vacío se desplazaba con la cámara instalada 69 mm aproximadamente hacia adelante de la posición allí calculada.

## 1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional (SMN), con datos obtenidos de la estación meteorológica Aeroparque, interpolados al lugar del accidente, era el siguiente: viento 090°/10 kt; visibilidad 10 km; fenómenos significativos: ninguno; nubosidad: 4/8 SC 1050 m y 6/8 AC 3000 m; temperatura 12,4° C; temperatura punto de rocío: 9,7° C; presión a nivel medio del mar: 1013,2 hPa y humedad relativa: 83%.

## 1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

## 1.9 Comunicaciones

El piloto, en ningún momento se declaró en emergencia, durante sus comunicaciones con los controles de Tránsito Aéreo del AD SADF y Aeropuerto (AP) Buenos Aires / Aeroparque Jorge Newbery (SABE).

## 1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en una zona urbanizada de la localidad de Florida Oeste. El impacto de la aeronave se produjo en la calle Güemes entre Bernardo de Irigoyen y Estanislao del Campo, partido de Vicente López, provincia de Buenos Aires.

1.10.2 Las coordenadas del lugar eran: 34° 32' 27" S y 058° 30' 08" W, con una elevación de 18 m sobre el nivel medio del mar.

## 1.11 Registradores de vuelo

La aeronave no estaba equipada con registrador de voces ni con registrador de datos de vuelo, porque la reglamentación vigente no lo requería.

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

1.12.1 Al momento del accidente, la aeronave se encontraba en fase de crucero, con una altitud de aproximadamente 1.000 ft, cuando se produjo la falla derivó en un descenso brusco, incontrolado y casi vertical. Por encontrarse sobrevolando zonas urbanas, al caer, impactó lateralmente en su trayectoria

sobre el alero del frente de un inmueble, continuando la trayectoria incontrolada hasta el jardín de la casa, donde finalmente quedó.

1.12.2 No se observaron daños colaterales producto del desprendimiento de componentes en vuelo, previo al impacto con el alero de la vivienda.

1.12.3 El fuselaje y componentes principales del helicóptero se destruyeron por el impacto y posterior incendio generalizado. Una de las palas del rotor principal, se desprendió durante la secuencia del impacto quedando a unos 3 m de la ubicación del cubo. Del análisis de los bordes de ataque y cuerpo de las palas, no se detectaron marcas, rayaduras o daños que pudieran corresponderse al contacto de las mismas, con potencia, sobre los obstáculos.

1.12.4 Parte del botalón de la cola de la aeronave, se fracturó completamente por el impacto contra el pilar y las rejas de la vivienda. Una de las palas del rotor de cola se desprendió en el impacto y no pudo ser encontrada, lo cual indicaba que dicho rotor estaba girando.

### 1.13 Información médica y patológica

1.13.1 De lo investigado, no surgieron factores médico patológicos del Piloto que pudieran tener incidencia en el accidente.

1.13.2 Con relación con el personal de mantenimiento afectado al helicóptero accidentado, se detectó que el Mecánico de Mantenimiento, quien había realizado la última inspección de 25 h, no poseía Certificado de Aptitud Psicofisiológica en vigencia al momento de participar en el mencionado trabajo.

### 1.14 Incendio

El incendio total de la aeronave se produjo luego del impacto. Probablemente se inició por la fractura del tanque principal de combustible y su derrame sobre zonas calientes del motor.

### 1.15 Supervivencia

Debido a la magnitud del impacto contra el terreno y posterior incendio, el Piloto y acompañante no tuvieron posibilidades de supervivencia.

### 1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Inicialmente se procedió a realizar una evaluación general de los daños, trayectoria de la aeronave, obstáculos y secuencia del impacto. Luego de la inspección de la aeronave en el terreno, se retiraron los restos y fueron trasladados a SADF, para proseguir con la investigación, contando con el apoyo de los Asesores de los Estados de Diseño y Fabricación de la célula y los motores.

## 1.16.2 Sistema propulsivo

1.16.2.1 Con la asistencia de Asesores especializados del Representante Acreditado del Estado de Diseño y Fabricación (NTSB, EE. UU.), se procedió a la inspección pormenorizada de ambos motores. La tarea consistió en inspeccionar visualmente las zonas frías y accesorios, se realizó boroscopia a las etapas de turbina y cámaras de combustión, evaluación general de: sistema de ignición, alimentación de combustible y controles de ambos motores. El fabricante del motor de la aeronave presentó su informe el día 20 de junio de 2010, a través del Representante Acreditado.

1.16.2.2 De las tareas realizadas se pudo determinar que ambos motores no presentaban novedades técnicas al momento del accidente. Cuando ocurrió el impacto, los motores N°1 y N° 2, tenían una potencia aplicada del orden del 30% y 100%, respectivamente; dichos datos coinciden con el tacómetro de RPM en el tablero de instrumentos, que indicaban el N°1 con 30% y el N°2 con 140%, verificándose que los mismos se encontraban con sus comandos de transmisión a la caja, cortados por contraposición de movimiento.

## 1.16.3 Sistemas de control y transmisión

1.16.3.1 En lo que respecta a los comandos de vuelo, se inspeccionaron y comprobaron que estaban libres y con continuidad. Los pedales se encontraron en la posición de deflexión completa, con el del lado izquierdo hacia adelante.

1.16.3.2 La aeronave contaba con dos sistemas hidráulicos, el N° 1 y el N° 2, que funcionaban como “principal” y “auxiliar”; se conmutaban de modo automático a través de la “Tandem Hydraulic Unit” (THU). En caso de una falla se accionaba el dispositivo denominado “valve block”. La función de dicho dispositivo era anular la presión (remanente en caso de falla) del sistema N° 1 y liberar el caudal hidráulico del N° 2, permitiendo que las unidades alimentadas por presión hidráulica no sufran faltas de impulso. El sistema hidráulico de esta aeronave poseía dos válvulas de las mencionadas, una por cada sistema (N° 1 y N° 2).

1.16.3.3 Durante la inspección de los restos del helicóptero, se encontró que el vástago de accionamiento de la válvula de bloqueo del sistema N° 2 se hallaba fracturado transversalmente en toda su sección. Ante el hallazgo de esta novedad se aisló el componente y se lo remitió, para realizar un análisis de la mecánica de falla, al Laboratorio de Investigaciones Metalúrgicas (LIMF) de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de La Plata.

1.16.3.4 El 2 de diciembre de 2010 el LIMF emitió el informe N° 101202-A1 con el análisis de la mecánica de falla. Según ese documento, el colapso se produjo por el avance de un frente de fisura que se propagó desde marcas superficiales de maquinado hasta alcanzar un umbral crítico de crecimiento, que llevó a que la sección remanente se desprenda de modo dúctil, en un nivel de tensiones normales de servicio.

1.16.3.5 De acuerdo con el informe del fabricante, con el aval de la autoridad alemana de investigación de accidentes “German Federal Bureau of Aircraft

Accident Investigation” (BFU), sobre la falla que presentaba el vástago del dispositivo llamado “Tandem Hydraulic Unit” (105-45021), resumidamente dijo: la THU estaba posicionada en el sistema N° 1, que es la posición normal de trabajo. Es inusual encontrar el sistema N° 2 también conectado, pero debido a la rotura del vástago, cuando se conmutó del sistema N° 2 al N° 1, la válvula selectora no pudo desplazarse hacia la posición “off”. El resultado de esta falla fue tal, que ambos sistemas se hallaban activos. Es necesario mencionar, que en este caso, no hubo fallas en los sistemas de control o sus componentes (aunque en teoría, una doble fuerza de impulso estaría disponible).

1.16.3.6 De acuerdo con la información provista por la BFU, el sistema hidráulico dual para el B105 debe ser verificado al menos una vez al año (inspección de 12 meses). Durante esta inspección funcional, se hacen las conmutaciones entre los sistemas 1 y 2 y de ser necesario, deben cumplirse acciones correctivas. La descripción de las pruebas consta en el MM, Cap. 101-7 (12-Month Inspection), Ref.: Cap. 43, Ítems 43-13, 43-15 y 43-16. Si la falla hubiese estado presente en dicha oportunidad, debería haber sido detectada. Asimismo, la BFU informó que éste tipo de fallas, fue un caso aislado.

#### 1.16.4 Rotores

1.16.4.1 Del rotor principal, de acuerdo con los daños verificados en las palas y en las estructuras que impactara, se deduce que la velocidad de rotación era muy baja o nula. Las roturas de palas y sistemas de control fueron a causa del impacto y posterior incendio.

1.16.4.2 Del rotor de cola se verificó en las palas que, una se encontraba con golpes en el borde de ataque como consecuencias de haber pegado con algún objeto durante la caída de la aeronave y la otra se rompió, quedando un pedazo de pala tomada al cubo de la misma, presentando roces con algún elemento en el momento del impacto. Observados los daños de esta pala y sus marcas en el sentido de giro evidenciadas en su superficie (interna), puede afirmarse que el rotor giraba al momento final del impacto. Los elementos internos de la caja de 90° se hallaban en buen estado y lubricados.

1.16.4.3 Mecánica de transmisión al rotor de cola: la energía generada en la planta motriz, era transmitida a través de una caja principal de transmisión de forma directa al rotor principal y a través de una sucesión de ejes hacia el rotor de cola. El sistema interno de ese componente era independiente, por lo que una falla en la salida de potencia hacia el eje principal, no implicaba necesariamente la interrupción en el otro. De acuerdo con esa mecánica de funcionamiento, se analizó el eje de transmisión hacia la caja de 90° del rotor de cola, observándose que el componente presentaba una fractura plástica por torsión, coincidente con el sentido de giro. La deformación y falla indicaban que el giro era con potencia.

#### 1.16.5 Caja principal de transmisión

1.16.5.1 La caja principal de transmisión era un conjunto de trenes de engranajes (del tipo solar / planetarios), encargados de transmitir la energía mecánica proveniente de los motores hacia el mástil del rotor principal,



propiciando su funcionamiento a un régimen conocido de vueltas. Era una estructura cerrada, inmersa en un medio lubricante, que constaba de un eje central que en el extremo exterior se conectaba al mástil del rotor principal y en el interior se encontraba vinculado a un tren de engranajes solar / planetarios. La energía cinética / mecánica ingresaba a la caja desde dos ejes conectados a los ejes de salida de las turbinas de ambos motores.

1.16.5.2 De acuerdo con lo indicado en el Manual de Mantenimiento del helicóptero (Tabla 101-14.1 Tiempo entre recorridas generales –TBO– de componentes básicos del helicóptero), la caja principal de transmisión tenía un TBO de 3000 horas de vuelo. De acuerdo con la Libreta Historial de este componente, al momento del accidente tenía acumuladas 2782.2 hs desde la última recorrida general.

1.16.5.3 El conjunto también poseía otro eje lateral de transmisión de movimiento al rotor de cola. La integridad de los componentes mecánicos se conservaba a través de un nivel constante de lubricante (10,3 litros de aceite, MIL-PRF-23699), que recirculaba en el interior de la caja, dispersado desde un sistema de inyectores y anillos que atomizaban el fluido sobre todas las partes móviles del conjunto.

1.16.5.4 La caja instalada en la aeronave accidentada fue identificada con el número de serie S188. En el lugar del accidente, se constató que este componente presentaba una perforación en su estructura resistente (sector “upper housing assy”), producto del incendio, lo que provocó el derrame del lubricante y permitió el ingreso de agua y productos químicos de extinción de incendios durante la actuación de los bomberos. Dadas estas condiciones, no pudo constatarfe fehacientemente la cantidad y calidad del aceite presente en el conjunto.

1.16.5.5 En el lugar destinado al resguardo de los restos, se procedió al desarme e inspección inicial de la caja de transmisión donde se detectó que:

- 1) El engranaje solar principal se encontraba destruido debido a que la totalidad de la estructura circunferencial dentada estaba “barrida”, debido a un proceso severo y violento de desgaste erosivo, con signos inequívocos de alta temperatura.
- 2) Los cinco engranajes planetarios principales, asociados al solar descrito anteriormente, se encontraron con daños menores.
- 3) El tapón magnético, que alerta sobre la presencia de partículas ferrosas en suspensión presentes en el lubricante, se encontró completamente cubierto de restos metálicos. De acuerdo con el material acumulado, se puede evaluar que el mismo estaba muy por encima de los valores de tolerancia permitidos.

1.16.5.6 Para un análisis pormenorizado sobre las causas de la falla de la caja principal, la misma fue remitida a su fabricante, en la República Federal de Alemania, bajo la supervisión de la BFU. Cabe señalar que el fabricante es el

único autorizado para la apertura y mantenimiento mayor de las cajas de transmisión.

1.16.5.7 Una vez realizadas las inspecciones y ensayos (supervisados por la BFU), el fabricante emitió dos informes: uno preliminar del 30 de septiembre de 2010 y el complementario definitivo el 10 de junio de 2011. De las investigaciones efectuadas se destaca que:

- 1) Al momento de la apertura de la caja, su interior contenía gran cantidad de agua, producto de la extinción del incendio.
- 2) Los componentes internos presentaban severos signos de oxidación.
- 3) El engranaje “sun gear, S/Nº 260” se encontraba completamente destruido.
- 4) El filtro de aceite contenía una excesiva cantidad de residuos.
- 5) El tapón magnético estaba cubierto de partículas metálicas.
- 6) La etapa del conjunto planetario se encontró con daños severos.
- 7) El disco dispersor de lubricante tenía los orificios de atomización bloqueados por partículas metálicas en su parte inferior y restos de materia negra en una capa que cubría el sector superior.

1.16.5.8 El Reporte ZFL-00762E (laboratorio) informó que las partículas (“chips”) eran casi exclusivamente de acero al cromo o al cromo-níquel. Este resultado es coincidente con lo informado por el LIMF (Univ. de La Plata), que los identificaba como partículas de acero.

1.16.5.9 En el sistema de lubricación de la caja de transmisión se encontró que la bomba impulsora estaba en buenas condiciones, mientras que los filtros se encontraban contaminados. El dispositivo de control de by-pass del caudal de lubricante está conformado por una válvula de émbolo esférico, cargado con un resorte a presión. Durante la inspección se halló que ese resorte que comandaba la apertura o cierre de la bolilla, estaba deformado (flexión plástica), por lo que el conjunto de control de by-pass estaba fuera de servicio, dado que la bolilla se asentaban incorrectamente en su anillo de asiento.

1.16.5.10 Dada la falla observada, habría quedado parcialmente liberado el conducto de by-pass, por lo que parte del caudal no habría sido filtrado totalmente, durante los ciclos de operación. Este hecho que conllevaría a que las partículas en suspensión no fuesen retenidas completamente por el filtro del conjunto. La acumulación de partículas en el lubricante, causa deterioros progresivos en los componentes mecánicos. La obstrucción del filtro no posee indicación si no hay caída de la presión de aceite. Recién en la normativa (FAR 27, Enm. 26) se introdujo la presencia del indicador visual con el sistema tipo “pop out”.

1.16.5.11 La válvula by-pass del filtro de aceite no tiene inspecciones periódicas, de acuerdo con lo informado por la BFU. Respecto al tapón magnético, que se encontró cubierto completamente de partículas ferromagnéticas, tenía un intervalo de inspección de 25 h, y el procedimiento consistía en retirarlo de su alojamiento roscado y evaluar la cantidad de partículas adheridas por magnetismo, a los efectos de retornar al servicio el helicóptero o bien evaluar una tarea de mantenimiento restaurativo (recambio de la MGB).

1.16.5.12 El tapón magnético que tenía instalada esta caja de transmisión no poseía sistemas electrónicos asociados a un testigo o alarma en la cabina de vuelo, que pudiese advertir a la tripulación sobre una condición anómala de la MGB en cuanto a la presencia de partículas metálica; mientras no hubiese condiciones de baja presión de aceite o elevada temperatura del mismo. La única posibilidad de conocer el estado de desgaste interno era durante la inspección visual, en intervalos de 25 h.

1.16.5.13 Como parte de los ensayos realizados, se remitieron los rodamientos del conjunto a su fabricante original (SKF–Aeroengine Italy–Quality Department), que produjo el informe RT1367 iss. 01. De esa investigación puede destacarse que los elementos analizados se encontraban fuera de tolerancia respecto de: signos de severo y moderado desgaste adhesivo (gripado) sobre caminos de rodadura, gripado y deformación de elementos rodantes, desgaste circunferencial de las estructuras y jaulas, indentaciones varias y signos de corrosión. De acuerdo con los daños descritos, en todos los casos, las mecánicas de falla dan como resultado el desprendimiento de micro partículas metálicas de los componentes afectados.

1.16.5.14 Según lo expresado por SKF, los procesos de desgaste y corrosión que se observaron en los rodamientos, tuvieron sus orígenes en una baja utilización del conjunto. Según consta en los historiales, era una caja de transmisión fabricada en 1985, con pocas horas de uso y tiempo prolongado de desuso, factores que propician el desarrollo de puntos de corrosión y el progreso de “gripado” (desgaste adhesivo) al momento del retorno al servicio.

1.16.5.15 Teniendo en cuenta la falla observada en el sistema de control by-pass del lubricante, el análisis de las partículas metálicas que se encontraban en suspensión y que junto a otros residuos bloquearon los orificios de dispersión del aceite (según consta en los ensayos químicos realizados por el fabricante de la MGB), se pudo determinar que probablemente se trataba de desprendimientos generados por el desgaste adhesivo y procesos corrosivos que se habían desarrollado en los rodamientos.

1.16.5.16 Es decir, los desprendimientos de los elementos rodantes lograron llegar a los trenes de engranajes, sin poder ser retenidos completamente por el filtro del conjunto, que por diseño posee una malla de 100 micrones. La granulometría de las partículas era superior a la malla del filtro (mayores a 200 micrones), y compuestas mayoritariamente de aceros al cromo níquel, cromo, bronce y aluminio, que de estar en servicio el dispositivo de control de by-pass, hubieran quedado retenidas bloqueando probablemente el filtro a corto plazo.

Asimismo, se detectó contaminación por partículas metálicas y material orgánico en canales de aceite e inyectores.

1.16.5.17 El informe del fabricante de la aeronave, también agrega que la investigación del tapón magnético reveló que las partículas magnéticas provenían de los engranajes (muy probablemente del “sun gear”, degradado durante la secuencia del accidente), pero también había presente material de los cojinetes. Este material era proveniente del cojinete de entrada, el cual venía degradándose con mucha anterioridad al accidente y sus desprendimientos eran colectados por el tapón magnético.

1.16.6 Análisis de los filamentos de las lámparas de advertencia del panel anunciador

1.16.6.1 El panel anunciador se hallaba seriamente dañado por el impacto y principalmente por el incendio, que había prácticamente fundido los cobertores de las lámparas. Se realizó un minucioso trabajo de extracción de las lámparas que se consideraron de interés en la investigación, para su estudio y comparación. Los filamentos analizados pertenecían a los indicadores de:

- 1) LOW FUEL (escaso combustible, para comparación),
- 2) HY BLOCK (atascamiento de alguna válvula hidráulica en el sistema 1),
- 3) RPM (rotor),
- 4) T OIL (se ilumina si la presión de aceite de la transmisión principal es menor a 0,5 bar, o si la temperatura de ese aceite está por encima de los 105° C).

1.16.6.2 El criterio de análisis de los filamentos obedecen al principio que, si la lámpara estaba encendida y su filamento incandescente, su resistencia mecánica al impacto eran marcadamente menor, por lo tanto se deformarán sus espiras al ser sometidas a una fuerte desaceleración. Esto es indicativo de: lámpara encendida al momento del impacto, filamento con fuerte deformación.

1.16.6.3 Las lámparas fueron observadas y fotografiadas en el laboratorio de Mecánica Aplicada del Instituto de Investigaciones Científicas y Técnicas para la Defensa (CITEDEF). Del estudio se determinó que todas las lámparas habrían estado encendidas al momento del impacto.

1.16.6.4 Dado que se verificó el encendido de la lámpara LOW FUEL en el Panel de Luces de Alarma, se evaluó que el encendido de la misma no se relacionaba con la operación o con el accidente. Se expuso al fabricante el posible sentido de dicha indicación, y que evaluara la posibilidad si una situación cercana a “cero G” durante la caída, podría causar un efecto en el combustible interno del tanque que podría “engañar” al medidor. El fabricante respondió que de acuerdo con los especialistas responsables del sistema de combustible, no fue posible determinar una causa concreta. Sin embargo, consideran que la alarma fue resultado de la secuencia del accidente y no la causa. Posiblemente, el

flotante del transmisor fue forzado hacia abajo en el impacto y disparó una señal “en el último segundo”.

#### 1.16.7 Documentación técnica

1.16.7.1 Según consta, la última inspección se había realizado 41.2 hs antes del accidente en el taller habilitado 1B-146, no encontrándose asentada en el registro historial de la aeronave. Asimismo, se encontraban tres inspecciones visuales de tapón magnético (orden de trabajo), a saber:

- 1) El 9 de enero de 2010 a las 6993.2 hs TG MGB y 27 hs luego de la última inspección de tapón, resultado sin novedad.
- 2) El 9 de abril de 2010 a las 7017.1 hs TG MGB y 23.9 hs luego de la última inspección de tapón, resultado sin novedad.
- 3) El 13 mayo de 2010 a las 7043.1 hs TG MGB y 26 hs luego de la última inspección de tapón, resultado sin novedad.

1.16.7.2 De acuerdo con lo requerido por el Manual de Mantenimiento de la aeronave (BO 105 MM Chap. 11-18), el Inspector que realizó el control del tapón magnético evaluó al componente, como “condición A” de acumulación de partículas metálicas. Incluso agregó que en las anteriores inspecciones aparecían partículas como las que figuran en el detalle “A” del manual. Se procedió a la inspección semanal del tapón ya que no poseía chip detector, al cabo de unas horas las partículas desaparecieron y no se volvieron a encontrar en el tapón.

1.16.8 Al momento del accidente, el tapón magnético acumulaba 14.6 h desde la última inspección, quedando 10.4 h remanentes antes de la próxima revisión. Si se tiene en cuenta que las inspecciones deben realizarse en intervalos de 25 h de servicio, es destacable que de las últimas tres, dos estuvieron realizadas fuera de tiempo.

1.16.9 Respecto a la falla detectada en el dispositivo conmutador del sistema hidráulico, no se observaron anotaciones en cuanto a novedades detectadas o tareas de mantenimiento restaurativo sobre el mismo.

1.16.10 Se consultó a la Dirección de Aeronavegabilidad, perteneciente a la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC), respecto de la necesidad de contar con Certificado Tipo Suplementario (CTS) para la instalación y uso de cámaras de filmación en la aeronave y Certificado de Aeronavegabilidad en categoría Restringido, para operar en tareas de Trabajo Aéreo. Esa Dirección expresó: “Existe el ingreso a este Dirección de aviación General de un Informe Técnico de Alteración (ITA) por la instalación de una cámara giratoria del 12 de mayo de 2006, al cual se le observaron novedades. Las mismas fueron notificadas al Ingeniero actuante, no obteniéndose respuesta alguna. Si bien la instalación de la cámara mencionada puede hacerse a través de un CTS, también podría cumplirse a través de un ITA. Por último, informo a Ud. que el Certificado de Aeronavegabilidad Especial no ha sido emitido.”

1.16.10.1 Ante una nueva consulta a la DA, la misma informó que el helicóptero se encontraba habilitado en Categoría Normal (Certificado de Aeronavegabilidad Estándar, color blanco). Agregó: “Si la instalación de la cámara hubiera estado aprobada, por ejemplo a través de un Informe Técnico de Alteración, se habría cambiado el Certificado Estándar por uno Restringido (F.8130-7 Amarillo) y eso no ocurrió en este caso (el ITA nunca fue terminado).”

1.16.10.2 Al respecto, dado que al momento del accidente, la mencionada cámara (Gyrocam Systems) se encontraba instalada en la aeronave, la DA agrega: “...por lo que no se estaría cumpliendo con el Diseño Tipo aprobado de la aeronave, ni se autorizó dicha modificación. Por estos motivos, este DAG considera que el helicóptero estaría en condición no aeronavegable.”

1.16.11 Por otra parte, la División Trabajo Aéreo (ANAC) informó que la aeronave LV-WJX se encontraba afectada a una empresa, “con el Certificado de Aeronavegabilidad Normal emitido por la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad el cual era suficiente para la actividad en la que estaba certificada la empresa.”

1.16.12 El TAR 1B-146, que realizaba el mantenimiento de la aeronave, tenía en vigencia sus Especificaciones de Operación, extendidas por la DA (Depto. Aviación General) el 06 de agosto de 2009, con vencimiento el 30 de agosto de 2011, y poseía alcance para MBB modelo BO-105 Series.

1.16.13 El personal técnico que realizó la última inspección de 25 h el 13 de mayo de 2010, estaba incluido en el Manual de Procedimientos de Inspección (Sección 2 / Organización) del TAR DNA 1B-146, bajo el siguiente título: “Nómina y Alcances del Personal de Inspección Autorizado Exclusivamente para Helicópteros”;

- Mecánico: Licencia MMA, autorizado para firmar ítems de mecánico en guías de inspección / formularios de trabajo (22 de septiembre de 2008). De acuerdo con lo informado por el INMAE, el período de validez del Certificado de Aptitud Psicofisiológica vencía el 30 de julio de 2002, con la limitación de utilización de lentes correctores;

- Inspector: Licencia MMA, Cat. “C”, autorizado para firmar, ítems de mecánico en guías de inspección / formularios de trabajo e ítems de inspector en casillero correspondiente de las guías de inspección / formularios de trabajo (05 de junio de 2008). De acuerdo con lo informado por el INMAE, el período de validez del Certificado de Aptitud Psicofisiológica vencía el 30 de abril de 2011, con la limitación de utilización de lentes correctores.

## 1.17 Información orgánica y de dirección

1.17.1 La aeronave era de propiedad de una Empresa S.A.

1.17.2 El Jefe de la División Trabajo Aéreo informó que la empresa, la aeronave y el piloto estaban inscriptos en el Departamento Trabajo Aéreo de la Dirección de Licencias al Personal de la ANAC, autorizado a explotar un servicio

de trabajo aéreo en las actividades y especialidades de FTF (fotografía), Fotografía, Filmación y Fotografía Aérea, figurando afectados, la aeronave en el Anexo I y el Piloto en el Anexo II, con una vigencia desde el 18 de abril de 2010 hasta el 18 de abril de 2011.

1.17.3 Asimismo el Jefe de División informó que dentro del personal que opera la aeronave estaba asignada una plaza para un tripulante extra. Dicha información fue presentada el 03 de mayo de 2010, a través de la Constancia N° 005/10 en la Central de Control Aerofotográfico dependiente del Comando de Operaciones Aéreas de la Fuerza Aérea Argentina.

#### 1.18 Información adicional

1.18.1 El informe del Director de Servicios Aeronáuticos del Comando de Adiestramiento y Alistamiento de la Fuerza Aérea Argentina, con relación al tripulante extra (fotógrafo) expresaba: “Relacionado con el tema de referencia cabe señalar que no es competencia de la Central de Control Aerofotográfico la habilitación del personal que cumple funciones a bordo, ni de la aeronave; tarea que lleva a cabo la ANAC y los organismos de competencia en el ámbito aeronáutico de acuerdo con la nueva legislación vigente”.

1.18.2 Asimismo, consta en dicho informe una planilla de la Central de Control Aerofotográfico donde figura la Solicitud de Inscripción Registro de C.C.A. (Certificado Habilitante de Aerofotografía), con vencimiento el 24 de octubre de 2010.

1.18.3 Existían antecedentes de fallas de similares características (engranaje “sun gear”), que fueron proporcionados por el fabricante:

- BO105 CBS-4, Serie N° 0573, 21 de junio de 1996, Golfo de México,
- BO105 CB, Serie N° 0781, 29 de diciembre de 2004, Sudáfrica.

1.18.3.1 El informe del fabricante del helicóptero (TS-ETMT-2010-009, párrafo 4.3.1) menciona que en los dos accidentes similares, el elemento que originó las partículas fue identificado, el cual las producía mucho tiempo antes de los sucesos. Esto podría indicar, que los procedimientos de mantenimiento no se seguían correctamente o se interpretaban de modo impropio, juzgando a las partículas presentes en el tapón magnético como “desgaste normal”. De presentarse esa hipotética situación, se actuaba de acuerdo con el procedimiento aplicable al caso. Este procedimiento de control fue establecido y permaneció sin cambios por más de 40 años.

1.18.3.2 Sin embargo, el Alert Service Bulletin (N° ASB BO105-10-25), además de reducir el número de horas para el control del tapón magnético de la MGB, de 25 h a 10 h, agrupa las categorías de presencia de partículas atrapadas, en 7 a 4 distintas clasificaciones, para facilitar la resolución de la acción de mantenimiento. La EASA AD N° 2011-0091, el 18 de mayo de 2011, se hace eco de este ASB, indicando que además de disminuir el tiempo de inspección del tapón, debe inspeccionarse el filtro de aceite N°/P 6140063321 por presencia de partículas.

#### 1.18.4 Consideraciones sobre la certificación de la MGB

1.18.4.1 Con respecto a la normativa de diseño del helicóptero, el fabricante y la autoridad aeronáutica de Alemania informaron que la caja de transmisión fue certificada de acuerdo con las normas FAR Parte 27, Enmienda 27-3. Como referencia, la Parte 27.929, Enm. 27-12, Efect. 5/2/77, establece que se debe demostrar que la transmisión del rotor principal es capaz de operar en condiciones de autorrotación por 15 minutos después de la pérdida de presión en el sistema primario de lubricación.

1.18.4.2 Las pruebas llevadas a cabo por parte del fabricante de la caja (ZF), dio lugar a la emisión de un informe (Report N° 501 4538 402, "Main Transmission FS 72 B, Overload and Dry Run Test"), Transmisión Principal – Sobrecarga y Prueba de Funcionamiento en Seco, cuyo texto se resume en la siguiente traducción no oficial:

- La prueba sirvió como una verificación adicional para la certificación de la transmisión para las autoridades civiles; con la prueba en seco se pretendió probar que tras la pérdida de lubricación de la transmisión operando en el techo de servicio, se garantizaba un aterrizaje seguro en autorrotación.

- La prueba se llevó a cabo en banco, con test de sobrecarga seguido por la prueba en seco. Durante la operación a 2 x 257 kW se cortó el suministro de aceite. Luego de 20 segundos con esa carga, se simuló la operación de autorrotación a 7,4 kW por 10 minutos. Finalmente, la transmisión se cargó por 1 minuto con 2 x 184 kW, con posterior detención, desarme e inspección de sus componentes.

- La operación resultó sin problemas. Luego de la prueba en seco, signos severos de rozamiento y decoloración por alta temperatura se manifestaron en las ruedas dentadas cónicas de entrada y en la etapa planetaria. Ninguno de los rodamientos presentó fallas; la caja podía ser girada libremente, inmediatamente después de la detención y luego de enfriarse.

- Los daños en los flancos de los engranajes durante la operación en seco probablemente ocurrieron en la última etapa (2 x 184 kw). En comparación con los engranajes, la buena condición de los cojinetes se explica por el hecho que en los rodamientos y en los engranajes prevalecía el movimiento de deslizamiento. El relativamente severo deterioro sufrido por la etapa planetaria fue el resultado de la reducción del huelgo entre flancos debido al calentamiento.

- El test ha probado que no se produjo falla en engranajes durante una corta operación de sobrecarga y que un aterrizaje en autorrotación seguro es posible en caso de pérdida de lubricación de la transmisión.

1.18.5 Se pudo tener acceso a la filmación de la cámara de seguridad de la autopista cercana (AUSA), donde se pudo observar que los últimos 400 ft aproximadamente de la caída de la aeronave fueron en sentido casi vertical. No pudieron verse otro tipo de indicios que aportaran datos significativos a la investigación.



1.18.6 Como medida de prevención, el fabricante emitió el “Alert Service Bulletin” ASB BO105-10-125 (02 SET 10) y la EASA, la AD EASA N° 2011-0091, con la indicación de una reducción del intervalo de inspección del filtro de aceite de la MGB a 100 h y del tapón magnético de 25 a 10 h. Asimismo, se estableció el criterio de evaluación del patrón de partículas presentes en dicho tapón, para facilitar y ajustar las acciones y medidas a tomar en caso de un “chip event”. La Directiva de Aeronavegabilidad recibió dos revisiones, una el 01 de agosto de 2012 y la segunda el 08 de noviembre de 2012, ratificando los contenidos y ampliando los requisitos en cuenta al envío de información con los hallazgos de las inspecciones.

#### 1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

Se utilizaron las técnicas de rutina en cuanto al desarme, inspección, ensayos químicos y análisis metalúrgico de las partes analizadas, tanto en el país, como en el exterior. La totalidad de los ensayos realizados en el exterior, fueron supervisados y remitidos a través de los Representantes Acreditados, tal como lo prevé el Cap. 5 del Anexo 13 de OACI.

## 2 ANÁLISIS

### 2.1 Aspectos operativos

2.1.1 De acuerdo con la investigación efectuada, se determinó que la empresa se encontraba habilitada para realizar trabajo aéreo. La misma poseía la afectación de la aeronave, el piloto y el tripulante extra, camarógrafo, para realizar el vuelo que estaban efectuando.

2.1.2 Cuando el piloto se encontraba realizando el vuelo desde Puerto Madero al AD SADF, a la altura de Vicente López (provincia de Buenos Aires), inesperadamente se produjo la falla de la caja principal de transmisión; hecho que no permitió realizar un aterrizaje de emergencia, precipitándose la aeronave en forma vertical contra el terreno.

2.1.3 La técnica de vuelo empleada por el piloto fue la correcta hasta que se produjo la falla. Una vez que el rotor principal quedó sin transmisión mecánica, el piloto perdió el control de la aeronave, sin que pudiera efectuar una maniobra defensiva o de emergencia.

2.1.4 De acuerdo a la información suministrada por el SMN, las condiciones meteorológicas no tuvieron influencia en la mecánica de vuelo ni en la secuencia del accidente.

### 2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 De acuerdo con las investigaciones y los ensayos de material realizados sobre los componentes que fallaron en servicio, se pudo determinar que el colapso catastrófico del engranaje principal “sun gear” tuvo su origen en

una cadena de desgaste progresivo y severo, de desarrollo a gran velocidad, causado por una interrupción de la lubricación.

2.2.2 Las partículas superficiales desprendidas de los rodamientos afectados a procesos de gripado, corrosión e indentación mecánica fue una de las fuentes de contaminación. Adicionalmente, el deterioro severo del rodamiento derecho del engranaje de entrada llevó a un desplazamiento del contacto entre dientes, con el consiguiente desgaste y degradación superficial del engranaje y la modificación de su patrón de contacto. El fabricante agrega en su informe, que este tipo de daño indicaba que durante varios centenares de horas habría estado operando de este modo.

2.2.3 Al encontrarse el dispositivo by-pass del filtro de lubricante fuera de servicio (bolilla parcialmente abierta por motivos y oportunidad que no pudieron fehacientemente determinarse), el caudal contaminado con las partículas, se dispersó en todo el conjunto de trenes de engranajes de la caja de transmisión. Con el filtro casi bloqueado por la acumulación y las partículas fluyendo por el ducto de paso libre, el daño se propagó exponencialmente, provocando también obstrucciones de los orificios internos del sistema de lubricación.

2.2.4 Sumado al desgaste que se propagaba, el bloqueo del sistema de lubricación generó una condición crítica, que inevitablemente produjo los daños antes observados.

2.2.5 Al perder continuidad la transmisión de energía mecánica entre los componentes, el mástil del rotor principal se quedó rápidamente sin impulso, provocando la pérdida de control de la aeronave en vuelo.

2.2.6 La falla observada en el sistema hidráulico no tuvo relación con la cadena de eventos inseguros que derivó en el accidente, sin embargo afectaba la aeronavegabilidad, ya que se trataba de la afectación de un producto clase II, sistema primario redundante.

2.2.7 De acuerdo con lo informado por la Dirección de Aeronavegabilidad, respecto a la instalación de la cámara giroestabilizada sin la correspondiente autorización, hace que el helicóptero no se encontrara aeronavegable, aunque éste no fue un factor contribuyente a las causales técnicas del accidente.

### 3 CONCLUSIONES

#### 3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto se encontraba habilitado para realizar el vuelo.

3.1.2 Durante la investigación no se detectaron factores técnicos que pudieran condicionar al sistema propulsivo (motor), respecto a la generación de potencia.

3.1.3 La falla suscitada en la “Tándem Hydraulic Unit” no tuvo relación de causa y efecto con la ocurrencia del suceso. No se detectaron fallas en los

sistemas de comando que pudieran haber interferido en el control de la aeronave en vuelo.

3.1.4 La pérdida de potencia del rotor principal se produjo por el colapso catastrófico de la rueda dentada del engranaje solar, perteneciente a la caja de transmisión principal.

3.1.5 La falla de la caja de transmisión pudo tener su origen en una degradación de los rodamientos, afectados por procesos de desgaste adhesivo, corrosión e indentaciones mecánicas que produjeron el desprendimiento de partículas metálicas que quedaron en suspensión en el medio lubricante.

3.1.6 Las partículas en suspensión no pudieron ser retenidas completamente por el filtro del sistema, debido a que el ducto by-pass se encontraba parcialmente abierto, por falla de su válvula de control.

3.1.7 La acumulación progresiva de partículas e impurezas en el lubricante produjo la obstrucción de los orificios de dispersión y atomización del aceite dentro de la caja.

3.1.8 La falta de lubricación, durante el funcionamiento, sobre los componentes mecánicos principales de la caja de transmisión generó el daño severo observado en la inspección post-accidente.

3.1.9 La meteorología no influyó en el accidente.

### 3.2 Causa

Durante la realización de un vuelo de Trabajo Aéreo, en la fase de crucero, se produjo la pérdida de control de la aeronave, con posterior caída e impacto contra viviendas e incendio, debido a una falla del sistema de lubricación que produjo un proceso de desgaste adhesivo de rodamientos, provocando un colapso general en el sistema de engranajes de la caja de transmisión principal, que trasmite la potencia del motor al rotor principal.

#### Factores contribuyentes

- 1) Falla de una válvula by-pass del filtro de lubricante de la caja.
- 2) No haberse incorporado el sistema de detección de partículas recomendado por la fábrica en Boletín de Servicio (Opcional) N° 80-41 del 14 MAY 1979 "Installation of a Chip Warning System for Main Rotor Gearbox" (Service Bulletin).

## 4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

### 4.1 A la Dirección de Aeronavegabilidad de la ANAC

Considerar la conveniencia de evaluar la factibilidad de requerir en forma obligatoria la instalación del sistema "chip detector" en el tapón magnético

de la caja de transmisión, de acuerdo con lo recomendado por el fabricante en su Boletín de Servicio (Opcional) N° 80-41 del 14 MAY 1979 "Installation of a Chip Warning System for Main Rotor Gearbox".

Nota: En su Reporte Técnico (TS-ETMT-2010-009), el fabricante propuso como medida correctiva, el re-diseño del filtro de aceite y el establecimiento de la función del by-pass.

#### 4.2 A la Dirección Nacional de Seguridad Operacional (ANAC)

Considerar la necesidad de establecer medidas de coordinación y comunicación eficaces entre sus Direcciones, a los efectos de evitar el otorgamiento de autorizaciones para el desarrollo de actividades de Trabajo Aéreo sin la aprobación de modificaciones que alteren la aeronavegabilidad de las aeronaves involucradas.

### 5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil en un plazo no mayor a sesenta (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que la aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo. (Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas 19 JUL 02, publicada en el Boletín Oficial del 23 de Julio 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Administración Nacional de aviación Civil (ANAC)  
Azopardo 1405, esquina Av. Juan de Garay  
(C 1107 ADY) Ciudad Autónoma de Buenos Aires.

ó a la dirección e-mail:  
"info@anac.gov.ar "

BUENOS AIRES, de 2013.

Sr Ricardo BRESSÁN  
Investigador a Cargo

Sr Jorge RODRÍGUEZ  
Investigador Operativo

Director de Investigaciones