

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: 2.5 Km. al SW del Aeródromo San Martín de los Andes/Carlos Campos, Provincia de Neuquén.

FECHA: 25 de diciembre de 2005-

HORA: 18:00 hs UTC-

AERONAVE: Avión-

MARCA: PZL-WSK-

MODELO: M18B "DROMADER"-

MATRÍCULA: LV-WNW-

PILOTO: Lic. Piloto Aeroaplicador de Avión-

PROPIETARIO: Privado-

NOTA: Las horas están expresadas en 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 piloto de la aeronave matrícula LV-WNW despegó a las 17:56 hs del 25 DIC 05, del Aeródromo San Martín de los Andes en la provincia de Neuquén, para realizar un vuelo de lucha contra incendio, en una zona ubicada a 11 km al NE del mencionado aeródromo.

1.1.2 Lo hizo desde la intersección de la pista 24 con la calle de rodaje, donde disponía solamente de 1300 m de la pista, cuya longitud total es de 2500 m. Aproximadamente tres minutos después de iniciado el despegue, el piloto advirtió que la aeronave “se hundía”.

1.1.3 Al advertir la proximidad con el terreno, y no poder mantener la línea de vuelo restituyó la máxima potencia del motor, realizó el lanzamiento en emergencia de la carga de agua que transportaba y sin poder evitar el impacto de la aeronave contra el suelo, redujo potencia, cerró el paso de combustible, desconectó magnetos y la batería.

1.1.4 El impacto se produjo en una zona libre de obstáculos pero con muchos desniveles, piedras y arbustos bajos.

1.1.5 El accidente ocurrió de día con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a las personas

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

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula: El plano derecho se desprendió del fuselaje y se produjeron daños muy significativos, mientras que el izquierdo sufrió algunos daños en el sector de la puntera; en la sección del empenaje, el comando de profundidad y el de dirección se desprendieron; el tren de aterrizaje principal también se desprendió y se produjeron daños de diferentes magnitudes en las bancadas y la mampara parallamas.

1.3.2 Motor: Se desprendió de su soporte por el impacto, con daños producidos por el mismo.

1.3.3 Hélice: Las cuatro palas dobladas hacia atrás con ángulos entre 30° y 50°.

1.3.4 Daños en general: De importancia.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1.1 El piloto, de treinta y tres años edad, es titular de la Licencia de Piloto Aeroaplicador de Avión, con habilitaciones para aplicación diurna en monomoto-

res terrestres hasta 5.700 kg y en aeronaves con motores alternativos hasta 450 hp.

1.5.1.2 No posee habilitación al tipo de aeronave que conducía, cuya planta de poder excede lo establecido en su habilitación (967 hp).

1.5.1.3 En su Certificado de Aptitud Psicofisiológica correspondiente a su Licencia de Aeroaplicador de Avión (Clase I) que estaba en vigencia hasta el 30 OCT 06, figura una Limitación: Debe usar anteojos con corrección óptica indicada.

1.5.1.4 La experiencia de vuelo en horas era la siguiente:

Total:	1971.0
En los últimos 90 días:	20.0
En los últimos 30 días:	.7
El día del accidente:	.1
En el tipo de avión accidentado:	32.2

1.5.1.5 El piloto no tenía ninguna experiencia en vuelos de aeroaplicación y lucha contra incendios, dado que el vuelo que finalizó en accidente era su primer vuelo en esas condiciones.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

Las inspecciones son del tipo progresivo, con 1563.8 hs de Total General (TG). El Certificado de Aeronavegabilidad Especial, clasificación Restringido, fue emitido el 16 NOV 1998. De acuerdo con el Formulario 337, se hallaba vigente hasta JUL 06.

1.6.2 Motor

Estaba equipada con un motor alternativo marca PZL WSK, modelo ASz-62IR-M18, número de serie KAC-450903, radial con nueve cilindros en estrella sobrealimentado, refrigerado por aire y con una potencia al despegue de 967 hp a 2.200 RPM, al nivel del mar. El motor tiene 1016.3 hs de TG.

1.6.3 Hélice

La hélice es marca PZL WSK, modelo AW-2-30, serie N° W-511139, cuatripala y velocidad constante; el tipo de inspección es periódica y tenía 1566 hs de TG; 34.1 hs desde la última recorrida (DUR) y 21.7 hs desde la última inspección (DUI).

1.6.4 Peso y balanceo

1.6.4.1 Esta aeronave, de acuerdo al tipo de empleo, tiene establecidos en su Manual de Vuelo, dos Pesos Máximos de Despegue (PMD): uno de 4.200 kg en versión normal y otro para la agrícola, espolvoreo y contra incendio de 5.300 kg.

Al momento del accidente, operaba como avión de lucha contra incendio.

1.6.4.2 Peso calculado para el momento del despegue

Vacío:	2.822 kg
Piloto:	90 kg
Combustible (712 litros x 0.72):	512 kg
Carga (2.000 lt de agua):	2.000 kg
Total de Despegue:	5.424 kg
Máximo de despegue (PMD):	5.300 kg con sobrepeso.
Diferencia:	124 kg en más con respecto al PMD.
Máximo de aterrizaje (PMA):	4.200 kg

Consumo horario de combustible: 200 lt / hora.

Combustible utilizable: graduación mínima de 91 octanos de uso aeronáutico.

1.6.4.3 El centro de gravedad de la aeronave en el momento del accidente, se hallaba fuera de la envolvente permitida. Los valores de peso se encontraban por sobre el valor estipulado por el Manual de Vuelo para el despegue en operación con “sobrepeso”.

1.6.4.4 En el Manual de Vuelo de la aeronave no se encontraron tablas que sean aplicables para establecer la performance de la aeronave operando con “sobrepeso”.

1.6.4.5 En el Historial de Aeronave, la Dirección de Certificación Aeronáutica Bs. As. inscribió, con el título “Operación del Avión en Sobrecarga” lo siguiente: “Cuando se opere la aeronave con un peso superior a los 4.700 kg y hasta el Peso Máximo de Despegue, de 5300 kgs, se debe afectar el tiempo de vuelo por un factor de corrección de 1,35 (multiplicar por 1,355). Al costado de cada vuelo anotado en estas condiciones, escribir una letra “S”. De la observación en detalle de los libros de la aeronave, se deduce que esto, no se cumplimentó.

1.6.5 Máxima inclinación durante los virajes: 30°.

1.6.6 La aeronave involucrada sufrió otro accidente anterior, el 08 SET 96, en el cual recibió daños en el ala izquierda y cuya causa resultó: “Impacto del ala izquierda contra el alambrado perimetral del lugar de aterrizaje, provocando daños en dicha ala debido a la probable acción de una ráfaga de viento durante el final de la carrera de aterrizaje”.

1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional con datos extraídos de los registros horarios de la estación meteorológica del Aeródromo San Martín de los Andes y habiendo analizado los mapas sinópticos de superficie de 18:00 y 21:00 UTC, en el momento de producirse el accidente, era: viento: calma, visibilidad: 15 km, fenómeno significativo: ninguno, nubosidad: ninguna, temperatura: 29.8° C, temperatura punto de rocío 7.9° C, presión a nivel medio del mar: 1007.4 hPa,

QNH: 1011.3 hPa y humedad relativa 25%.

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 en un predio fiscal, fuera del perímetro del aeródromo San Martín de los Andes / Aviador Carlos Campos, a 2,5 km. al SW de la pista 24 cuya elevación es de 783 metros, en la Provincia de Neuquén.

1.10.2 El lugar del accidente tiene alrededor de 847 m de elevación respecto al nivel medio del mar; el terreno presenta ondulaciones, con pasturas achaparradas dispersas.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 La aeronave impactó inicialmente a unos 2.500 metros del umbral de la pista 06 del Aeródromo San Martín de los Andes con un rumbo aproximado de 060°.

1.12.2 El contacto inicial con la superficie, fue con el plano izquierdo; después, con una inclinación hacia la derecha impactó con el tren principal derecho y el motor. Allí, se desprendieron ambos componentes.

1.12.3 Luego la aeronave siguió en la misma dirección inicial y a unos 35 metros del segundo impacto, se desprendió el tren principal izquierdo; luego giró violentamente hacia la derecha y se detuvo con dirección 190° aproximadamente.

1.12.4 El plano derecho quedó por delante del fuselaje, debido a la inercia en el sentido del impacto.

1.12.5 Los restos quedaron diseminados, desde el primer impacto hacia delante, unos 45 metros. El motor a unos 5 m atrás y a la derecha del fuselaje y el tren de aterrizaje izquierdo a unos 5 m hacia el mismo lado.

1.12.6 Los restos quedaron esparcidos en un radio de unos 45 a 50 m.

1.12.7 Momentos inmediatamente previos a la caída de la aeronave, el piloto descargó con el procedimiento de emergencia, los 2000 litros de agua que transportaba en la tolva.

1.12.8 En el lugar de caída de la aeronave y todos sus componentes, no se produjo derrame de fluidos ni combustibles, que pudieran contaminar el terreno o aguas próximas.

1.13 Información médica y patológica

No se establecieron antecedentes médico / patológicos que pudiesen haber influido sobre el piloto, en el accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

1.15.1 Los arneses de seguridad con fijaciones de tres puntos del asiento del piloto actuaron adecuadamente, preservando al piloto de lesiones. El asiento estaba en su posición y asegurado al piso de la cabina, que no sufrió deformaciones estructurales de la jaula de protección.

1.15.2 El piloto salió de la aeronave normalmente, por una de las ventanillas laterales (posee dos), que obran también de salidas de emergencia.

1.15.3 Al momento del accidente, el piloto no estaba equipado con elementos especiales de protección: casco, guantes ni ropa ignífuga.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 El piloto manifestó no haber experimentado fallas en los comandos de vuelo o en el motor. Por el estado en que quedó la aeronave y las deformaciones que sufrieron los sistemas, no se pudo comprobar totalmente el recorrido y accionamiento de los comandos de vuelo y motor. Tampoco fue posible obtener información de las indicaciones de los instrumentos de control del motor.

1.16.2 Se verificó que el motor fue detenido accionando la llave de corte del mismo (esto concuerda con lo que expresó el piloto), y que la llave de puesta en funcionamiento de la alarma de pérdida de sustentación se encontraba en la posición "Cortado".

1.16.3 El tren de aterrizaje principal va fijado a la parte inferior de cada uno de los planos, aproximadamente a un metro de la raíz de ala, sin soportes adicionales y los montantes a 90°, con respecto al plano de fijación e inclinados hacia adelante con un ángulo de 20°.

1.16.4 Esta disposición no es resistente a impactos transversales como el que sufrió, lo que motivó que, ambos componentes, se desprendieran de los planos.

1.16.5 El tren de aterrizaje izquierdo fue el que absorbió el impacto inicial. Esto se dedujo, por la deformación que tenía el montante, y las huellas observadas

en el terreno.

1.16.6 Con respecto al motor, por el gran tamaño, tiene una masa considerable y con la inercia con que impactó en la superficie, venció los soportes de las bancadas y se desprendió provocando daños en la mampara parallamas y otras partes del fuselaje.

1.16.7 La hélice se desprendió junto con el motor. La forma de las deformaciones en las cuatro palas de la misma permiten afirmar que, al momento del impacto, no se encontraban girando. Esto es coincidente con lo expresado por el piloto, quien declaró que detuvo el motor antes de la caída de la aeronave.

1.16.8 Se obtuvieron muestras de combustible de los tanques de las alas y del camión cisterna utilizado para aprovisionar la aeronave. Las muestras fueron analizadas en el Laboratorio de Ensayos de Materiales y se comprobó que no eran de uso aeronáutico.

1.16.9 No pudo constatar, desde cuanto tiempo antes, esta aeronave estuvo utilizando este tipo de combustible, no autorizado por el fabricante del motor que la equipaba.

1.16.10 Consideraciones sobre el combustible - características

1.16.10.1 Combustible de aviación 100 LL

Octanos Research (RON – Número de Octanos Research) 100

Destilación 1 gota a 75° C punto final a 170° C

Contenido de Azufre: 0,05 %

Contenido de Benceno: 16 mg/m³

Tetraetilo de Plomo 0,10 %

Corrosión en Cobre ASTM D-130 1^a

Tensión de vapor 38.8 a 48.5 kPa a 37.8° C

1.16.10.2 Combustible de automóvil Esso Super (ESSO ENERGY 8000)

Octanos Research 98

Octanos MOM (MOM – Número de Octanos Motor) 85

Plomo < 13 mg/lit

Volatilidad se ajusta de acuerdo al período estacional

Corrosión en Cobre (3 hs a 50° C) 1

Contenido de Azufre 0.010 % masa

Destilación

Punto inicial de ebullición: 30° C

Destilación a 100° C: 49 %

Punto final de ebullición: 187° C

1.16.10.3 Si se tienen en cuenta los valores de destilación de ambos combustibles, la 100 LL es más volátil, por lo que la tensión de vapor será mayor en la Esso Súper, provocando por consiguiente un deterioro en los componentes de cilindros y carbonización en las bujías, produciendo con el tiempo una disminución en

el rendimiento y potencia del motor no pudiendo establecerse desde cuando fue utilizado el combustible de automóvil. En cuanto al octanaje de ambos combustibles no hay diferencias significativas.

1.16.11 El motor tenía 1.016.3 horas de TG (de acuerdo con el historial de motor), la Recorrida General se debía efectuar a las 1.200 horas. Le quedarían remanentes 183.7 horas para realizarla.

1.16.12 El piloto requirió al Operador de la torre de control del aeródromo (CHP TWR) realizar el despegue desde la intersección de la pista 24 con la calle de rodaje, y no rodar hasta el umbral, desde donde dispondría el total del largo de pista (2500m). El Operador le informó la distancia disponible desde esa posición hasta el extremo de la pista era de 1.300 m.

1.17 Información orgánica y de dirección

El Certificado de Explotador de Trabajo Aéreo que el propietario de la aeronave inscribió, a nombre de una empresa unipersonal, ante la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas (DHA), había vencido el 06 SET 2005. El piloto accidentado no fue afectado a dicha Empresa, en la DHA.

1.18 Información adicional

No se suministra.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles y eficaces

Se utilizaron las de rutina.

2 ANALISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 El piloto no utilizó la totalidad de la longitud de la pista disponible de 2.500 m y al despegar desde la intersección de la pista con la calle de rodaje; dispuso únicamente de 1.300 m de pista.

2.1.2 No obstante ello, se apreció que a pesar de que la misma habría permitido el despegue, la operación habría sido muy crítica habida cuenta que el peso estaba excedido por encima del peso máximo con sobrepeso (5424 kg).

2.1.3 Asimismo debe aclararse que dicho despegue fue realizado con una temperatura ISA + 15° C aproximadamente para una elevación de 2568 ft y con una configuración de flaps de 10° no contemplada en las tablas de performances del Manual de Vuelo (0° y 15°).

2.1.4 La aeronave, en el momento del despegue, estaba excedida en 124 kg, por sobre el Peso Máximo de Despegue, considerando que fue operada como avión contra incendios, en la que el máximo autorizado es de 5.300 kg.

2.1.5 Después del despegue el piloto declaró que sintió que la aeronave “se hundía”, no pudiendo establecerse fehacientemente en qué momento exacto esto sucedió. Durante la investigación se comprobó que no tenía activada la alarma de aproximación a la pérdida de sustentación, lo que privó al piloto de una ayuda adicional que hubiera sido de esencial importancia para evitar la ocurrencia del suceso.

2.1.6 Sin embargo, también declaró que habría cambiado su configuración de 10° de flaps a 5° y que habría realizado una reducción de la potencia del motor a potencia máxima continua (PMC).

2.1.7 En este entorno, es posible asumir que el piloto, al reducir la potencia y cambiar la configuración, haya colocado –muy probablemente– a la aeronave en “segundo régimen” de vuelo.

2.1.8 Esta condición se presenta cuando la potencia disponible es menor que la potencia necesaria y la velocidad se encuentra por debajo de la de máxima autonomía.

2.1.9 En ese entorno, por algunos llamado erróneamente “Zona de Inversión de Comandos”, todo aumento del ángulo de ataque producirá una disminución de la sustentación.

2.1.10 Es muy importante tener en claro que aún aplicando nuevamente máxima potencia disponible, no es posible salir de esa condición sino por dos acciones bien definidas:

- 1) Disminución considerable del peso o,
- 2) Una disminución del ángulo de ataque de tal magnitud, que disminuya la resistencia inducida y permita la aceleración de la aeronave hasta por encima de la velocidad de máxima autonomía.

2.1.11 La primera acción fue realizada por el piloto (lanzamiento de carga de agua) pero de manera tardía, por lo que no logró su objetivo.

2.1.12 Con respecto a la segunda, dada la altura de la aeronave sobre el terreno, era de imposible realización.

2.1.13 Es probable que esta circunstancia se agravara al llevar el piloto inadvertidamente a la aeronave, a la velocidad de pérdida con posterior impacto contra el terreno, como lo evidencia la escasa dispersión de restos.

2.1.14 Esto, sumado a la escasa experiencia en horas de vuelo acumuladas en la aeronave (32.2 hs), de las cuales en los últimos treinta días había volado 0.7 hs y en los últimos noventa días 20.0 hs, indican un escaso adiestramiento y falta de experiencia en la operación de la misma.

2.1.15 El piloto mencionó no haber experimentado ninguna falla de motor. No obstante se destaca la utilización de combustible no aeronáutico, pero apto para

automotores. Además, después del despegue redujo la potencia del motor sin haber completado los segmentos del despegue, lo cual contribuyó a que no dispusiera de una altura adecuada para realizar las acciones correctivas necesarias.

2.1.16 El piloto accionó tardíamente la descarga de los 2000 litros de agua, instantes antes del impacto de la aeronave contra la superficie, cuando notó que la aeronave no tenía capacidad de ascenso, con lo cual hubiera disminuido en forma casi instantánea (dos segundos) el peso de operación.

2.1.17 La conjunción de todos los factores mencionados anteriormente, conforman una situación crítica que el piloto no fue capaz de superar y que tampoco la aeronave podía “soportar”.

2.1.18 En consecuencia, el accidente puede ser considerado como producto de la falta de conocimientos del piloto para operar el avión, la utilización de la aeronave fuera de los límites de peso máximo permitido y no haber empleado los recursos técnicos disponibles para disminuir el peso en forma instantánea, ante una situación de emergencia que lo llevó a las condiciones de un vuelo próximo a la pérdida de sustentación.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 Para el funcionamiento del motor se utilizaba combustible para automotores, siendo estipulado por el fabricante en el Manual de Vuelo, el uso de combustible de aviación de 91 octanos o superior.

2.2.2 No obstante se considera que el motor no habría sido causal de la ocurrencia del accidente aunque el uso de combustible de automóvil no autorizado, como la operación de despegue a una considerable elevación por sobre el nivel del mar, podrían haber sido factores contribuyentes para una probable disminución del rendimiento del motor.

2.2.3 Por lo expresado es posible concluir que no se establecieron causales técnicos de mal funcionamiento de algún componente o sistema de la aeronave que hubieran contribuido a la ocurrencia del accidente.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto tenía Licencia de Piloto Aeroplacador de Avión, pero no estaba habilitado para operar aeronaves equipadas con motor alternativo de más de 450 hp, ya que el avión con el que se accidentó tenía un motor de 957 hp, más del doble de la potencia para la que estaba habilitado.

3.1.2 El piloto operó la aeronave excediendo el Peso Máximo de Despegue en 124 kg, por sobre el máximo autorizado y no utilizó los 2500 m de distancia disponible para el despegue, empleando 1.300 m solamente, por decisión propia.

3.1.3 El motor de la aeronave era operado con combustible no estipulado

para uso aeronáutico.

3.1.4 La alarma de aproximación a la pérdida no estaba activada.

3.1.5 El piloto operó la aeronave fuera de la envolvente de vuelo autorizada en una situación de gran elevación y temperatura ISA +15° C aproximadamente.

3.1.6 La aeronave estaba habilitada, desde el punto de vista técnico y de aeronavegabilidad.

3.1.7 La empresa aérea no tenía el Certificado de Explotador de Trabajo Aéreo vigente al momento del accidente y el piloto no estaba afectado a la misma, tal como lo establecen las normas emitidas por la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas.

3.1.8 La causa de accidente no es atribuible a una falla de orden técnico.

3.2 Causa

Durante un vuelo de lucha contra incendio, en la fase del despegue, impacto de la aeronave contra el terreno, por deficiente aplicación de técnicas de pilotaje, al llevar a la aeronave a la condición de vuelo en segundo régimen y subsiguientemente a la pérdida de sustentación, debido a falta de conocimientos e inexperiencia del piloto, en un marco de escaso adiestramiento.

Factores contribuyentes:

1) 4) El piloto no estaba habilitado para operar aeronaves con motor alternativo de más de 450 hp.

2) 2) Operar la aeronave excedida en el Peso Máximo de Despegue, con elevadas temperatura y altitud de presión.

3) 3) Operación tardía de la descarga de emergencia.

4) 4) Alarma de aproximación a la pérdida no activada.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al explotador de la aeronave

4.1.1 La coincidencia de factores tales como no afectar los pilotos a su empresa permitiendo que las aeronaves afectadas sean operadas sin las habilitaciones correspondientes, con escaso adiestramiento en vuelo y utilizando combustible inadecuado, permiten suponer un escaso apego a las normas vigentes en materia seguridad aeronáutica y aumenta seriamente las posibilidades de aproximarse a los límites de un accidente de consecuencias imprevisibles.

4.1.2 Por lo expresado, se recomienda observar puntualmente las regulacio-

nes aeronáuticas vigentes y adoptar las medidas que fueran adecuadas para que sus pilotos alcancen los estándares de adiestramiento necesarios, a fin de salvaguardar los medios aéreos y humanos, propios y de terceros.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes en un plazo nunca mayor a SESENTA (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo.

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

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil
Avda. Com. Pedro Zanni 250
2° Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(1104) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

o a la dirección Email
buecrp@faa.mil.ar

BUENOS AIRES, de abril de 2006

Investigador Técnico

Investigador Operativo

Director de Investigaciones