

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 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

INCIDENTE GRAVE OCURRIDO EN: 30 minutos del despegue del Aeropuerto de El Calafate, provincia de Santa Cruz

FECHA: 9 octubre de 2010

HORA: 19:45 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: McDonnell Douglas

MODELO: MD-88

MATRÍCULA: LV-VBZ

COMANDANTE: Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea

COPILOTO: Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea

PROPIETARIO: Empresa de Transporte Aerocomercial

Nota: Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Compartido (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 Comandante y su tripulación despegaron desde el Aeropuerto (AP) El Calafate (SAWC) en la provincia de Santa Cruz con destino al AP Buenos Aires / Aeroparque J Newbery (SABE), de la Ciudad Autónoma de Buenos Aires, con la aeronave MD88 matrícula LV-VBZ para cumplimentar el vuelo AR1896. Luego de 5 minutos de vuelo, desde el despegue, comenzaron a producirse interrupciones intermitentes de energía eléctrica (sistema de corriente alterna).

1.1.2 Como consecuencia de dichas interrupciones el comandante efectuó la lista de procedimientos normales y anormales correspondientes, sin lograr controlar la falla. Ante la persistencia de la novedad, el piloto decidió regresar al AP SAWC, donde aterrizó sin inconvenientes para el personal y material.

1.1.3 El incidente grave se produjo de día y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Acompañante	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	2/4	93	

1.3 Daños sufridos por la aeronave

Ninguno. Se reportó una falla en servicio, debido a un problema eléctrico.

1.4 Otros daños

No Hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 Comandante

1.5.1.1 El Comandante de 46 años de edad, era titular de la Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea con habilitaciones para Vuelo Nocturno, Vuelo por Instrumentos, Monomotores y Multicolores Terrestres hasta 5700 kg, CAT III, Copiloto MD 88, CAT III Copiloto MD83, A310 MD83, MD88, B732.

1.5.1.2 El informe de la Dirección de Licencias al Personal de la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC) expresa que el piloto no tenía copia de la última foliación archivada en el legajo personal y que no registra antecedentes de accidentes e infracciones aeronáuticas anteriores.

1.5.1.3 Su Certificado de aptitud psicofisiológico Clase I, estaba vigente hasta el 30 de septiembre de 2011.

1.5.1.4 Su experiencia de vuelo expresada en horas de acuerdo con sus manifestaciones era:

Total de vuelo: 9500
En los últimos 90 días: 120
En los últimos 30 días: 45

El día del accidente: 2
En el tipo de aeronave: 6500

1.5.2 Copiloto

1.5.2.1 El Copiloto de 43 años de edad era titular de la Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea, con habilitaciones para: Vuelo Nocturno, Vuelo por Instrumentos, Monomotores y Multimotores Terrestres hasta 5700 kg, MD81. MD83, MD88, Copiloto CRJ2, Copiloto DHC8.

1.5.2.2 El informe de la Dirección de Licencias al Personal de la ANAC expresó que el copiloto no tenía copia de la última foliación archivada en el legajo personal y que no registro antecedentes de accidentes e Infracciones aeronáuticas anteriores.

1.5.2.3 Su Certificado de aptitud psicofisiológico, Clase I, estaba vigente hasta el 30 de julio de 2011.

1.5.2.4 Su experiencia de vuelo expresada en horas según sus manifestaciones era:

Total de vuelo:	4414
En los últimos 90 días:	72
En los últimos 30 días:	30
El día del accidente:	2
En el tipo de aeronave:	S/D

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

1.6.1.1 Aeronave de transporte fabricada por McDonnell Douglas, modelo MD-88, serie número 53049. Se trataba de un avión monoplano de ala baja en flecha conjuntamente con el fuselaje de construcción metálica, con cabina presurizada. El cono de cola es extraíble y expulsable hacia atrás mediante la actuación de un control tanto del interior como en el exterior del avión cuando este está en tierra para ser usado como salida de emergencia.

1.6.1.2 Célula

1.6.2.1 El Certificado de Matricula fue registrado a nombre de una empresa aerocomercial el 24 de febrero de 2005.

1.6.2.2 El Certificado de Aeronavegabilidad fue emitido por la DA, con clasificación Estándar, categoría Transporte (R-15), fue emitido en octubre de 1993.

1.6.2.3 El Formulario DA 337 fue emitido por el TAR 1B-114, el 19 de enero de 2009, con motivo de la afectación de la aeronave a la empresa operadora.

1.6.2.4 Los registros de mantenimiento indicaban que la aeronave estaba equipada y mantenida de conformidad con las instrucciones de aeronavegabilidad continuada.

1.6.2.5 Breve descripción del sistema eléctrico

1.6.2.5.1 El sistema eléctrico de la aeronave se encuentra alimentado principalmente por dos generadores (uno por motor) que abastecen a las barras de corriente alterna

(CA 115 V) izquierda y derecha. Asimismo posee un tercer generador en la unidad de energía auxiliar (APU) para complementar el abastecimiento. A los fines de aislar una barra principal de la otra en caso de falla, el sistema cuenta con una unidad denominada AC Cross Tie.

1.6.2.5.2 El sistema cuenta con transformadores/rectificadores, que transforman la CA en CC (28 V) para los equipos que así lo requieran. Para el caso de emergencia, posee un inversor que se abastece de la barra de las baterías, el cual transforma la CC en CA, para alimentar por ejemplo a la pantalla del comandante, con los datos básicos de vuelo.

1.6.3 Motores

1.6.3.1 El avión está equipado con dos motores de marca Pratt & Whitney JT8D-219, ubicados en la parte posterior del fuselaje.

1.6.3.2 Combustible utilizado era JP1, con un total en el momento del incidente de aproximadamente de 15172 kg.

1.6.4 Peso y balanceo de la aeronave

1.6.4.1 El peso vacío de la aeronave era de 36762,59 kg, el peso seco operativo de 38198 kg y un peso máximo de despegue de 68991 kg.

1.6.4.2 El cálculo de los pesos de la aeronave al momento del despegue era el siguiente:

Peso seco operativo:	38198	kg.
Máximo de Despegue (PMD):	68991	kg.
Máximo de Aterrizaje (PMA):	63276	kg.
Tripulación y pasajeros:	8083	kg.
Combustible:	15172	kg.
Total antes del despegue:	61453	kg.
Diferencia:	7538	kg en menos respecto al PMD.

1.6.4.3 El peso y el centro de gravedad de la aeronave se encontraban dentro de la envolvente especificada en el Manual de Vuelo.

1.7 Información Meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional con datos extraídos de los registros horarios de la estación meteorológica El Calafate, interpolados a la hora y el lugar del accidente y visto los mapas sinópticos de superficie de 18:00 y 21:00 UTC, era: Viento 250°/30 kt, visibilidad 10 km, fenómenos significativos precipitación a la vista, nubosidad 1/8 St 2000 m – 3/8 AC 3000 m, temperatura 15,7° C, temperatura punto de rocío 1,2° C, presión 997.7 hPa y humedad relativa 38 %.

1.8 Ayudas a la navegación

Tanto en la salida como para el regreso se utilizaron las radioayuda correspondientes a la UIR Sur, sin inconvenientes.

1.9 Comunicaciones

La tripulación de la aeronave mantuvo comunicación con el Operador de Tránsito Aéreo de la UIR COM donde informó que iniciaba el regreso al AP SAWC.

1.10 Información sobre el lugar del incidente grave

El incidente grave ocurrió en vuelo a FL 310, sobre la aerovía UW 48 a 135 NM del AP Comodoro Rivadavia (SAVC).

1.11 Registradores de vuelo

La aeronave estaba equipada con registradores de voces de cabina (CVR) y registrador de vuelo (FDR). Por el tipo de novedad no se retiraron los equipos. Sin embargo, la información utilizada en la investigación fue obtenida a través del sistema de mQAR (mini Quick Access Recorder), que se analizaron con el Programa FOQA de la empresa operadora.

Si bien la calidad de los datos obtenidos era buena, el sistema de registro de datos de vuelo no registraba ni contenía parámetros relacionados al sistema eléctrico de a bordo.

1.12 Información sobre el incidente grave de la aeronave

1.12.1 La aeronave despegó del AP SAWC, sin novedades. Cuando alcanzó nivel de vuelo de crucero de FL310 comenzaron interrupciones de corriente eléctrica alterna en forma intermitente, haciéndose cada vez más frecuentes.

1.12.2 La tripulación efectuó la lista de control correspondiente: AC CROSS TIE SW en open continuando dicha interrupciones. Posteriormente comenzaron en el EOAP lado izquierdo (DC Transfer) varios anuncios eléctricos en los cuales parpadeaba AC CROSS TIE LOCKOUT. Las anunciaciones giraban en forma descontrolada en el mencionado EOAP, el Comandante vio los anuncios de IRS 1 e IRS 2 FAIL.

1.12.3 Al no poder continuar con la lista de control correspondiente, el Comandante colocó el Generador N° 1 en Reset y OFF (el Voltaje y Frecuencia correctos dentro de los límites 107-123 V / 380-420 Hz), colocándolo nuevamente en ON, no siendo aceptado el Generador Izquierdo.

1.12.4 Se efectuó la misma operación con el Generador Derecho obteniéndose el mismo resultado. Toda esta operación se efectuó con la AC CROSS TIE EN OPEN lo que llevó a pensar que la Cross Tie no se encontraba efectivamente en OPEN. Esto se interpretó como una falla total de energía (AC). Se efectuó la lista de falla total de AC y al colocar el EMER POWER en ON no lográndose restablecer los instrumentos primarios y aparecen en el EOAP lado IZQ: luces anormales en dicho anunciador.

1.12.5 Durante el descenso de regreso al Calafate se encendió el APU colocándose en barras y no recuperando los PFD ni los ND, con esto se procedió al aterrizaje.

1.12.6 No hubo impacto ni dispersión de restos.

1.13 Información médica y patológica

No se encontraron antecedentes médicos / patológicos en la tripulación, que pudieran haber influido en el incidente grave.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

Durante todo el vuelo tanto la tripulación como los pasajeros tuvieron los cinturones de seguridad colocadas, no sufriendo lesiones.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 De acuerdo con la novedad surgida durante el vuelo, se realizó con el personal de mantenimiento de la escala El Calafate el análisis de dicha falla y troubleshooting. Se efectuó reemplazo de la GCU N° 1 y la BUS CONTROL PANEL, según AMM 24.20.07 pag 403 y AMM 24.20.05 pág. 401, observando falla en generador motor N° 1. Se despachó la aeronave según MEL 24.1-1 CATEGORIA B. P/N° 947F945/3, S/N° on: ZN3979C, S/N° off: PN3882C, P/N° 947F946-1, S/N° on: QG255A, S/N° off: RM1320.

1.16.2 Con la aeronave en la base de Aeroparque, se analizó en profundidad la novedad, se realizaron comprobaciones y cambios de elementos, con los datos del QAR analizados con el Programa de Flight Data Monitoring, se dedujo que la aeronave tuvo un corte de energía total. Con los datos obtenidos, no se pudieron determinar fehacientemente las causales de origen de la falla, debido a que el Programa de Flight Data Monitoring no proporciona información acerca del funcionamiento interno de los sistemas eléctricos de la aeronave. Por el carácter de la novedad, se decidió realizar un vuelo de comprobación para asegurar la operatividad de la aeronave.

1.16.3 El 15 de octubre de 2010 se realizó un vuelo de comprobación, donde la aeronave realizó QRF dado que al rodar a la cabecera en uso perdió la alimentación eléctrica de la barra izquierda. La organización de mantenimiento cambió el AC Generador n° 1, de acuerdo a AMM 24-20-01 pág. 501 (P/N off 976J252-6 S/N off SU3156, P/N on 976J252-6 S/N on X02401 y se cambió AC Cross Tie Relay, según AMM21-20-06 pág. 201 y se verificó de acuerdo a AMM 24-20-00 pág. 20208 pto 1 y pág. 208 pto 1 sin novedad (P/N off 2008D09-3 S/N off YS124450, P/N on 2008D09-3 S/N on PJ7044.

1.16.3.1 Los resultados de las pruebas de los componentes desmontados en el taller fueron:

- AC Generador (P/N° 976J252-6 S/N° SU3156), sin daños físicos externos. Prueba en banco sin salida de tensión. Se procedió al desarme y se encontró en la armadura rotura del terminal de semiconductor por fatiga.

- AC Cross Tie Relay (P/N° 2008D09-3 S/N° YS124450), se constató que la unidad se encontraba operativa, no habiendo novedad en cuanto a su funcionamiento.

1.16.4 Intento de un segundo vuelo de comprobación el 20 de octubre de 2010.

1.16.4.1 Se dispuso un vuelo de comprobación conjunto con personal de la DA (ANAC) y de la JIAAC, que no se pudo realizar, dado que la aeronave presentó una nueva falla eléctrica en plataforma. Durante esa instancia de comprobación se observó que con motores en marcha y generador N° 1 en "OFF", no se pudo conectar barra izquierda de generador de potencia auxiliar de a bordo (APU).

1.16.4.2 Con el generador N° 1 en "ON" y generador N° 2 en "OFF", no fue posible conectar barra derecha con generador de APU. La acción que se realizó fue el cambio de AC Cross Tie Relay y se normalizó conexión de acuerdo a WD 24-22-0. Se probó según AMM 24-20-00 Operation System, sin novedad. (P/N° off 2008D09-3 S/N° PJ7044, P/N° on 2008d09-3 S/N° on SF1949B).

1.16.5 Información y opinión del operador

1.16.5.1 Se realizaron nuevos chequeos y se aplicó el mantenimiento correspondiente, se concluyó que el origen de la falla del sistema eléctrico fue el mal funcionamiento de la CSD del GENERADOR N° 1. Dicha CSD P/N° 696233B, S/N° 4340, se desmontó con un TSO: 860:45 FH Y UN TST: 103:15 FH, determinándose de la inspección preliminar lo siguiente: tapón magnético limpio y sin partículas metálicas, aceite y filtros de carga/recuperación limpio y sin partículas. Prueba de giro del eje de entrada: se verificó que el mismo giraba en forma pesada. La inspección externa por estado y condición no observaba daños.

1.16.5.2 Dado que el giro del eje de entrada se encontró pesado, se decidió al desarme de la unidad sin efectuar la prueba en banco previa, a efectos de evitar daños mecánicos mayores. Del desarme se observó que en el conjunto soporte/ governor P/N° 696744K (HS "Hamilton Sundstrand" OHM 24-11-2 ítem 83) y el P/N° 764037B, S/N° 4364 (HS OHM24-12-06 ítem 33) tenían ambos bujes P/N° 696217 (HS OHM 24-12-06 ITEM 42) del engranaje central, con juego excesivo.

1.16.5.3 En anteriores desmontajes, a las 124:59 FH se observó la siguiente discrepancia: eje de entrada fuera de lugar y sello de carbono deteriorado, como acción correctiva se cambió el eje fusible y se reemplazó el sello de carbono, con posterior prueba en banco sin novedad. Según HS OHM 24-11-00 Rev. 57, a las 757:30 FH, se desmontó nuevamente y se observó la siguiente discrepancia: filtro de presión y de recuperación obstruidos y se realizó el cambio de dichos filtros, con posterior prueba en banco sin novedad, según el mismo manual.

1.16.5.4 De acuerdo a los hallazgos de la investigación, se observó una baja confiabilidad para esta CSD, en particular desde su recorrida general. Por tal motivo se decidió desafectarla del servicio y someterla a una recorrida general completa.

1.16.5.5 Luego de determinar las acciones correctivas y múltiples pruebas de todo el sistema eléctrico (incluyendo procedimientos de emergencia) sin novedades, el operador liberó la aeronave al servicio.

1.16.6 Consulta a la NTSB

1.16.6.1 A través de la NTSB, se solicitó información a la FAA y al fabricante de la aeronave sobre:

- Antecedentes sobre la Cross Tie en “auto”: apertura y cierre tornando el sistema inestable.
- Antecedentes sobre fallas de la CSD P/N° 696233B, S/N° 4340, DURG: 860 hs (última recorrida realizada en Heico Component Repair Group – Certificado de habilitación FAA NWQR356K).

1.16.6.2 La respuestas obtenidas fue la siguiente:

Antecedentes sobre la Cross Tie en “auto”: apertura y cierre tornando el sistema inestable (traducción no oficial):

Boeing recibió cuatro reportes de dos operadores que experimentaron intermitencia (cortes) del sistema eléctrico durante el vuelo. Esta condición fue acompañada por ruidos similares a crujidos del relé de activación de la unidad “Centro de energía eléctrica” y pérdida de señal en: pantalla primaria de vuelo (PFD) y pantalla de navegación (ND), en la cabina de vuelo. Boeing analizó los informes recibidos y determinó que el conjunto Unidad de Velocidad Constante-CSD/Generador izquierdo causó que el relé del circuito de control de comando de la Cross Tie (corriente alterna), abriera y cerrara alternadamente, energizando y desenergizando las barras colectoras (CA) y haciendo que las pantallas PFD y ND se apagaran.

Aunque el ciclado de la energía eléctrica causó pérdidas de energía intermitentes en las barras que alimentan las pantallas PFD y ND, resultando en el bloqueo o apagado de aquellas; la aeronave no tuvo pérdida de energía eléctrica, ya que todo el conjunto de alimentación eléctrica del lado derecho continuaba disponible.

1.16.6.3 Para el presente caso, el análisis de Boeing ha determinado una posible secuencia en las fallas reportadas:

El conjunto CSD/GEN izquierdo no pudo soportar la demanda de energía eléctrica durante el ascenso o descenso y el circuito protector del conjunto de corriente alterna detectó una condición anormal: caída del voltaje o baja frecuencia de servicio.

El circuito protector de la unidad de control del generador izquierdo activó el relé del generador para corregir la inconsistencia de servicio del conjunto (barra) CSD/GEN izquierdo.

La unidad de control de barra (BCU) detectó la desenergización de la barra AC izquierda y generó que el relé de la Cross Tie se cerrara, permitiendo que el conjunto CSD/GEN derecho alimentara de forma cruzada a la barra AC izquierda.

El conjunto CSD/GEN, luego de haber retirado el requerimiento energético, retornó a la condición de voltaje y frecuencia de servicio normales.

La BCU detectó que el conjunto CSD/GEN izquierdo retornaba a la condición normal de servicio, abriendo la cross tie, permitiendo que la unidad de control del generador izquierdo cierre el relé izquierdo nuevamente y reconecte la barra izquierda con su correspondiente conjunto CSD/GEN izquierda.

Sin embargo, tan pronto como el conjunto CSD/GEN izquierdo se reconectó a la barra AC izquierda, el circuito protector detectó un voltaje y/o frecuencia de servicio inadecuado.

El proceso se repitió nuevamente, con la misma cadena de eventos de fallas que se describió en los párrafos anteriores.

1.16.6.4 Antecedentes sobre fallas en la CSD P/N° 696233B S/N° 4340 DURG: Los operadores aportaron a Boeing los números de las CSD retiradas con sus respectivos historiales de servicio; sin embargo Boeing no tiene información sobre causas de fallas de las CSD o donde las CSD fueron recorridas.

1.16.6.5 Se analizaron las condiciones de la organización de mantenimiento del operador, sin que se hayan detectado falencias que pudieran haber contribuido a la falla antes descrita.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave pertenece a una Empresa de Transporte Aero comercial.

1.18 Información Adicional

No aplicable.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se aplicaron las de rutina.

2. ANÁLISIS

2.1 Aspectos Operativos

De la investigación realizada se desprende que no hubo ningún hecho de características operativas que hubieran influido en el incidente grave. La tripulación realizó los procedimientos adecuados ante la ocurrencia de la novedad en vuelo.

2.2 Aspectos Técnicos

2.2.1 Al sacarse de barra el GEN/CSD izquierdo presenta voltaje y frecuencia dentro de los límites permitidos. Este resultado puede razonablemente inducir a creer que la barra del GEN 1 del avión, no el conjunto CSD-GEN presentaba fallas, dado los valores eléctricos normales del conjunto.

2.2.2 Por el contrario, el conjunto CSD-GEN, sólo sin carga presentaba parámetros normales. Cuando se lo cargaba eléctricamente, dado el consumo en la barra, se manifestaba la inestabilidad observada.

2.2.3 De la investigación, surge que el motivo de la falla eléctrica que sufrió la aeronave, tuvo origen en el mal funcionamiento de la CSD N° 1 (Izq.), debido a que en el conjunto soporte / gobernador tenían sus bujes del engranaje central, con excesivo juego.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 La tripulación de vuelo tenía las Licencias correspondientes, las aptitudes psicofisiológicas vigentes, experiencia adecuada en la aeronave. El entrenamiento recurrente operativo, se ajustaba a la normativa correspondiente.

3.1.2 La empresa operadora se encontraba debidamente habilitada para la realización del vuelo que devino en el presente incidente.

3.1.3 La meteorología no tuvo influencia en el accidente.

3.1.4 A la aeronave se le cumplimentaba el plan de mantenimiento aprobado.

3.1.5 No fueron detectadas fallas en la organización de mantenimiento del operador, que pudieran haber contribuido al presente suceso.

3.2 Causa

Durante un vuelo de transporte regular de pasajeros, en la fase de ascenso, alcanzando el nivel de vuelo 310, se produjo una falla intermitente de corriente AC (corriente alterna); debido al mal funcionamiento de la CSD N° 1 presentando inestabilidad del sistema eléctrico de la aeronave, no asociada a tareas de mantenimiento.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Administración Nacional de Aviación Civil – Dirección de Aeronavegabilidad

Para que tome conocimiento de los hallazgos de la presente investigación y considere la necesidad de informar a los potenciales operadores del producto aeronáutico en cuestión la baja confiabilidad mecánica manifestada por la unidad CSD analizada.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la AUTORIDAD AERONÁUTICA 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 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

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

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

BUENOS AIRES, de de 2013

Sr Carlos Urbanec
Investigador a Cargo

Sr. Jorge Gamba
Investigador Técnico

Director de Investigaciones