

## ADVERTENCIA

El presente informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIONES DE ACCIDENTES DE AVIACION CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el incidente, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACION 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 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 incidentes.

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

## INFORME FINAL

INCIDENTE OCURRIDO EN: Aeroparque Jorge Newbery, Ciudad Autónoma de Buenos Aires

FECHA: 21 MAY 09

HORA: 01:23 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: McDonnell Douglas

MODELO: MD-83

MATRÍCULA: LV-BDO

COMANDANTE: Licencia Piloto Transporte Línea Aérea

COPILOTO: Licencia Piloto Comercial de 1ª Clase de Avión

OPERADOR: Empresa de Transporte Aerocomercial.

Nota: Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar del accidente corresponde al huso horario -3.

### 1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

#### 1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 21 de mayo de 2009, a las 01:23 UTC, una aeronave McDonnell Douglas MD-83, matrícula LV-BDO, experimentó humo en la cabina de pasajeros

mientras rodaba a la plataforma, después del aterrizaje en el Aeroparque Jorge Newbery / Buenos Aires (AER / SABE), cumpliendo un vuelo interno, de transporte comercial regular, procedente del AD Tucumán / Teniente Benjamín Matienzo (TUC / SANT).

1.1.2 Durante la fase de rodaje hacia la posición asignada, para el estacionamiento en la plataforma del AD AER, la tripulación de cabina de vuelo, observó la pérdida de un sistema hidráulico de la aeronave, y posteriormente fue informada por la tripulación de cabina de pasajeros, de la presencia de humo en la misma.

1.1.3 El suceso ocurrió cuando ingresaban a la plataforma por el acceso "C", por lo que el Comandante instruyó al Copiloto, para que solicitara a la TWR AER, la presencia del Servicio de Salvamento y Extinción de Incendios en la plataforma, informara que detenían el avión en la citada área y que la tripulación se preparase para una evacuación de emergencia. Menos de un minuto después, el Copiloto informó a la TWR AER, que evacuaban el avión en la plataforma y el Comandante ordenó la evacuación de la aeronave.

1.1.4 Según declaró el Comandante, la evacuación fue exitosa y se efectuó por todas las salidas y toboganes disponibles, sin lesiones a pasajeros ni tripulantes.

1.1.5 El incidente ocurrió de noche y con buenas condiciones de visibilidad.

## 1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	6	98	

## 1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: Se halló la válvula designada como: "Thrust reverser by-pass valve", P/Nº 0711346-003 fuera de servicio por la fractura de un tapón roscado.

1.3.2 Daños en general: Leves.

## 1.4 Otros daños

No hubo.

## 1.5 Información sobre el personal

### 1.5.1 Comandante

1.5.1.1 Según informó la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas, el Comandante de la aeronave, de 48 años de edad, era titular de la Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea (TLA), con las siguientes Habilitaciones: Vuelo

Nocturno; Vuelo por Instrumentos; Aviones Monomotores y Multimotores Terrestres hasta 5.700 kg; B732; BA11; CN35; DC9; MD81; MD83; MD88; no había copia de foliado en el legajo archivado; otras licencias: PPA-PCA-ETVI-PC1<sup>a</sup>-AER.

1.5.1.2 No registraba antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores.

1.5.1.3 El INMAE informó que su Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba vigente hasta el 30 de agosto de 2009.

1.5.1.4 Su experiencia en horas de vuelo a la fecha del incidente era:

Total de horas de vuelo:	12.740,0
En los últimos 90 días:	133,0
En los últimos 30 días:	52,0
El día del incidente:	3,7
En el tipo de avión del incidente:	2.300,0 aprox.

## 1.5.2 Copiloto

1.5.2.1 Según informó la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas, el Copiloto, de 39 años de edad, era titular de la Licencia Piloto Comercial de Primera Clase Avión (PC1<sup>a</sup>), con las siguientes Habilitaciones: Vuelo Nocturno; Vuelo por Instrumentos; Aviones Monomotores y Multimotores Terrestres hasta 5.700 kg; Copiloto MD81; Copiloto MD83; Copiloto MD88; no había copia de foliado en el legajo archivado; otras licencias: PPA-PCA.

1.5.2.2 No registraba antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores.

1.5.2.3 El INMAE informó que su Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba vigente hasta el 30 de junio de 2009.

1.5.2.4 Su experiencia en horas de vuelo a la fecha del incidente era:

Total de horas de vuelo:	4.753,7
En los últimos 90 días:	160,5
En los últimos 30 días:	55,2
El día del incidente:	3,7
En el tipo de avión del incidente:	- - -

## 1.6 Información sobre la aeronave

### 1.6.1 General

Aeronave birreactor de transporte, configurada para 160 pasajeros, fabricada por McDonnell Douglas, modelo MD-83, matrícula LV-BDO, número de serie 49941, con Certificado Tipo N° A6WE otorgado por la FAA.

## 1.6.2 Célula

Al momento de producirse el suceso se encontraba con su Certificado de Aeronavegabilidad, Estándar, categoría Transporte, en vigencia. El mantenimiento se llevaba a cabo de acuerdo a las instrucciones de aeronavegabilidad continuada del fabricante.

## 1.6.3 Motores

La aeronave se encontraba propulsada por dos motores a reacción tipo turbofán fabricados por Pratt & Whitney, modelo JT8D-219 de 20.000 lb de empuje, números de serie: posición 1: 725561 y posición 2: 725668; elegibles a la aeronave de acuerdo a lo expresado en el CT.

## 1.6.4 Peso y balanceo de la aeronave

### 1.6.4.1 Los pesos calculados al momento del incidente fueron los siguientes:

Peso operativo:	84.000 lb
Máximo de despegue (PMD):	160.000 lb
Peso de despegue (TUC) :	132.855 lb
Máximo de aterrizaje (PMA):	139.500 lb
Peso de aterrizaje (AER):	122.332 lb
Diferencia:	17.168 lb, en menos respecto al PMA.

1.6.4.2 Al momento del incidente, el peso y el centro de gravedad se encontraba dentro de la envolvente operacional de la aeronave, de acuerdo con lo especificado en la Planilla de Peso y Balanceo de fecha 21 SEP 07, enviada por la Dirección de Aeronavegabilidad de la ANAC.

## 1.7 Información meteorológica

Los datos fueron obtenidos de los registros horarios de la estación meteorológica del Aeroparque Jorge Newbery, interpolados a la hora y lugar del incidente. Visto también el mapa sinóptico de superficie de 00:00 y 03:00 UTC, eran: Viento: 020°/03 kt; Visibilidad: 10 km; Fenómenos Significativos: Ninguno; Nubosidad: 3/8 Ac 3000 m; Temperatura: 18,9° C; Temperatura Punto de Rocío: 17,9° C; Presión a Nivel Medio del Mar: 1011,3 hPa; Humedad Relativa: 94 %.

## 1.8 Ayudas para la navegación

No aplicable.

## 1.9 Comunicaciones

De acuerdo con las desgrabaciones de las comunicaciones realizadas entre la tripulación de la aeronave y los Servicios de Tránsito Aéreo (TWR / Rodaje), del AD AER; éstas se desarrollaron sin inconvenientes. El operador de tránsito aéreo de la TWR AER a cargo de la frecuencia de rodaje, actuó de acuerdo con lo solicitado por la tripulación de la aeronave, y lo establecido en el Plan de Emergencia del AD.

## 1.10 Información sobre el aeródromo

1.10.1 El incidente ocurrió en la plataforma comercial del AD AER/SABE, Público, Controlado, ubicado a 2 km al NE de la Ciudad Autónoma de Buenos Aires.

1.10.2 La misma es de hormigón y se encuentra al NE de la pista 13/31.

1.10.3 Las coordenadas geográficas del lugar son: 34° 33,5' S y 058° 24,8' W, con una elevación de 18 m sobre el nivel medio del mar.

## 1.11 Registradores de vuelo

1.11.1 La aeronave se encontraba equipada con dos registradores de vuelo; un registrador de voces de cabina (CVR) y uno de datos de vuelo (FDR), de acuerdo a lo establecido en las normas de certificación para aeronaves de transporte (FAR 25).

1.11.2 Se retiró de la aeronave el equipo CVR marca Sundstrand, modelo AV557C P/Nº 980-6005-076 S/Nº 13009 para la obtención de su registro sonoro en el laboratorio de la National Transportation Safety Board (NTSB), en Washington DC (EE.UU.).

1.11.3 Al momento del suceso el equipo se encontraba en condiciones de servicio y se pudo obtener el contenido de su registro; el que fue remitido a la JIAAC bajo las condiciones de confidencialidad establecidas en el punto 5.12 del Anexo 13 de OACI.

1.11.4 La grabación obtenida se almacenó en formato digital y fue analizada para evaluar la operación.

## 1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 Posterior a la operación de aterrizaje y durante el rodaje de la aeronave hacia la posición de estacionamiento asignada, en la plataforma del AD AER, se produjo la vaporización de fluido hidráulico en la cabina de pasajeros en forma de humo; por lo que el Comandante, informado previamente por la tripulación de cabina de pasajeros, decidió efectuar el procedimiento de emergencia de evacuación de la aeronave.

1.12.2 La misma quedó detenida en el lugar donde se efectuó el procedimiento de emergencia, hasta que fue autorizado su traslado, a través de la utilización de equipo terrestre de remolque.

## 1.13 Información médica y patológica

No se detectaron antecedentes médico / patológicos de la tripulación, que pudieran estar relacionados con el incidente.

## 1.14 Incendio

No se produjo.

## 1.15 Supervivencia

1.15.1 Los ocupantes de la aeronave evacuaron la misma por los toboganes sin sufrir lesiones.

1.15.2 El Comandante hizo abandono de la aeronave por el tobogán trasero, después que todos los pasajeros y tripulantes evacuaran la misma, confirmando luego que todos los ocupantes de la aeronave se encontraban bien y sin haber sufrido lesiones.

## 1.16 Ensayos e investigaciones

### 1.16.1 Inspección de la aeronave

1.16.1.1 Durante la inspección efectuada a la aeronave, posterior al suceso, se halló una falla en la válvula de control hidráulico del sistema reversor de empuje ("Thrust reverser by-pass valve", P/Nº 0711346-003, S/Nº 0427A), de los motores.

1.16.1.2 Esa unidad es la encargada de controlar el caudal hidráulico y su presión en momentos de operarse el conjunto de inversión de flujo de los motores. Se encuentra alojada en la bahía trasera de la aeronave, sector donde se ubica la unidad de potencia auxiliar (APU) y los packs del sistema de aire acondicionado, entre otros sub-conjuntos.

1.16.1.3 Se verificaron sistemas de presurización y aire acondicionado, sin hallar novedades. El resto de los sistemas de a bordo, planta de poder y estructura de la aeronave no presentaron fallas vinculadas al presente suceso.

1.16.1.4 Los sistemas vinculados a los procedimientos de emergencia funcionaron de acuerdo a lo establecido en las normas de certificación.

### 1.16.2 Análisis de falla

1.16.2.1 Individualizada la falla, se procedió al desmontaje de la unidad, con asistencia de personal técnico habilitado del operador.

1.16.2.2 Luego de una inspección general del componente, se remitió al Laboratorio de Investigaciones de Metalúrgica Física (LIMF), de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de La Plata.

1.16.2.3 En ese Organismo se procedió a efectuar: análisis químico, ensayo de dureza, análisis macrográfico y análisis micrográfico, a través de microscopía de barrido electrónico (SEM), sobre el tapón ("Retainer cap", P/Nº 00711346-223), que presentaba la fractura a lo largo de toda su pared resistente.

1.16.2.4 Se determinó que ese componente, fue manufacturado por mecanizado desde una barra obtenida por extrusión. El material es Al 6061 (aleación termoestable), con tratamiento térmico de envejecimiento artificial, que asemeja al del temple T6, con una dureza Brinell 99 HB.

1.16.2.5 De acuerdo con los análisis macrográficos y micrográficos, se pudo determinar que la fractura se produjo por un proceso de fatiga que se propagó desde el interior de la pared resistente del tapón, con origen en profundas marcas superficiales de mecanizado, cubiertas por el tratamiento de terminación superficial de anodizado.

### 1.16.3 Información remitida por el Estado de diseño y fabricación

1.16.3.1 A través de la autoridad del Estado de diseño y fabricación, se contactó tanto al fabricante de la aeronave, así como del componente que colapsó en servicio, a los efectos de recabar información y antecedentes vinculados al presente suceso.

1.16.3.2 De acuerdo con ello, la Federal Aviation Administration (FAA), reportó haber registrado ocho (8) sucesos similares desde el año 1995 a la fecha del presente incidente; esos sucesos no se vinculaban a accidentes o incidentes, sino a dificultades en servicio y novedades halladas en inspecciones visuales posteriores a los vuelos.

1.16.3.3 Originalmente, las aeronaves MD (series), se encontraban equipadas con la unidad HR Textron, P/Nº 41000740-103 / 104, a partir del número de serie 1126 se reemplazaron por las P/Nº 0711346-003, instancia donde se emitió el SB MD-80-78-58, permitiendo el intercambio de las unidades.

1.16.3.4 Simultáneamente, el fabricante de la aeronave informó que durante el año 1997, la empresa que produce la válvula de control recibió varias unidades para tareas de mantenimiento mayor, en las que se hallaron fisuras de avance progresivo en los alojamientos de los tapones y en los tapones mismos.

1.16.3.5 De acuerdo con los datos obtenidos, no fueron halladas fisuras de fatiga en las unidades originales P/Nº 41000740-103 / 104. Las grietas detectadas en tareas de mantenimiento corresponden a las válvulas P/Nº 0711346-003.

### 1.16.4 Trazabilidad de la parte afectada

1.16.4.1 Según lo informado por el operador de la aeronave, en su informe de la Gerencia Técnica, la válvula que falló en servicio fue recibida junto con la aeronave. Según los antecedentes de mantenimiento de la aeronave, el componente fue instalado el 12 JUN 1996, cuando era operada por Reno Air (Equipment Transfer Record Nº 27282). Cabe aclarar que la válvula fue instalada en la aeronave en condiciones de aeronavegable, posterior a una tarea de inspección mayor.

1.16.4.2 En la instancia de recorrida, llevada a cabo por el mismo fabricante de la válvula (según WO Nº RA# 4475), consta el recambio del tapón ("Retainer cap") debido a daños hallados en el componente original del conjunto. El "overhaul" fue llevado a cabo siguiendo las instrucciones del CMM 78-30-01.

1.16.4.3 En los manuales de mantenimiento de la aeronave no existen ítems de inspección a través de ensayos no destructivos que permitan detectar fisuras en el componente afectado en la falla. La inspección detallada de la válvula se efectúa en

los escalones de inspección mayor de ese componente, determinándose en esa instancia la condición de servicio de cada una de sus partes.

#### 1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era propiedad de una Empresa de Transporte Aerocomercial Regular.

#### 1.18 Información adicional

##### 1.18.1 Aspectos metalúrgicos

1.18.1.1 Tal como lo expresa el informe del LIMF, la parte afectada por la mecánica de fisuración progresiva fue fabricada con una aleación de aluminio del tipo 6061, de características termoestables con contenidos de silicio (0,67%) y magnesio (0,88%), que forman la segunda fase Mg-Si de la aleación junto al aluminio.

1.18.1.2 Para el conformado final del producto se utilizaron tres procesos metalúrgicos distintos: extrusión, mecanizado y anodizado. Los dos primeros corresponden a la fabricación en sí de la parte y el último a un tratamiento superficial de acabado y protección.

1.18.1.3 Las propiedades mecánicas del material de fabricación facilitan los procesos metalúrgicos de conformado antedicho, no obstante cabe señalar que la precisión de esas tareas es uno de los factores fundamentales en la calidad final del producto. En este caso, se han observado improntas mecánicas consecutivas y paralelas que dadas sus características podrían coincidir con el mecanizado.

1.18.1.4 Dadas las características geométricas de las marcas halladas, podría descartarse que existieran daños de origen en la extrusión de la barra utilizada como materia prima para el mecanizado final; de existir indentaciones pre-existentes al maquinado, seguramente se observarían en las imágenes de análisis SEM, marcas superpuestas o transversales entre sí coincidentes con ambos procesos de fabricación.

1.18.1.5 Las improntas que pudieron quedar del mecanizado fueron cubiertas parcialmente por el proceso galvanoplástico de anodizado, lo que generó un acabado no completamente parejo.

1.18.1.6 Por lo expuesto en los párrafos anteriores, se puede afirmar que la parte que colapsó en servicio poseía concentradores de tensión superficiales y sub-superficiales que favorecieron el desarrollo de una mecánica de falla de avance progresivo.

1.18.2 A los efectos de considerar de qué manera una falla en un elemento mecánico, en este caso un componente del sistema hidráulico, directa o indirectamente resulta relacionado a una evacuación de pasajeros por humo en la cabina debemos observar lo siguiente:

- 1) Debido a que la abertura para la admisión de aire a la APU, está en la parte inferior del fuselaje del avión, justo delante de la escalera ventral, cualquier pérdida de líquido hidráulico que se esté produciendo, tenderá a encontrar su camino hacia esa área. Cuando ese aire contaminado con líquido hidráulico (o vaporización de éste), resulta succionado por la APU, comprimido y luego enviado (ya contaminado), al sistema de aire acondicionado, se produce humo con fuerte olor que ingresa a la cabina a través de las salidas de ventilación.
- 2) Esta condición se puede producir habitualmente en tierra, cuando la provisión de aire al sistema neumático, es transferida de los motores a la APU y la provisión de aire de ésta, es enviada al sistema de aire acondicionado de la aeronave, cuando la válvula de alimentación cruzada (“crossfeed”), neumática está en posición abierta.
- 3) Revisando información previa existente referente a este tema, concretamente “Evacuación de pasajeros por humo en Cabina”, en aeronaves similares (de la gama MD-80), muchos casos se han dado, y en todos ellos al igual que en éste, indican que el humo fue causado cuando después de poner en marcha la APU, ésta ingirió fluido hidráulico perdido por el sistema hidráulico, contaminando el aire que entregaba al sistema neumático. Al abrir la válvula “crossfeed”, para alimentar el pack de aire acondicionado, el aire pasa por el mismo y al ser distribuido por las salidas de ventilación, distribuyen ese aire contaminado, ya en forma de humo, en las cabinas.
- 4) Si dicha válvula permaneciese cerrada, no se enviaría aire al sistema de aire acondicionado, y por lo tanto, no se produciría humo.

1.18.3 Con fecha 29 de mayo de 2009, la Unidad de Ingeniería de la Gerencia Técnica del Operador, emitió un informe preliminar, a pedido de su Gerencia de Operaciones, cuyas conclusiones y recomendaciones finales estarán a cargo de la Gerencia de Seguridad Operacional (GSO). Adicionalmente se tomaron acciones preventivas, revisándose con fecha 15 de junio de 2009, por parte de Ingeniería de Operaciones de Vuelo, procedimientos posteriores al aterrizaje (“After Landing”) y al estacionar la aeronave (“Parking”).

1.18.4 De acuerdo con el párrafo 6.3 del Anexo 13 de OACI, la JIAAC envió al Estado de fabricación y diseño (EE.UU.), a través de la NTSB, el Proyecto de Informe Final para su comentario. El Representante Acreditado de dicho Estado consultó si se habían considerado para la emisión de las Recomendaciones, las siguientes instrucciones de mantenimiento, aplicables y relacionadas con el ingreso de “humo” en la cabina; éstas son:

- SB-MD80 29-056-02 (03 DIC 04)

Instalación de soporte y abrazaderas de líneas hidráulicas en el fuselaje trasero.  
AD relacionada: FAA AD 2000-15-17R1, Amendment 39-12050.

- SB-MD80 29-062-04 (03 DIC 04)

Reemplazo de cañería hidráulica en el fuselaje trasero.  
AD relacionada: FAA AD 2000-15-17R1, Amendment 39-12050.

- SB-MD80 78-072-00 (10 JUN 04)  
Cambio de cañería de presión del reversor de empuje.
- SL-MD80 21-101-A (21 JUL 10 – post INCIDENTE –)  
“Humo en cabina” - Acciones de mantenimiento para el motor, unidad de potencia auxiliar (APU) y sistemas ambientales – Las mejores prácticas.

1.18.5 A través de la Dirección de Aeronavegabilidad de la ANAC y la documentación presentada por la Empresa operadora, se estableció que la situación para cada una de las acciones de mantenimiento mencionadas, a la fecha del incidente, era la siguiente:

- SB-MD80 29-056-02: El SB se encontraba cumplido en la aeronave desde MAR 2000, como SB-MD80 29-056.
- SB-MD80 29-062-04: El SB se encontraba cumplido en la aeronave desde MAR 2000, como SB-MD80 29-062.
- SB-MD80 78-072-00: No tenía cumplido el SB. Luego del incidente fue emitida la Orden de Ingeniería, OI N° 4990R1, aplicable a toda la flota de la empresa reemplazando la tubería de presión hidráulica (LH) del reversor de empuje con el fin de disminuir las posibilidades de tener eventos SIC (“Smoke in Cabin”), debido a la ingestión de fluido hidráulico por parte del APU.
- SL-MD80 21-101-A: fue emitido Memo de Ingeniería N° 11682, con el objeto de difundir las recomendaciones de la Service Letter a todo el personal de mantenimiento e inspección.

## 1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

1.19.1 Se realizó ensayo de material con utilización de microscopía electrónica de barrido para la determinación del mecanismo de falla del componente afectado.

1.19.2 Se efectuó análisis de la trazabilidad del componente y de los antecedentes de fallas similares en la flota MD, con datos de la Autoridad Aeronáutica del Estado de diseño y fabricación.

## 2 ANÁLISIS

### 2.1 Aspectos operativos

Después de declararse la emergencia en la plataforma, el Comandante actuó de acuerdo con los procedimientos de emergencia, establecidos en el Manual de Vuelo de la aeronave; realizando la evacuación de los ocupantes de la misma, sin que sufrieran lesiones.

### 2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 Por lo expuesto en los párrafos anteriores, se pudo apreciar que la falla analizada tuvo su origen probablemente, en el proceso metalúrgico de mecanizado

del componente. En esa instancia se habría producido una acumulación de improntas mecánicas que actuaron como concentradores de tensión, favoreciendo la propagación de una mecánica de fatiga, tal como se ha observado en el análisis metalúrgico del LIMF.

2.2.2 De acuerdo con los datos aportados por la Autoridad Aeronáutica del Estado de diseño y fabricación, existen antecedentes de fallas similares. Se hallaron fisuras en el tapón (“Retainer cap”, P/Nº 00711346-223), durante tareas de inspección mayor de la válvula de control hidráulico del sistema reversor de empuje, P/Nº 0711346-003.

2.2.3 Desde la instancia en que fue instalada la válvula en la aeronave (12 JUN 1996), no se le practicaron tareas de mantenimiento preventivo ni restaurativo que pudieran haber afectado su condición. Tampoco existen ítems relacionados a ese componente, en el mantenimiento programado, se contempla únicamente el recambio e inspección mayor del componente.

2.2.4 Debido a la ubicación de la válvula en la bahía trasera de la aeronave, su alojamiento contiguo a los packs de aire acondicionado y de la unidad de potencia auxiliar (APU); al momento de colapsar el tapón de la válvula y evacuar el fluido hidráulico, éste comenzó a filtrarse en los sistemas que proveen la circulación de aire en la cabina de pasajeros; debido a la temperatura y presión de trabajo de esos sistemas, el hidráulico se vaporizó; por lo que se hizo visible en la cabina en forma de “humo”.

2.2.5 No se hallaron indicios de incendio a bordo, ni fallas de otros componentes que pudieran haber generado humo a bordo.

### 3 CONCLUSIONES

3.1.1 La aeronave se encontraba en condiciones de aeronavegabilidad al momento del incidente.

3.1.2 El conjunto que falló había sido sometido a recorrida mayor y el tapón que colapsó fue recambiado en esa instancia, debido a encontrarse daños en aquella oportunidad.

3.1.3 La válvula de control hidráulico del sistema reversor de empuje falló debido al avance de una mecánica de fisuración progresiva, desarrollada sobre la pared resistente del tapón (“Retainer cap”, P/Nº 00711346-223), de la unidad.

3.1.4 La mecánica de fatiga se inició en discontinuidades subsuperficiales, producidas por marcas de mecanizado y cubiertas por el posterior tratamiento de anodizado.

3.1.5 La presencia de “humo” en la cabina de pasajeros, se debió a que el líquido hidráulico perdido en la zona del compartimiento trasero de accesorios, fue ingestado por la APU, que estaba operando.

3.1.6 Debido a estar las válvulas “crossfeed” neumáticas, en posición abierta, se produjo la contaminación del aire en el sistema de aire acondicionado de la aeronave, generándose humo que ingresó en la cabina de pasajeros.

3.1.7 La tripulación se encontraba habilitada para realizar el vuelo.

3.1.8 El Comandante realizó la evacuación de la aeronave, de acuerdo con el procedimiento de emergencia establecido en el Manual de Vuelo de la misma.

3.1.9 La meteorología no influyó en el incidente.

## 3.2 Causa

En un vuelo interno de transporte comercial regular, durante la fase de rodaje a plataforma posterior al aterrizaje, evacuación de emergencia de la aeronave, por humo en las cabinas, cuando al abrir las válvulas “crossfeed” del sistema neumático, ingresó al sistema de aire acondicionado, aire contaminado con líquido hidráulico ingestado por la APU; debido a una pérdida de dicho líquido, a través de una fractura por fatiga, de un tapón roscado de la válvula de control de los reversores de empuje.

Factor contribuyente

Terminación superficial inadecuada durante la construcción del tapón (imperfección mecánica y del tratamiento de anodizado).

## 4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

### 4.1 A la National Transportation Safety Board (NTSB), EE.UU.

4.1.1 Considerar la conveniencia de analizar los resultados de la presente investigación y evaluar informar al fabricante sobre las condiciones en que se produjo el presente incidente, máxime tratándose de una falla cuyo origen tiene relación con los procesos de manufacturación de componentes instalados a bordo.

4.1.2 Evaluar la necesidad de recomendar al fabricante de la válvula que falló en servicio, extremar los controles de calidad y las condiciones de producción en componentes que requieran de trabajos de mecanizado y tratamientos superficiales.

4.1.3 Considerar la conveniencia de informar a la Federal Aviation Administration (FAA), sobre la presente investigación, a los efectos que se analice la necesidad y conveniencia de incorporarla en los antecedentes que cuenta de fallas similares a la investigada en este suceso y otras acciones que estime oportunas.

4.2 A la Dirección Nacional de Seguridad Operacional – Dirección de Aeronavegabilidad (DA), de la ANAC

Tomar conocimiento del presente suceso y evaluar la necesidad de informar adecuadamente, a los operadores de flota MD en la Argentina, sobre las condiciones de falla halladas; a los efectos de contribuir con la seguridad operacional.

4.3 Al propietario / explotador de la aeronave

Tomar conocimiento de los hallazgos de la presente investigación y difundir adecuadamente, la información entre su personal técnico. Adicionalmente, considerar la necesidad de cumplimentar los Boletines de Servicio (SB), aplicables a su flota, a los efectos de disminuir las posibilidades de tener eventos SIC y 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  
Departamento Administración de Aeródromos de la ANAC  
Av. Com. Pedro Zanni 250  
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo  
(1104) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección E-mail:  
"buecrpc@faa.mil.ar "

BUENOS AIRES, de de 2011.

Apéndice 1: Informe N° 090827 del LIMF.

Sr. Carlos URBANEC  
Investigador a Cargo

SA Carlos RUIZ  
Investigador Técnico

Director de Investigaciones