

Expte. Nº 663/13

ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el suceso, 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 e incidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial que, en relación con el suceso, pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: LAD 2666 – Quimilí, provincia de Santiago del Estero.

FECHA: 10 de septiembre de 2013

HORA: 20:20 UTC (aprox)

AERONAVE: Avion

MARCA: Air Tractor

MODELO: 502 B

MATRÍCULA: LV-YAC

PILOTO: Piloto comercial / Aeroaplicador - avión

PROPIETARIO: Privado

NOTA: Todas 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 En la localidad de Gancedo, provincia de Chaco, el 10 de setiembre de 2013, siendo las 18:30 h aproximadamente, el piloto de la aeronave marca Air Tractor, matrícula LV-YAC, recibió un llamado telefónico comunicándole que se había iniciado un incendio en el margen derecho del LAD 2666, en la localidad de Quimilí, provincia de Santiago del Estero.

1.1.2 Al arribo del piloto a la base de la empresa de aeroaplicación y lucha contra el fuego, el personal de apoyo en tierra ya tenía el avión en plataforma cargado de combustible y agua. Despegó aproximadamente a las 19:40 h con destino al LAD 2666, distante a 80 km al oeste.

1.1.3 En el lugar del incendio realizó un vuelo de reconocimiento para efectuar la descarga del agua. Una vez concluida la misma, efectuó otra pasada para observar donde realizaría la próxima y se dirigió al aterrizaje en ese LAD, para reabastecer nuevamente la tolva.

1.1.4 Finalizada la carga, se dirigió en rodaje hacia la cabecera 36. Unos 400 m antes de llegar a la misma, la aeronave efectuó un semitrompo, donde se le produjeron deformaciones y roturas en la aeronave.

1.1.5 El accidente ocurrió de día, con fuerte viento y alta temperatura.

### 1.2 Lesiones a personas

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

### 1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: Dobladura y quebradura de los caños del reticulado del fuselaje entre la cabina y el empenaje. Quiebre del empenaje vertical y del estabilizador horizontal derecho en la zona de la toma de las riostras. Dobladura del timón de dirección. Rotura y desprendimiento de la rueda del patín de cola y de la semimasa de la rueda del tren principal derecho. Dobladura de los estribos de acceso a la cabina.

1.3.2 Motor: Sin daños.

1.3.3 Hélice: Sin daños.

### 1.4 Otros daños

No hubo.

## 1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto, de 35 años de edad, poseía la licencia de piloto comercial de avión, habilitaciones: vuelo nocturno, vuelo por instrumentos, combate contra incendio, monomotores terrestres hasta 5.700 kg. Observaciones: última renovación realizada el 5 de septiembre de 2012. Otras Licencias: piloto aeroaplicador avión con habilitaciones para aeroaplicación diurna; monomotores terrestres hasta 5.700 kg; aeronaves propulsadas por turbohélice menor a 5.700 kg. Última renovación con fecha 1 de diciembre de 2005.

1.5.2 Poseía una habilitación psicofisiológica clase I, emitida por el INMAE Córdoba con fecha de vencimiento 31 de diciembre de 2013, para AER-PCA.

1.5.3 La experiencia de vuelo del piloto, según su libro de vuelo, en horas, era la siguiente:

Total general:	3165.5
En los últimos 90 días:	87.0
En los últimos 30 días:	37.0
El día del accidente:	1.5
En turbohélice:	2010.7
Aeroaplicador:	2047.2

## 1.6 Información sobre la aeronave

### 1.6.1 Información General

Aeronave monomotor terrestre, marca Air Tractor, fabricada el 25 de septiembre de 1997, modelo AT-502 B, N° de serie 502 B-0459, agrícola, monoplaça totalmente metálico, de ala baja, estabilizador horizontal arriostrado, tren de aterrizaje fijo, convencional. Posee una tolva ubicada por detrás del motor, con una capacidad para 1893 kg y tanques de combustible con una cabida total de 817 l.

### 1.6.2 Célula

Poseía un certificado de aeronavegabilidad especial, clasificación restringida, emitido por la ex Dirección Nacional de Aeronavegabilidad el 16 de agosto de 2006, con vencimiento en agosto de 2011.

El certificado de matrícula, a nombre de dos propietarios, fue expedido por el Registro Nacional de Aeronaves de la ANAC el 28 de mayo de 2010.

El último formulario DA 337 del 5 de octubre de 2012, fue emitido por un TAR habilitado; al momento de realizarse la inspección anual de planeador, registraba un total general (TG) de 1616.8 h. Según su libreta historial, al momento del accidente tenía asentado un TG de 1651.5 h y 885 Ciclos totales; en O.T. N° 582 tiene inscripto el cumplimiento a las Directivas de Aeronavegabilidad, control de los componentes con

vida límite, y se determinó que se encontraba aeronavegable. También se realizó un nuevo pesaje y balanceo de la aeronave; quedando habilitada hasta octubre de 2013.

### 1.6.3 Motor

Tenía instalado una planta de poder marca Pratt & Whitney, modelo PT6A-34AG, N° de serie: PCE-PH0074, de 750 hp de potencia a 2200 RPM.

Según su último formulario DA 337 del 5 de octubre de 2012, al momento de la inspección de 100, 150 y 300 h del manual de mantenimiento de Pratt & Whitney, contaba con 1616.8 h y 865 ciclos de TG, quedando habilitado hasta las 3089.6 h de TG para próxima HSI o 3500 h de TG para próxima recorrida general.

### 1.6.4 Hélice

El motor se encontraba equipado con una hélice marca Hartzell, modelo HC-B3TN-3D, serie N° BUA-20176, de paso variable y de 3 palas.

El 5 de octubre de 2012 se le efectuó una inspección anual, según Owner Manual N° 139 de Hartzell, cuando registraba 1616.8 h de TG y 38.8 h desde última recorrida general (DURG), quedando habilitada hasta totalizar 3.000 h DURG (36 meses) o hasta junio de 2015 para próxima recorrida general.

### 1.6.5 Peso y Balanceo de la aeronave

En los cálculos realizados durante la investigación se estableció:

Peso básico:	2083 kg
Peso del piloto:	73 kg
Peso del combustible:	480 kg
Peso agua (carga)	<u>1500 kg</u>
Peso antes del despegue:	4136 kg
Peso Máximo de Despegue (PMD):	3632 kg
Diferencia:	504 kg en más respecto del PMD

El peso de la aeronave, al momento del rodaje para el despegue, era de 504 kg en más al PMD y el centro de gravedad (CG) se encontraba fuera de la envolvente de vuelo aprobada en el Manual de Vuelo del avión y en la Planilla de Peso y Balanceo del 4 de octubre de 2012.

### 1.6.6 Otros equipos

La aeronave estaba equipada con un banderillero satelital / GPS.

## 1.7 Información Meteorológica

1.7.1 El informe remitido por el Servicio Meteorológico Nacional, con datos extraídos de los registros horarios de las estaciones meteorológicas de Pres. Roque Sáenz Peña, Ceres y Santiago del Estero, interpolados a la hora y el lugar del accidente, y visto también los mapas sinópticos de superficie de 18:00 UTC y 21:00 UTC, indicaba: viento 020/20 kt; visibilidad 1 km; fenómenos significativos tempestad de polvo; nubosi-

dad ninguna; temperatura 39.4 °C; temperatura punto de rocío 10.5 °C; presión a nivel medio del mar 1003.3 hPa; humedad relativa 15 %.

1.7.2 Asimismo informó: 19:00 UTC Temperatura 39.8 °C – Viento 360/23 kt; 20:00 UTC Temperatura 38.5 °C – Viento 020/22 kt; 21:00 UTC Temperatura 38.0 °C – Viento 020/20 kt.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No aplicable.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió sobre la pista 18/36 del LAD 2.666, sito en inmediaciones de la localidad de Quimilí, provincia de Santiago del Estero, de 1500 m de largo por 30 de ancho, de asfalto, con ayudas visuales para la navegación: señal designadora de pista, señal de eje de pista, señal de umbral, señal de zona de toma de contacto.

1.10.2 Sus coordenadas geográficas son 27° 40' S 062° 22' W, con una elevación de 138 m sobre el nivel medio del mar.

1.11 Registadores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 La aeronave, en rodaje a la derecha del eje de la pista, de Norte a Sur, luego de haber recorrido 1000 m de la cabecera 18, abruptamente, y por acción del viento 3/4 de cola por izquierda, realizó un giro hacia el Este derrapando de costado, lo que motivó que la rueda del tren de aterrizaje principal derecho se desbandara, rozando la masa contra la superficie del asfalto, dejando una marca de 35 cm de largo por 7 cm de ancho de promedio y una profundidad de 5 cm.

1.12.2 Durante el giro, y con la rueda de cola trabada, rozó de costado la capa asfáltica y produjo la rotura del bulón de fijación de la horquilla arrastrando la ballesta contra la superficie, originando un agujero en la capa de asfalto de 21 x 15 x 8 cm.

1.13 Información médica y patológica

No se encontraron evidencias de antecedentes médico/patológicos del piloto que hubieran podido influir en el accidente.

#### 1.14 Incendio

No hubo.

#### 1.15 Supervivencia

El piloto no sufrió lesiones y abandonó la aeronave por sus propios medios. Los cinturones y arneses cumplieron con su función y la cabina aparentemente no tuvo deformaciones.

#### 1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 La aeronave fue trasladada y desarmada en un hangar sito en el predio del LAD, antes del arribo de los Investigadores de la JIACC al lugar del accidente.

1.16.2 La semimasa externa de la rueda del tren principal derecho fue reemplazada y partes de la misma se encontraban a un costado de la aeronave; éstas se enviaron al Laboratorio de Ensayos de Materiales de la FAdeA junto al bulón inferior de sujeción del soporte del eje de la horquilla de la rueda de cola al fleje elástico, a fines de determinar las causas de las fracturas.

1.16.3 El Informe Técnico N° IT/GE/007/14 correspondiente a la “Semimasa externa de la pata derecha del tren de aterrizaje”, concluye: *“La fractura que se observó sobre la semimasa de rueda externa, se produjo a consecuencia de haber sufrido un impacto contra un elemento externo que superó el límite de resistencia estructural del conjunto”*.

1.16.4 El resultado del Informe Técnico N° GE/069/13, en el que se solicita “Determinar las causas de fractura” correspondiente al bulón inferior de sujeción del soporte del eje de la horquilla de la rueda de cola al fleje elástico, determinó que hubo un proceso de rotura por un mecanismo de fatiga por corrosión bajo tensiones que afectó el 70% de la sección resistente, previo a la rotura abrupta.

1.16.5 Se pudo establecer que el disco de freno izquierdo tenía vestigio de haber soportado altas temperaturas, por su coloración azul-violácea y marcas de las pastillas de freno.

1.16.6 En el hangar donde estaba depositada la aeronave, se comprobó la continuidad y estado de los comandos de motor, palanca de comando y pedaleras, y el libre movimiento de las superficies de alerones. Los flaps se encontraban retraídos.

1.16.7 Se giró la hélice manualmente; el motor presentaba libre movimiento y no se escucharon ruidos de rozamientos ni de componentes sueltos en su interior.

1.16.8 Se descapotó el motor y se realizó una inspección visual, donde no se percibieron pérdidas de líquidos.

1.16.9 En la Sección 2, Procedimientos Normales del Manual de Vuelo – RODAJE: Párrafo 4: Cuando sea posible mantenga la rueda de cola trabada durante el rodaje ya que esto minimizará la necesidad del uso de los frenos. Párrafo 5: Se pueden hacer pequeños cambios de dirección con el uso de timón de dirección y potencia del motor. Para efectuar giros cerrados en tierra, destrabe la rueda de cola y utilice suave-

mente los frenos junto con la potencia. Los esfuerzos de frenado son suaves entonces no presione el freno en forma continua. El destrabe de la rueda de cola puede llevarse a cabo moviendo la palanca de bloqueo de rueda de cola hacia atrás en el avión que tiene el sistema de traba de rueda de cola manual. Para las aeronaves que no tienen el sistema de traba de la rueda de cola manual, empuje el bastón de mando completamente hacia adelante para destrabar la rueda de cola.

1.16.10 La ficha técnica del certificado tipo (Data Sheet) N° A17SW para el Air Tractor modelo AT502B, correspondiente al N° de serie de esta aeronave, estipula que debe estar colocado un letrero con vista total del piloto, que entre otras informaciones tiene que decir: “15 MPH MAXIMA VELOCIDAD DE VIENTO CRUZADO PARA ATERRIZAJE (13 kts)”, como así también en Limitaciones de Operación del Manual de Vuelo.

#### 1.17 Información orgánica y de dirección

1.17.1 La aeronave pertenece a una empresa con certificado de explotador de trabajo aéreo para realizar tareas de aeroaplicación, combate de incendios e inspección y vigilancia.

1.17.2 La misma posee cinco aeronaves de las mismas características que la accidentada y tiene afectados catorce pilotos.

#### 1.18 Información adicional

1.18.1 El accidente fue denunciado dos días después de haber ocurrido.

1.18.2 En este modelo de la aeronave AT (Air Tractor), la rueda de cola se traba colocando la palanca de mando toda hacia atrás, a diferencia de otros que posee una manivela para ese fin.

1.18.3 El AT-502B Owners Manual, en la sección mantenimiento, dedica una parte importante a las uniones mediante bulones de los trenes de aterrizajes a la estructura tubular del fuselaje y a otros componentes del mismo sistema, describiendo a los bulones que unen el tren principal y el de cola a la estructura como los elementos de unión más importantes de la aeronave. Seguidamente, define que éstos tienen una vida limitada por fatiga y establece los criterios a adoptar para el reemplazo de los componentes críticos, considerando diferentes escenarios de acuerdo con el tipo de operación y hasta aceptando como válido tomar una opción intermedia entre dos.

1.18.4 Para el caso que nos ocupa, la parte del tren de cola colapsada es uno de los dos bulones traseros que unen el tail spring (ballesta del tren de cola) con el housing (cuerpo donde se aloja la horquilla que contiene la rueda trasera), identificada como *Bolts aft end tail spring*, número de parte AN12H15A. Esta parte requiere reemplazo y mantenimiento de acuerdo con el Owner Manual según los siguientes criterios:

- a) Chequear por movimiento entre el tail spring y el housing y torquear ambos bulones cada 100 horas de vuelo.

b) Reemplazar ambos bulones cada 2000 horas, 1000 horas o un año de acuerdo con el tipo de operación.

1.18.5 Según con los registros obrantes, al momento del colapso la aeronave registraba 1651.5 h, 885 ciclos de utilización y 17 años de antigüedad.

1.18.6 Del análisis de la libreta de historial de aeronave, surge que los bulones (uno de los cuales colapsó) no registran el mantenimiento requerido que pudieran definir la trazabilidad de los trabajos.

1.18.7 RAAC 91 – Párrafo 91.25, Requisitos para aeronaves accidentadas: “El piloto o los tripulantes de una aeronave accidentada que no estén impedidos deberán comunicar el accidente de inmediato, conforme a sus posibilidades, a la Autoridad Aeronáutica más cercana, quedándoles prohibido, así como al propietario de la aeronave, mover ésta y sus restos, hasta la liberación por la autoridad investigadora”.

1.18.8 El Código Aeronáutico (Ley 17.285), Título IX, Art. 186, expresa: “Toda persona que tomase conocimiento de cualquier accidente de aviación o existencia de restos o despojos de una aeronave, deberá comunicarlo a la autoridad más próxima por el medio más rápido y en el tiempo mínimo que las circunstancias permitan”.

1.18.9 El piloto manifestó: *“Subo a la pista me dirijo desde la cabecera norte a la cabecera sur para iniciar el posterior despegue en el transcurso del carreteo ya transcurridos unos 1.300 m noto que pierdo el pedal de freno derecho del mismo - ya en ese momento comenzaba a reducir el carreteo para girar y enfrentar el viento y despegar desde cabecera sur”.*

1.18.10 También expresó que: *“Al momento que pierdo el freno derecho la nave comenzó un suave tirada a la izquierda y ésta se va agravando de manera tal que con dicho freno derecho no lo podía regular y siguió girando hasta casi terminar un giro donde escucho un golpe en la cola y el avión que se asentó”.*

## 1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se efectuaron ensayos químicos, físicos y metalográficos en el Laboratorio de Ensayos de Materiales de la FAdeA.

## 2 ANÁLISIS

### 2.1 Aspectos técnicos

2.1.1 La rotura de la semimasa se produjo por el deslizamiento lateral de ésta contra un material duro (pista de aterrizaje), el cual superó el límite de resistencia estructural del conjunto; no se comprobaron fallas mecánicas previas al accidente.

2.1.2 El colapso de uno de los bulones de fijación del housing en el tail spring se produjo por una reducción de la sección resistente al ser afectado por un proceso de fatiga por corrosión bajo tensión, en una fase en la cual los esfuerzos a los que estuvo

sometido fueron sensiblemente inferiores a la máxima esperable, lo que también se corresponde con la tipificación de las fallas de este tipo.

2.1.3 El fabricante de la aeronave ha determinado el mantenimiento sobre el bulón de referencia, y en tal sentido estableció criterios según utilización y tiempo calendario. Los criterios de mantenimiento que se establecen en función de la utilización, normalmente responden a detectar y prevenir defectos esperables asociados a procesos de fatiga, mientras que los que se establecen en función del tiempo calendario lo hacen para detectar y prevenir defectos esperables asociados a procesos corrosivos.

2.1.4 La combinación de los esfuerzos a los cuales estuvo sometido el bulón, propios de su función y al ambiente corrosivo del medio al que estuvo sometido por su ubicación en la aeronave fumigadora, produjeron el desarrollo de fisuras por corrosión bajo tensión.

2.1.5 Los registros de mantenimiento demostraron, al menos, desconocimiento por parte de los propietarios, del operador y los diferentes talleres que intervinieron la aeronave acerca de la criticidad del elemento, al igual que los requerimientos establecidos en el Owner Manual.

2.1.6 Si bien el haber modificado el escenario del accidente antes de la llegada de los investigadores dificultó analizar la mecánica del accidente, y en función de los dichos del piloto, el proceso de rotura del bulón se produjo durante el carreteo de la aeronave sobre la pista, la aplicación de frenos diferenciales para mantener la aeronave en el eje de misma produjo esfuerzos laterales que hicieron colapsar el bulón del tren de cola que tenía su sección disminuida. Esto permitió que el housing se desplace de su posición normal, por lo que con él se movió la horquilla que contiene la rueda trasera (la cual estaba trabada de acuerdo con lo requerido por la operación) y produjo un descontrol direccional de la aeronave haciéndola girar bruscamente, sometiendo al conjunto de rueda derecha a esfuerzos más allá de lo esperable, por lo que se fracturó e hizo que el ala toque el pavimento y deforme la estructura del avión.

## 2.2 Aspectos operativos

2.2.1 El viento al momento del suceso era elevado y superior a las limitaciones de componente cruzado (13 kt).

2.2.2 La temperatura también era elevada y muy próxima a los 40 °C.

2.2.3 El rodaje con fuerte viento  $\frac{3}{4}$  de cola por izquierda, puede hacer que la velocidad de rodaje se incremente sustancialmente, y al tenerlo de costado, la tendencia natural de la aeronave es querer enfrentar al mismo, por lo tanto el piloto debió corregir esa tendencia de girar hacia la izquierda con freno derecho.

2.2.4 Dicha velocidad de rodaje se puede explicar que fue incrementada por el apremio que tenía el piloto en combatir el fuego (presión operacional - "hurry up").

2.2.5 El hecho de rodar la aeronave con la rueda de cola trabada y freno derecho aplicado permanentemente, hizo que el disco de freno se recalentara, agravado por la alta temperatura ambiente, y por consiguiente perdiera efectividad, provocando el desvío de la aeronave hacia el lado del viento y produciendo el derrape que ocasionó los daños en la masa de rueda, rotura del bulón de fijación de la rueda de cola (debilitado) y deformaciones en el fuselaje trasero.

2.2.6 Si el bulón de fijación se cortó por haber derrapado la rueda de cola, infiere que la misma estaba trabada al momento de producirse el evento.

### 3 CONCLUSIONES

#### 3.1 Hechos definidos

3.1.1 La fractura de la semimasa de la rueda del tren principal derecho se produjo por un desplazamiento lateral a 90°.

3.1.2 La fractura del bulón del tren de cola se produjo por una falla asociada a un proceso de fatiga por corrosión bajo tensión.

3.1.3 El Owner Manual preveía acciones de mantenimiento sobre el elemento colapsado que no fueron cumplimentadas.

3.1.4 El régimen de utilización de la aeronave era muy bajo (1651.5 h en 17 años de antigüedad).

3.1.5 No se cumplimentó lo dispuesto en las RAAC - Requisitos para aeronaves accidentadas, ni el Art 186 del Código Aeronáutico.

3.1.6 El piloto tenía las licencias y habilitaciones requeridas por la reglamentación.

3.1.7 El apresuramiento operacional por combatir el fuego fue un factor en el suceso.

3.1.8 El viento reinante en el momento del suceso excedía las limitaciones establecidas por el fabricante en el Manual de Vuelo. Las condiciones de alta temperatura y viento elevado tuvieron influencia en el accidente.

#### 3.2 Conclusiones del análisis

En un vuelo de lucha contra el fuego, en la fase de rodaje a cabecera, se produjo una pérdida de control direccional de la aeronave (medio giro), atribuido a la combinación de los siguientes factores:

- Fractura del bulón inferior de fijación del patín de cola.
- Falta de efectividad del disco de freno del tren principal debido al recalentamiento ocasionado por aplicaciones intensas.

- Operación de rodaje con viento cruzado fuera de norma y con componente de cola, que incrementó la velocidad de rodaje y la utilización del frenado, que dificultó el control direccional.

Condiciones preexistentes:

- Apresuramiento por presión operacional (Hurry up), que influyó en la degradación del desempeño de la tripulación.

## 4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

### 4.1 Al Piloto de la aeronave

Se recomienda en todas las fases de vuelo respetar las limitaciones establecidas en el Manual de Vuelo.

En lo referente a la información de ocurrencia de accidentes, se recomienda cumplimentar lo dispuesto en las RAAC 91 – Párrafo 91.25, como así también en el Código Aeronáutico (Ley 17.285), Título IX, Art. 186, descriptos en los Párrafos 1.18.6 y 1.18.7 de este Informe.

### 4.2 A Dirección Nacional de Seguridad Operacional – Dirección de Aeronavegabilidad (ANAC)

Informar a los TAR con alcance de mantenimiento para este tipo de aeronave, que el Owner Manual – Air Tractor AT-502 B, Sección Mantenimiento pag. 5, “TAIL WHEEL FORK HOUSING”, - Año 2008 requiere reemplazar ambos bulones (AN12H15A) cada 2000 horas, 1000 horas o un año de acuerdo con el tipo de operación a la que sea sometida la aeronave.

## 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 lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo. (Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas -19 JUL 02- publicada en el Boletín Oficial del 23 de julio de 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:  
Área de Prevención de Accidentes de Aviación Civil de la ANAC  
Departamento Administración de Aeródromos  
Azopardo 1405 Esquina Av. Juan de Garay – 5º Piso  
(C 1107 ADY) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección Email: “info@anac.gov.ar”

BUENOS AIRES,

Investigador operativo: Sr. Raúl COMINCINI  
Investigador técnico: Sr. Silvio A. MORENO