

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: 5 MN al Sur del AD Villa Reynolds, provincia de San Luis

FECHA: 21 JUN 2008

HORA: 16:30 UTC aprox.

AERONAVE: Avión

MARCA: Cessna

MODELO: 182 B

MATRÍCULA: LV-HAM

PILOTO: Licencia de Piloto Privado de Avión

PROPIETARIO: 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 21 JUN 08, en horas de la mañana, el piloto de la aeronave matrícula LV-HAM, acompañado por el propietario de la misma, despegó desde el Aeró-

dromo (AD) Allen, provincia de Neuquén, con destino al AD Bell Ville, provincia de Córdoba, para participar en un Festival Aéreo, con escala para reabastecimiento de combustible en el AD Villa Reynolds (RYD), provincia de San Luis.

1.1.2 En final larga del AD de escala y con una altitud de aproximadamente 2.000 ft, el piloto y su acompañante percibieron una vibración procedente del motor, por lo que decidieron efectuar un aterrizaje por precaución, en una ruta sin tránsito, que se encontraba a la vista.

1.1.3 Una vez aterrizado, los tripulantes observaron que le faltaba el extremo de una de las palas de la hélice, por lo cual y a los efectos de no dejar la aeronave en el lugar, decidieron seccionar el extremo de la otra pala y proseguir el vuelo hasta RYD.

1.1.4 El accidente se produjo con luz diurna y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Hélice: Desprendimiento en vuelo del extremo de una de sus palas, de aproximadamente 8 cm y el extremo de la otra, que fue seccionado en tierra, en igual proporción.

1.3.2 Daños en general: Leves.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto al mando, de 56 años de edad, era titular de la Licencia de Piloto Privado de Aviación, con habilitaciones para monomotores terrestres hasta 5.700 kg.

1.5.2 Según el informe de la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas, no registraba otros accidentes ni infracciones aeronáuticas y no existe copia del último foliado archivado en el legajo aeronáutico.

1.5.3 Su certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase II, se encontraba vigente, con vencimiento el 28 FEB 09.

1.5.4 Su experiencia de vuelo en horas, de acuerdo con lo registrado en su libro de vuelo era:

Total:	56.1
Últimos 90 días:	16.4
Últimos 30 días:	6.5
En el día del accidente:	2.8
En el tipo de aeronave:	4.4

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 Avión monomotor terrestre marca Cessna, modelo 182 B; número de serie 52012, fabricado por Cessna Aircraft Company en Wichita, Kansas, EE.UU., el 04 ENE 1959. Era una aeronave monoplano, de 4 plazas, totalmente metálica. Fuselaje monocasco, ala alta semicantilever, tren de aterrizaje triciclo fijo.

1.6.1.2 Poseía Certificado de Aeronavegabilidad de Clasificación Standard, Categoría Normal, emitido el 30 OCT 02 "R", con vencimiento el 30 AGO 08. Certificado de Matrícula expedido en Buenos Aires el 31 AGO 06. Fue adquirida en un 100 % por el actual propietario el 30 ABR 08 y al momento del suceso, el cambio de dominio se encontraba en trámite ante el Registro Nacional de Aeronaves.

1.6.1.3 Según Formulario DNA 337, del 08 AGO 07, se le efectuó inspección / mantenimiento de 25, 50 y 100 hs. de planeador, según guía de inspección del Manual de Mantenimiento del fabricante y Rehabilitación Anual de acuerdo a DNAR 43. Se cumplimentaron las siguientes ADs: 83-3-01(Placard – Fuel Cap Sealing), 87-20-03 R2 (Seats Tracks) y 84-10-01 R1 (Bladder Fuels Cells), cuando tenía 5354.8 hs de Total General (TG), quedando habilitada hasta AGO 08.

1.6.1.4 Al momento del suceso, en la Libreta Historial tenía registradas 5414.2 hs de TG.

1.6.2 Motor

1.6.2.1 La aeronave estaba equipada con un motor marca Continental, modelo IO-470-R, número de serie 97019-1-R, de 250 HP de potencia.

1.6.2.2 Se le efectuó recorrida general el 20 ABR 05 en TAR 1B-16, cuando registraba 4279.4 hs de TG.

1.6.2.3 Desde la Recorrida General hasta la última inspección del 08 AGO 07, se le efectuaron las inspecciones correspondientes de acuerdo a lo especificado por el fabricante y la DNA.

1.6.2.4 Según último Formulario DNA 337, del 08 AGO 07, se le efectuó inspección de 25, 50 y 100 hs, conforme a guía de inspección del Manual de Mante-

nimiento del Fabricante, para su rehabilitación anual en TAR 1B-33, cuando tenía 4558.3 hs de TG y 281.8 hs desde Última Recorrida General, quedando habilitado hasta 1500 hs DURG.

1.6.2.5 EL 21 JUN 08, fecha del último asiento en la libreta historial de motor, tenía registradas 4613.7 hs de TG y 341.2 hs DURG.

1.6.2.6 El consumo en crucero era de 50 l/h y el combustible utilizado 100 LL.

1.6.3 Hélice

1.6.3.1 El motor estaba equipado con una hélice marca Mc Cauley, modelo D2A36-C-33, número de serie 611468, bipala metálica, de paso variable.

1.6.3.2 Según último Formulario DNA 337, del 08 AGO 07, se le efectuó inspección de 100 hs para su rehabilitación anual, cuando tenía 4629.9 hs de TG y 281.2 hs DURG, quedando habilitada hasta 1200 hs DURG o ABR 08.

1.6.3.3 Al momento del suceso la hélice se encontraba vencida por tiempo; de acuerdo con los vuelos realizados tendría 4689.3 hs de TG, 59.4 hs DURG y 59.4 hs DUL.

1.6.4 Peso y Balanceo al momento del accidente

1.6.4.1 Los cálculos de los pesos de la aeronave eran los siguientes:

Vacío:	731 kg
Piloto:	80 kg
Combustible(124 l X 0.72):	89 kg
Acompañante:	83 kg
Otros:	8 kg
Total al momento del accidente:	991kg
Máximo de aterrizaje autorizado (PMA)	1.203 kg
Diferencia:	212 kg en menos respecto al PMA.

1.6.4.2 Al momento del accidente el centro de gravedad estaba dentro de los parámetros establecidos en la planilla de masa y balanceo de fecha 29 JUL 05 enviada por la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad.

1.7 Información Meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional, con datos inferidos, obtenidos de los registros horarios de la Estación Meteorológica del Aeródromo Villa Reynolds y analizado también los mapas sinópticos de superficie de 15:00 y 18:00 UTC era: Viento: 070°/05 kt; Visibilidad: 10 km; Fenómenos Significativos: Ninguno; Nubosidad: 8/8 Sc 600 m; Temperatura: 5.4° C; Temperatura del Punto de Rocío: 2.1° C; Presión a Nivel Medio del Mar: 1026.7 hPa y Humedad Relativa: 80 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

El piloto notificó el aterrizaje de emergencia a la TWR RYD.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El suceso ocurrió en vuelo, aproximadamente a 2.000 ft de altitud. El aterrizaje de emergencia se efectuó 5 MN al sur del AD RYD, sobre la ruta provincial 148, sin consecuencias.

1.10.2 Las coordenadas geográficas del lugar eran: 33° 45' S y 065° 26' W, con una elevación de 485 m sobre el nivel medio del mar.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

No aplicable.

1.13 Información médica y patológica

No se encontraron antecedentes médicos / patológicos en el piloto, que pudieran haber influido o tener relación con el suceso.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

No aplicable.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 La hélice se remitió al Laboratorio de Ensayos de Materiales (LEM) de Lockheed Martin Aircraft Argentina S.A. (LAMASA), a los efectos de determinar la probable causa del desprendimiento del extremo de la pala designada N° 1, qué motivó el inicio de la fisura/grieta de la misma y establecer como se seccionó la pala designada como N° 2.

1.16.2 Informe Técnico del LEM – LMAASA, expresa lo siguiente:

1.16.2.1 Examen Macrográfico (Cuerpo de la pala N°1)

“No se observaron deformaciones locales de la geometría de la hélice en general, revisando el perfil del borde de ataque se verifican algunos huecos por impactos con materiales ajenos al sistema (areniscas, piedras, etc.), pero en forma aislada, así también se verifica del lado posterior de la pala conforme está montada en avión, múltiples hoyuelos de diferentes tamaños uniformemente distribuidos, la mayoría de ellos produjeron discontinuidades sobre las capas de pintura originales.

Por la cara posterior de la hélice, aproximadamente a 36 mm del borde de ataque, se verificó una depresión o cavidad superficial causada posiblemente por impacto con un objeto extraño, así como otra secundaria a 9 mm del borde de ataque; son de aproximadamente unos 150-300 micrones de profundidad, la superficie presenta capa de primer amarillo y pintura externa negra y revela múltiples impactos con partículas de diferentes tamaños y profundidades, toda la periferia de fractura se encuentra limada mecánicamente lo que no permite definir con exactitud los lugares de ubicación de estos cráteres de iniciación.

Físicamente la cavidad o discontinuidad superficial es el lugar principal donde se originan y parten una serie de estrías concéntricas que se abren en abanico progresando en dirección hacia el lado del frente de la hélice, por lo que, siguiendo la convergencia de esta alineación geométrica se puede estimar la ubicación aproximada de las cavidades que las produjeron, así se hicieron las mediciones precedentes ya que la periferia no pudo ser observada porque se encontró limada. Por otro lado esta formación confirma que este proceso logró avanzar un 75% del perfil de la hélice antes de producir la rotura abrupta por sobrecarga a flexión con comportamiento dúctil.

La geometría de las líneas de la superficie de fractura se corresponden con la existencia de un mecanismo de desarrollo de grietas por fatiga de material, este fenómeno se inicia en por lo menos dos puntos principales y es coadyuvado por la existencia de otros puntos de iniciación secundarios a lo largo del borde de la sección de fractura, desde allí salen estrías en un plano a 90°, con respecto a la dirección axial de la pala, correspondientes a la formación de un frente de grietas que avanza por diferentes planos y se nutre de otros frentes de grieta derivados de otros puntos de iniciación, dando lugar a una superficie facetada con poca deformación granular característica de rotura frágil”.

1.16.2.2 Análisis Fractográfico (Cuerpo de la pala N°1)

“El lugar donde se produjo la fractura es una zona afectada por dos factores principales, el primero es un sector de alta sensibilidad debido a la componente de la fuerza centrífuga que solicita a tracción el segmento del extremo y el segundo es la acumulación de impactos con elementos extraños que marcan la superficie posterior de la hélice, provocados por la menor velocidad y alta presión.

Ambos factores han mostrado su influencia en el proceso de rotura, el primero lo-

gra localizar la línea de fractura en el último cuarto de la longitud de la pala de la hélice, estableciendo un área crítica distintiva, siendo que hay otras marcas de impacto en diferentes lugares de la cara posterior, el segundo factor se debe a la profundidad y deformación plástica por compactado de granos que provocan las dos discontinuidades principales, que actúan como agente de alta concentración de tensiones.

Esta severa discontinuidad superficial en una zona de alta movilidad de tensiones facilitó el desarrollo del mecanismo de formación y propagación de grietas por fatiga, ...”

(Cuerpo de la pala N° 2) “Esta rotura no presenta ningún tipo de modo de falla (fatiga, tracción, compresión, flexión), se produjo en la acción de corte, por la aplicación de un esfuerzo de aserrado sobre la sección, provocado por el contacto con un elemento de mayor dureza como por ejemplo, una sierra o elemento de corte manual o automático”.

1.16.2.3 Conclusión

“Conforme a la evaluación de los daños observados, los esfuerzos actuantes y los fenómenos físicos que intervinieron, la fractura del extremo de la pala de hélice N° 1 ,se produce por el desarrollo de un frente de grietas a través de un mecanismo de fatiga del material que se inició en una discontinuidad superficial del lado posterior de la pala, de allí propagó en dirección hacia el frente de la misma ocupando un 75% de la sección resistente para terminar rompiendo en la última etapa por fractura abrupta.

El fenómeno de fatiga descrito es de alto ciclo y alta tensión nominal con un punto de iniciación principal y múltiples puntos de propagación secundarios con plano general de fractura a 90°. El extremo de pala N° 2 presenta un corte por aserrado mecánico”.

1.16.3 El propietario y el piloto, declararon que a una de las palas de la hélice se le fracturó 3 cm aproximadamente y a la otra, la seccionaron con una herramienta de corte multifunción, en la misma proporción; se cotejó con una hélice de las mismas características, perteneciente a otra aeronave Cessna 182, comprobándose, que los tramos faltantes eran de 8 cm.

1.16.4 Desde el vencimiento por tiempo de la hélice, hasta el momento de la rotura de su pala, la aeronave realizó siete vuelos con dos pilotos, totalizando 11 hs de actividad.

1.16.5 Desde la última Rehabilitación Anual hasta el momento del desprendimiento de la pala de la hélice, la aeronave operó en distintos aeródromos ubicados en zona patagónica, con pistas de tierra.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era de propiedad privada y utilizada por distintos pilotos para realizar vuelos privados.

1.18 Información adicional

1.18.1 El Libro de Vuelo del piloto poseía registros pocos claros y con datos inconclusos en itinerario, finalidad del vuelo, marca de aeronave utilizada y matrícula. Los vuelos locales como los de travesía, fueron registrados en la columna de sobre aeródromo, sin ser discriminados y no coincidían en los tiempos de vuelo con los horarios registrados en las columnas de hora de salida y hora de llegada. No constaba el vuelo de travesía del día del accidente. No se asentó la adaptación al C-182.

1.18.2 El propietario de la aeronave, manifestó a los Investigadores que la vibración percibida era leve, pero asimismo le indicó al piloto que efectuara un aterrizaje por precaución de inmediato.

1.18.3 Luego manifestó que decidió seccionar la otra pala de la hélice y limar ambas palas para balancearlas y poder despegar desde la ruta y dirigirse al AD RYD, a los efectos de no dejar la aeronave en el lugar, por cuestiones de seguridad.

1.18.4 Las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil (RAAC), Parte 61 - Subparte E - Párrafo 61.115 – Atribuciones y limitaciones – Inc. (b), especifica que: "...la habilitación en categoría y clase de avión monomotor terrestre de hasta 5.700 Kg de peso máximo de despegue y faculta a su titular para actuar como piloto al mando en aviones monomotores terrestres, cuando haya sido debidamente adaptado en vuelo por un Instructor de Vuelo, quien dejará tal constancia en el Libro de Vuelo del interesado".

1.18.5 La RAAC Parte 91, Reglas de vuelo y operación general, Párrafo 91.7, Aeronavegabilidad en aeronaves civiles, dice:

- (a) "Ninguna persona puede operar una aeronave civil, a menos que dicha aeronave se encuentre en condiciones de aeronavegabilidad".
- (b) "El piloto al mando de una aeronave civil es responsable de determinar si esa aeronave está en condiciones para vuelo seguro. El piloto al mando no deberá iniciar el vuelo cuando ocurra una condición de no aeronavegabilidad estructural, mecánica o eléctrica".

1.18.6 Asimismo, la Subparte E - Mantenimiento, mantenimiento preventivo o alternativo, Párrafo 91.403, Generalidades (b) dice: "Ninguna persona puede realizar mantenimiento, mantenimiento preventivo o alternativo en una aeronave, que no sean las que están prescriptas en esta Subparte y otras aplicables, incluyendo la Parte 43 (DNAR).

1.18.7 También, en el Párrafo 91.407, Operaciones después del mantenimiento, mantenimiento preventivo, reconstrucción, o alteración (b) dice: "Ninguna persona puede transportar a una persona (distinta de la tripulación) en una aeronave que ha sido mantenida, reconstruida, o alterada de una manera que pueda haber cambiado apreciablemente sus características de vuelo, o afectado substancial-

mente su operación en vuelo, hasta que un piloto debidamente habilitado para la aeronave, con licencia de piloto privado como mínimo, vuele la aeronave, realice un chequeo operacional en vuelo del mantenimiento ejecutado o de las alteraciones realizadas, y registre el vuelo en los historiales de la aeronave”.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se emplearon las de rutina.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos Operativos

2.1.1 Al percibir en vuelo una repentina vibración en el motor de la aeronave y decidir aterrizar por precaución en una ruta provincial, estando a 5 NM del AD de destino, se aprecia que tanto el propietario como el piloto decidieron aterrizar sin realizar una evaluación de la situación, no teniendo en cuenta que la proximidad del AD RYD, les hubiera permitido continuar el vuelo, suministrando mayor seguridad en la operación.

2.1.2 Aterrizar por precaución, de inmediato, sobre una ruta y no proseguir el vuelo hasta el AD que se encontraba aproximadamente a 5 NM, constituye un aterrizaje de emergencia y colige que la vibración percibida en la cabina, posiblemente no era de magnitud leve como apreciaron el propietario y el piloto.

2.1.3 Seccionar la otra pala de la hélice para proseguir el vuelo no fue una decisión acertada, no sólo por haber sacado de servicio a esa pala, sino porque no le daba a los tripulantes de la aeronave, la total certeza para proseguir el vuelo con la seguridad necesaria.

2.1.4 Las acciones ejecutadas por el propietario y piloto, no se ajustaron a lo especificado en las RAAC, Partes 91 y 61.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 Por el informe producido por el LEM - LMAASA, coincidente con lo apreciado en el terreno, la pala fracturada tuvo un desprendimiento producto de fatiga de material iniciada por melladuras ocasionadas por impactos de elementos contundentes que se produjeron durante los rodajes y carreras de despegue / aterrizajes.

2.2.2 Según el último Formulario DNA 337, la hélice se venció por tiempo en ABR 08, por lo que al momento del suceso la aeronave no estaba aeronavegable. Al desprenderse una fracción de la pala de la hélice en vuelo y al aterrizar, la aeronave se encontraba fuera de servicio (sin tener en cuenta su vencimiento por tiempo). Por lo que seccionar la otra pala y más allá del resultado final (lograr el despegue y aterrizar en el AD de destino) fue desacertado, debido a que la aeronave se encontraba fuera de servicio, detentando un total desconocimiento de los procedimientos tanto administrativos como técnicos.

2.2.3 La hélice estaba vencida por tiempo desde el mes de abril, por lo que se aprecia que de haberse efectuado la inspección de acuerdo al vencimiento asentado en el Formulario DNA 337, probablemente se hubieran detectado las fisuras que posteriormente terminaron en fractura.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto poseía la licencia y aptitud psicofisiológica para efectuar el vuelo.

3.1.2 No constaba la adaptación al C-182 en su Libro de Vuelo.

3.1.3 El libro de Vuelo del piloto se encontraba incompleto y sin discriminación de los tiempos.

3.1.4 El propietario y el piloto no cumplieron con la normativa aeronáutica vigente (RAAC 61 y 91), en cuanto al mantenimiento general de la aeronave y los procedimientos técnicos / administrativos.

3.1.5 El Certificado de Aeronavegabilidad había caducado por el vencimiento de la hélice (por tiempo) y el de Matriculación, estaba en trámite por cambio de dominio.

3.1.6 El peso y centrado de la aeronave, estaban dentro de los límites establecidos.

3.1.7 La célula y el motor no tuvieron indicios de fallas.

3.1.8 El extremo de la pala N°1 se fracturó por fatiga de material.

3.1.9 El extremo de la pala N°2 fue seccionada.

3.1.10 Las condiciones meteorológicas no tuvieron influencia en el accidente.

3.2 Causa

Durante un vuelo de aviación general, en la fase de aproximación al AD de destino, desprendimiento del extremo de una de las palas de la hélice, con posterior aterrizaje de emergencia; debido a fatiga de material.

Factores contribuyentes

- 1) No realizar la inspección de la hélice por tiempo.
- 2) Operación de la aeronave en pistas contaminadas con piedras y areniscas.

- 3) No considerar adecuadamente la presencia de melladuras en las palas de la hélice en la inspección previa al vuelo, y no tomar medidas precautorias.

4 RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

4.1 Al propietario de la aeronave

4.1.1 Considerar la necesidad de tomar las medidas adecuadas para hacer inspeccionar los componentes de su aeronave de acuerdo con los vencimientos establecidos; además que toda intervención técnica en su aeronave se realice mediante un TAR habilitado, de acuerdo con lo especificado en las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil vigentes.

4.1.2 Asimismo, que los pilotos que vuelan su aeronave, presten especial atención a las palas de la hélice antes y después de cada vuelo, sobre todo cuando es operada en pistas con presencia de piedras o elementos extraños; a los efectos consultar con un TAR especialista en reparaciones de hélice, cuando observen melladuras producidas por elementos contundentes.

4.1.3 Considerar la necesidad de tomar las medidas adecuadas para que se cumplimente lo especificado en las RAAC Parte 61 y 91, Párrafo 61.115; 91.7, (a) y (b); 91.403, (b); 91.407, (b); a los efectos de contribuir con la seguridad operacional, prevenir daños personales, materiales y de terceros que pudiesen ser afectados.

4.2 Al TAR 1-B-33

Se recomienda considerar la conveniencia de tomar las medidas adecuadas, para que cada vez que se confeccione un Formulario DNA 337, por inspección o reparación y en el mismo se encuentre algún componente de la aeronave cuyo vencimiento sea anterior a su conjunto en la próxima Inspección Anual, se le observe al propietario de la misma, para permitir realizar la intervención correspondiente; a los efectos de contribuir con la seguridad operacional.

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:

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

ó a la dirección E-mail:
“buecrp@faa.mil.ar “

BUENOS AIRES de de 2009.

Sr. Raul COMINCINI
Investigador a Cargo

SP Daniel H. SANCHEZ
Investigador Técnico

Director de investigaciones