

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: Finca Tolloche, Ruta 16 Km. 557, Departamento Joaquín V. González, provincia de Salta.

FECHA: 11 de febrero de 2006

HORA: 22:20 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Air Tractor

MODELO: AT-401-B

MATRÍCULA: LV-WLF

PILOTO: Licencia de Piloto Aeroaplicador de avión

PROPIETARIO: Privado

NOTA: Todas las horas están expresadas en el Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar del accidente corresponde a la hora huso - 3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 11 FEB 06 a las 22:00 hs, luego de haber cargado 800 Kg. de producto y completado 237,6 Kg. de combustible, el piloto despegó con la aeronave AT-401-B, matrícula LV-WLF, desde el LAD 2177 para realizar la tarea de rociado aéreo en un lote de 50 hectáreas, situado 10 km al NE del lugar utilizado para

despegar.

1.1.2 Según su declaración, luego de haber completado, aproximadamente, 30 hectáreas y, durante el viraje para iniciar el sobrevuelo de una nueva melga, con 40 m de altura, aproximadamente, advirtió que el motor perdía potencia por lo que, detuvo el viraje, controló la presión de combustible, llevó el comando de potencia al máximo y colocó el comando de hélice en paso fino.

1.1.3 Seguidamente trató de accionar la descarga de emergencia de la tolva sin éxito, simultáneamente buscó un lugar donde aterrizar mientras que conectaba la bomba de emergencia de combustible luego de lo cual el motor comenzó a entregar potencia.

1.1.4 Cuando observó que no podía alcanzar el lugar elegido para aterrizar, accionó los comandos con intención de girar hacia la izquierda. En ese momento el plano izquierdo hizo contacto bruscamente con el terreno y la aeronave se detuvo impactando contra el borde de un canal de riego.

1.1.5 El accidente ocurrió por la tarde y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a las personas

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

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: Ala izquierda parcialmente desprendida de su fijación al fuselaje, torsionada en su eje longitudinal; puntera destruida y superficies de alerón deformada. Ala derecha, aleta compensadora desprendida de su alojamiento. Tren de aterrizaje lado izquierdo desprendido. Fuselaje, a la altura del empenaje vertical (aprox. en la estación 158), quedó comprimido y torsionado hacia la derecha. Sistema de aspersion, destruido.

1.3.2 Motor: Daños de importancia debido al desprendimiento de las bancadas y del aro frontal de capot de motor.

1.3.3 Hélice: Ambas palas dobladas hacia atrás, una al 35% de su longitud y la otra al 70%.

1.3.4 Daños en general: De importancia.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto al mando, de 61 años de edad, es titular de la Licencia de Piloto Aeroaplicador de Avión con las habilitaciones para, Aeroaplicación diurna, Aviones Monomotores y Multimotores terrestres hasta 5.700 Kg. Posee además las licencias de, piloto TLA de Avión e Instructor de Vuelo de Avión.

1.5.2 No se registran antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, (Clase I), estaba vigente hasta el 30 ENE 07, con la limitación: "Debe usar anteojos con óptica indicada".

1.5.4 Su experiencia acumulada en horas de vuelo era la siguiente:

Total:	3055.7
En los últimos 90 días:	-----
En los últimos 30 días:	20.5
El día del accidente:	7.3
En el tipo de avión como el accidentado:	20.5

1.5.5 Debido a que el piloto no llevaba asentadas correctamente en su Libro de Vuelos, la actividad realizada, se tomó la misma a partir del último foliado hecho en Buenos Aires el 06 JUN 77, la última hoja del Libro de Vuelos y lo declarado por el piloto.

1.5.6 Asimismo, no existe constancia alguna de la habilitación del piloto a la aeronave que estaba volando y con la cual tuvo el accidente por tener una potencia de más de 450 hp.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

Monomotor terrestre, marca Air Tractor, modelo AT-401-B, número de serie 401B-0973, matrícula LV-WLF, específico para trabajo agro aéreo. De estructura metálica, ala baja, tren de aterrizaje convencional y flaps de ala. Fabricado en EE.UU. por Air Tractor Inc., Olney, Texas en 1994. Ingresó nuevo al país en enero de 1995.

Célula

1.6.2.1 Al momento del accidente la aeronave poseía Certificado de Aeronavegabilidad Especial de Categoría Restringido, propósito Rociado Aéreo, con fecha de vencimiento OCT 09.

1.6.2.2 Según el último Formulario 337, el 30 ENE 06 se efectuó inspección de 300 hs para su rehabilitación anual en taller habilitado (DNA 1B-372), cuando tenía 2338.4 hs de Total General (TG), quedando habilitado hasta ENE 07.

1.6.2.3 En la Libreta Historial tenía registradas 2359.9 hs de TG, no registrando antecedentes en Desde la Última Recorrida (DUR) por ser aeronave nueva, según consta en folio N° 7 de la citada Libreta.

1.6.3 Motor

1.6.3.1 Estaba equipado con un motor radial marca Pratt & Whitney, modelo R-1340-AN-1, con carburador, N° de serie 8594, con 600 hp de potencia.

1.6.3.2 Según Formulario 337, de fecha 30 ENE 06 se efectuó el montaje e inspección de 200 hs del motor, de acuerdo al Manual de Mantenimiento del fabricante para rehabilitación anual.

1.6.3.3 Se efectuó recorrida general cuando contaba con 11062.6 hs de TG en taller habilitado (DNA 1B-16), quedando habilitado hasta las 11663 hs de TG o por tiempo calendario hasta el 2010.

1.6.3.4 El 27 DIC 05 se realizó inspección de 200 hs en taller habilitado (DNA 1B-372) y prolongado el tiempo entre recorridas mayores (TBO) a 900 hs de acuerdo a la CA 43-52.

1.6.3.5 Al momento del accidente contaba con 11696.2 hs de TG y 627.2 hs DUR.

1.6.4 Hélice

1.6.4.1 Tenía instalada una hélice bipala de velocidad constante marca Hamilton Standard, modelo 22-D-40-505, N° de serie 639-48293.

1.6.4.2 Según Formulario DNA 337 de fecha 30 ENE 06, se le realizó una inspección en el taller habilitado (DNA 1B-372), quedando habilitada por 26 meses ó 1000 hs. Totalizando a la fecha 264.2 hs DUR. Se desconocen antecedentes del TG por carecer de libreta historial

1.6.5 Peso y balanceo al momento del accidente

1.6.5.1 Pesos

Básico:	1.926.0 kg
Piloto:	95.0 kg
Combustible (aprox. 290 lts X .72):	208.0 kg
Producto:	710.0 kg
Total al momento del accidente:	2.938.0 kg
Máximo de Despegue (PMD):	2.722.0 kg
Diferencia aproximada:	218.0 kg en más respecto al PMD.

Consumo horario: 120 l/h aproximadamente.

Combustible usado: 100 LL.

1.6.5.2 Debido al exceso de peso, el centro de gravedad tuvo que haberse

desplazado fuera de la envolvente de vuelo certificada.

1.7 Información meteorológica

1.7.1 El informe emitido por el Servicio Meteorológico Nacional, con datos extraídos de los registros horarios de la estación meteorológica de Santiago del Estero, por ser esta la más próxima y a casi similar elevación, interpolados al lugar y hora del accidente, y analizados también los mapas sinópticos de superficie de 18:00 y 21:00 UTC indicaba: Viento, 090°/04 kts; visibilidad, 10 Km; fenómenos significativos, ninguno; nubosidad, 1/8 CU SC entre 600 y 1000 m; temperatura, 29.2° C; temperatura punto de rocío, 18.5° C; presión 1009.9 hPa y humedad relativa 53 %.

1.7.2 De acuerdo con lo informado por el piloto la situación meteorológica era: Nubosidad alta, viento calmo y 1013 hPa.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No aplicable.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

El accidente se produjo en un área rural, aproximadamente a 14 km al N de la localidad de Nuestra Señora de Talavera, en la provincia de Salta, las coordenadas son 25° 20' 01'' S y 063° 48' 05'' W, con 362 m de elevación. Es un campo llano, sembrado con soja y el único obstáculo lo constituye el talud de un canal de irrigación ubicado en dirección N-S de casi un metro y medio (1,5 m) de profundidad.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave

1.12.1 El primer contacto de la aeronave fue con el sembrado de soja donde el barral de fumigación izquierdo produjo un corte, en las plantas, de 30° aprox., de inclinación y 36 m más adelante la rueda del tren izquierdo arrancó varias plantas dejando una huella paralela al corte. Ambas marcas de casi 10 m y con rumbo 156°.

1.12.2 Seguidamente la puntera del plano izquierdo, 25 m más adelante, hizo contacto con el terreno dejando una huella de aproximadamente 6 m, simultáneamente hizo contacto la rueda del tren, esto levantó el plano momentáneamente y volvió a caer dejando otra marca a 15 m de la primera.

1.12.3 Posteriormente la aeronave habría rebotado 75 m más hasta detenerse, con rumbo 150°, al impactar contra el talud de un canal de riego de casi 1,50 m de profundidad.

1.12.4 La magnitud de la desaceleración fue tal que el motor se desprendió de la bancada y quedó invertido, semi sumergido en el centro del canal y aproximadamente a 12 m de la aeronave.

1.12.5 El fuselaje se comprimió y, a la altura de la estación 158, se torsionó hacia la derecha quedando aproximadamente a 90° del eje longitudinal de la aeronave.

1.12.6 Las palas de la hélice impactaron contra la parte interna del canal de riego en dos oportunidades.

1.12.7 Los barrales de fumigación quedaron dispersos en un radio de 5 m del lugar donde se detuvo la aeronave y a unos 20 m se encontró el aro del capot de motor.

1.13 Información médica y patológica

No se establecieron antecedentes médico-patológicos en el piloto que pudiesen haber influido o tener relación en el accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

El piloto tenía colocados los cinturones y arneses de seguridad, elementos que soportaron el impacto. El tripulante, abandonó la cabina por sus propios medios; al momento del accidente no usaba casco protector. La estructura de la cabina no sufrió deformaciones a pesar de la detención brusca a que fue sometida.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Comprobaciones técnicas

1.16.1.1 Se constataron las condiciones del sistema de alimentación de combustible, sin encontrarse novedades.

1.16.1.2 Se retiraron muestras de aceite y combustible que fueron remitidas al laboratorio de LMAASA, organismo que expresó, respecto al combustible y lubricante:

“La muestra de combustible que se analizó corresponde con las características técnicas establecidas en la norma ASTM-D-910 para la categoría Nafta 100 LL, y se encuentra en estado normal de uso”.

“La muestra del aceite lubricante no se ajusta a las exigencias de los aceites de uso normal para este tipo de aeronaves, como el Aeroshell W 120, W 60 o similares, incluso revela existencia de partículas metálicas en suspensión”.

1.16.1.3 Al respecto, en el Manual de Vuelo se especifica como aceite lubricante de motor, el que cumple la norma “S.A.E. 60 wt. Aviation oil, non detergent”.

1.16.1.4 Teniendo en cuenta la declaración del piloto respecto de no haber podido accionar el sistema de descarga rápida de la tolva, no pudieron comprobarse las condiciones de funcionamiento del dispositivo; debido a las condiciones y daños que presentaba con posterioridad al accidente.

1.16.1.5 En relación al sistema de flaps; en el ala izquierda, se encontró la superficie de comando en posición totalmente retraída, mientras que en el ala izquierda la deflexión correspondía a aproximadamente $\frac{1}{4}$ de su recorrido. Sin embargo el indicador de posición del flap en el cock-pit indicaba arriba.

1.16.2 Comprobaciones operativas

1.16.2.1 Se constató en el puesto de pilotaje la existencia de las placas de advertencia que figuran en el Manual de Vuelo, en una de ellas figura: “ALT. LOSS FROM STALL 220 FT”.

1.16.2.2 Respecto al Manual de Vuelo de la Aeronave, en la página 16 de 17, detallada la velocidad de pérdida (Vs), en M/h, con 6000 libras de peso bruto, a diferentes ángulos de inclinación, con o sin flaps. Sin flaps, con un ángulo de 15° la Vs es de 74 MHP-CAS y con 30° es de 78 MHP-CAS (millas/h - velocidad aérea calibrada).

1.16.3 Manual de vuelo del AT-401-B (traducción no oficial)

1.16.3.1 Encendido de Luces de alerta - Presión de combustible

“Si la luz de alerta de baja presión de combustible se enciende, el piloto debe conectar inmediatamente la bomba de combustible de tipo plato oscilante, mientras controla la presión de combustible. Si la presión de combustible se normaliza entre los límites de recorrido de la bomba, la causa probable es una falla de la conexión de la luz del detector de presión de combustible que habilita la luz. Si la indicación de presión de combustible cae marcadamente (debajo de 2 psi) entre bombeos, el piloto deberá aterrizar tan pronto como sea practicable. Utilice la bomba de tipo plato oscilante para mantener normal la presión de combustible para el resto del vuelo”.

1.16.3.2 Aterrizaje forzoso (Falla de motor – Proceda si el tiempo y la altitud lo permite).

1. Arrojar la carga de la tolva.
2. Accione la bomba de plato oscilante y controle el indicador de presión de combustible.
3. Llave de ignición selectar desde “AMBOS” a “R” y a “L”, si no pasa nada

entonces a "OFF".

4. Mantenga 90 a 100 MPH (IAS) y busque un lugar apto para el aterrizaje.
5. Ajuste el cinturón de seguridad y los arneses de hombro.
6. Si el aterrizaje va a ser en una calle con fuerte viento cruzado, mantenga los flaps retraídos.
7. Si el aterrizaje va a ser en un campo abierto, extienda los flaps y mantenga al menos 80 MPH (IAS) hasta la restablecida.
8. Válvula de combustible: OFF.
9. Todas las llaves: OFF.
10. Abra la puerta carlinga durante la aproximación.

1.17 Información orgánica y de dirección

1.17.1 La empresa "Agroservicios NOA" se encuentra con el certificado de explotador de trabajo aéreo vencido el 05 AGO 05.

1.17.2 El piloto y la aeronave no se encontraban afectados en empresa alguna, autorizada a explotar servicio de trabajo aéreo, en la actividad y especialidad de: Agro aéreo – Rociado Aéreo.

1.18 Información adicional

1.18.1 Condiciones que afectan la pérdida – Peso y factor de carga.

1.18.1.1 Las velocidades de pérdida tabuladas por el fabricante son para un peso determinado del avión, es decir que por debajo de esa velocidad un avión con el peso dado entra en pérdida. Pero si el peso es mayor, la entrada en pérdida se producirá con mayor velocidad pues antes se dará el déficit de sustentación. En definitiva, al aumentar el peso del avión aumenta también la velocidad de pérdida.

1.18.1.2 El factor de carga es la relación que existe entre la carga total soportada por las alas y el peso bruto del avión con su contenido (Carga soportada / Peso bruto del avión = Factor de Carga).

1.18.1.3 Como el peso se debe a la fuerza de la gravedad, el factor de carga se suele expresar en términos de relación con ella: en "g". Así un factor de carga de 3 "ges" significa que la carga sobre la estructura del avión es de 3 veces su peso actual. Por ejemplo: si el avión pesa 1000 kg. se está soportando una carga de 3000 kg.

1.18.1.4 El factor de carga es importante por dos razones: Por la sobrecarga estructural impuesta a las alas, que puede llegar a romperlas, y porque la velocidad de pérdida se incrementa en proporción directa al factor de carga.

1.18.1.5 Durante el vuelo, las alas deben soportar todo el peso de la aeronave; en la medida en que se mueva a una velocidad constante y en vuelo recto, la carga impuesta sobre las alas es constante (1g) y un cambio de velocidad en esta situación no produce cambios apreciables en el factor de carga.

1.18.1.6 Pero si el cambio es de trayectoria, hay una carga adicional al peso del

avión, más acusada si este cambio se hace a alta velocidad y bruscamente. Esta carga adicional se debe a la fuerza centrífuga, que es la fuerza de inercia que se manifiesta en todo cuerpo cuando se le obliga a variar de dirección (horizontal o vertical).

1.18.1.7 Por tanto cualquier cambio de trayectoria del avión implica en mayor o menor medida una fuerza centrífuga que incrementa el factor de carga. Cualquier fuerza aplicada a un avión que lo saque de su trayectoria produce tensión sobre su estructura, el total del cual es el factor de carga.

1.18.1.8 En cualquier avión, a cualquier velocidad, si se mantiene una altitud constante durante un giro coordinado, el factor de carga para un determinado grado de inclinación es el mismo.

1.18.2 El piloto informó a los investigadores que, previo al vuelo que finalizó en accidente, testeó el funcionamiento de la apertura de emergencia de la tolva, encontrando un punto duro que lo obligó al uso de ambas manos para el accionamiento. No obstante decidió continuar operando e informar la novedad encontrada al finalizar el vuelo.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

Se utilizaron las de rutina.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 De acuerdo con lo investigado en el Manual de Vuelo de la aeronave la velocidad de pérdida, con 6000 lb (2722 Kg) de peso operativo, sin flaps y con 30° de inclinación, es de 78 M/h y se requiere una altura de 220 ft para salir de la pérdida.

2.1.2 Las evidencias, encontradas en el lugar del accidente y las obtenidas en laboratorio, permiten inferir que la aeronave tenía una inclinación de, al menos, 30° o superior al hacer contacto con el sembradío y se encontraba excedida aproximadamente 218 kg en su peso máximo de despegue. Este exceso tiene relación directa con la velocidad de pérdida, en el sentido de aumentar la misma.

2.1.3 El piloto informó a los investigadores que la velocidad al momento del toque era de 80 M/h, que se encontraba volando aproximadamente a 130 ft de altura durante el viraje de ingreso para una nueva pasada, que no vio encendida la luz de baja presión de combustible y que al accionar la apertura de emergencia de la tolva ésta no funcionó.

2.1.4 Las condiciones anteriormente mencionadas permiten inferir que el piloto llevó la aeronave a una inclinación de, al menos, 30° durante el viraje de ingreso para una pasada. En estas circunstancias el exceso de peso y la inclinación ocasionaron una pérdida de sustentación.

2.1.5 Durante el viraje la aeronave estaba con 130 ft de altura, considerada suficiente para seleccionar un campo, en caso de falla de motor, y proceder a ejecutar un aterrizaje forzoso.

2.1.6 El piloto declaró que notó una pérdida de potencia en el motor durante el viraje; en este caso debió haber procedido según lo especificado en la emergencia de aterrizaje forzoso, procedimiento que no realizó.

2.1.7 Por lo expuesto es muy probable que lo que el piloto percibió como una falla de potencia haya sido en realidad una entrada en pérdida de sustentación, y que la misma no pudo ser resuelta adecuadamente debido a la escasa separación vertical con el terreno (menos de 220 ft.) y no poder eyectar la carga de la tolva oportunamente.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 El motor se desprendió violentamente de sus cuatro bancadas, la hélice impactó dos veces sobre la cara interna del canal de riego y el conjunto se detuvo a 12 m de la aeronave.

2.2.2 La descomposición de las fuerzas intervinientes sobre la aeronave, al impactar contra el talud, produjeron la deformación del fuselaje hacia la derecha, aproximadamente en la estación 158, casi 90°.

2.2.3 Estas evidencias obtenidas en el campo y lo declarado por el piloto a los investigadores permiten inferir, que la aeronave impactó el talud con inclinación hacia la izquierda y el motor entregando su máxima potencia.

2.2.4 Si bien las palas de la hélice se encontraban dobladas en forma congruente con las de un motor entregando baja potencia, esto se debió a que, al desprenderse el motor de sus cuatro bancadas, se cortaron las mangueras de alimentación de combustible, todos los cables de comandos de motor y los cables del sistema eléctrico produciéndose, simultáneamente en ese instante, la detención del motor.

2.2.5 No se obtuvieron indicios técnicos que permitan confirmar los dichos del piloto, sobre que el motor perdió potencia debido a una baja presión en el sistema de combustible. Para que ésto suceda la presión de combustible debió haber caído por debajo de 2 psi, momento en el cual se enciende la luz de alarma de baja presión.

2.2.6 Por ello se infiere que el funcionamiento del motor no fue causa eficiente del accidente, posición ésta que se sustenta en las conclusiones de carácter operativo, que otorgan la más fundada causa del mismo.

2.2.7 No pudo determinarse fehacientemente las condiciones de falla del sistema de descarga rápida de la tolva, debido a los daños que se produjeron en el impacto.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

- 3.1.1 El piloto no estaba inscripto en Trabajo Aéreo.
- 3.1.2 Tenía el Certificado de Aptitud Psicofísica vigente.
- 3.1.3 La aeronave era mantenida de acuerdo al plan de inspecciones del fabricante.
- 3.1.4 Al momento del accidente la aeronave se encontraba con un exceso de aproximadamente 218 kg, respecto al peso máximo de despegue certificado.
- 3.1.5 La aeronave entró en pérdida de sustentación, en viraje, con menos de 220 ft de altura.
- 3.1.6 El sistema de descarga rápida de tolva, no funcionó.
- 3.1.7 La documentación técnica estaba actualizada al momento del accidente.
- 3.1.8 No hubo detención del motor previo al impacto.
- 3.1.9 La aeronave no se encuentra afectada a ninguna empresa habilitada a realizar actividades de Trabajo Aéreo.
- 3.1.10 El certificado de explotador de trabajo aéreo de la empresa se encuentra vencido.

3.2 Causa

Durante un vuelo de aeroaplicación, en la fase de viraje para el ingreso a un nuevo pasaje de una melga, entrada en pérdida y posterior impacto contra el terreno debido probablemente a estar volando con un peso por encima del máximo de despegue y no poder eyectar la carga que se encontraba en la tolva.

Factores contribuyentes

- 1) No utilizar las tablas de performance de la aeronave para la planificación del vuelo.
- 2) Iniciar el vuelo con falla en el sistema de apertura de emergencia de la tolva.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la empresa operadora

Considerar la necesidad de adoptar las medidas que fueran adecuadas para que

los pilotos que operen sus aeronaves realicen las actividades de adiestramiento necesarias para conocer los procedimientos de emergencia y practiquen los mismos exhaustivamente a fin de contribuir con la seguridad operacional y a preservar los medios aéreos disponibles.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes en un plazo 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:

Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil
Av. Com. 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

BUENOS AIRES, de noviembre de 2006.

Inv. Operativo: Vicecomodoro Juan José FERNANDEZ.
Inv. Técnico: OACI Sr. Juan Carlos OSÁN.

Director de investigaciones