

C.E N° 2.364.006 (F.A.A)

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 incidente, 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 CODIGO AERONAUTICO (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 incidentes.

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

INFORME FINAL

INCIDENTE OCURRIDO EN: Aeropuerto Internacional Ministro Pistarini - Ezeiza - Pcia. de Buenos Aires

FECHA: 11 Diciembre 2004

HORA: 13:14 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Mc. Donnell Douglas

MODELO: MD 11.

MATRÍCULA: PP-VTH

PILOTO: Licencia TLA (Rep. Brasil)

1º OFICIAL: Licencia TLA (Rep. Brasil)

EXPLOTADOR: Varig Líneas Aéreas

Nota: Las horas están expresadas en el Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar del incidente corresponde a la hora huso horario – 3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El día del incidente, la aeronave cumplía un vuelo de transporte regular internacional entre el Aeropuerto Internacional de San Pablo, Brasil (SBSP) y el Aeropuerto

Internacional Ministro Pistarini, Ezeiza, Rep. Argentina (SAEZ).

1.1.2 Durante el aterrizaje, durante el frenado al actuar los reversores el motor N° 3 se vio afectado por el desprendimiento de parte de dicho sistema reversor de empuje (lado externo), con su respectivo carenado.

1.1.3 A pesar de ello, la tripulación no tuvo indicaciones de fallas ni anomalía en los parámetros de motor, por lo que dirigió la aeronave a la posición de estacionamiento.

1.1.4 La falla fue detectada posteriormente por el personal de mantenimiento de la empresa.

1.1.5 Los fragmentos del sistema fueron recuperados por personal del aeropuerto.

1.1.3 El incidente se produjo con luz diurna y buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ninguna	16	230	

1.3 Daños sufridos por la aeronave

Sistema reversor de empuje, lado externo, perteneciente al motor N° 3.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

La totalidad de la tripulación se hallaba habilitada para la operación del presente vuelo.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 La aeronave es un Mc. Donnell Douglas modelo MD-11, número de serie 48.457, matrícula PP-VTH; fabricado en el año 1992.

1.6.1.2 Al momento del incidente, contaba con un total general de 64.152 hs y 10.216 ciclos.

1.6.1.3 Posee Certificado de Aeronavegabilidad, en categoría Transporte emitido por la autoridad aeronáutica del Brasil, emitido el 02 SEP 04, con vencimiento el 12 DIC 09.

1.6.1.4 El plan de mantenimiento es progresivo y, es llevado a cabo por la empresa explotadora.

1.6.2 Motores

1.6.2.1 Motor N° 1

Marca Pratt & Whitney, modelo PW 4462, S/N° P 733.800, con un empuje de 62.000 Lbs y, al momento del incidente, contaba con 34.887 hs de TG y 5936 ciclos totales.

1.6.2.2 Motor N° 2

Marca Pratt & Whitney, modelo PW 4462, S/N° P 723.858 CN, con un empuje de 62.000 Lbs y, al momento del incidente, contaba con 62.063 hs de TG y 9707 ciclos totales.

1.6.2.3 Motor N° 3

Marca Pratt & Whitney, modelo PW 4462, S/N° P 723.897 CN, con un empuje de 62.000 Lbs y, al momento del incidente, contaba con 53.469 hs de TG y 9592 ciclos totales.

1.7 Información meteorológica

El informe proporcionado por el Servicio Meteorológico Nacional, con datos extraídos de los registros horarios de la estación meteorológica Ezeiza, interpolados a la hora del incidente y visto el mapa sinóptico de superficie de 12.00 hs y 15.00 hs. es: viento: 020°/10 kts; visibilidad: 12 km; fenómenos significativos: ninguno; nubosidad: ninguna, temperatura: 22,4 °C; temperatura del punto de rocío: 14.0 °C; presión atmosférica 1020.2 hPa y humedad relativa 59%.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

Se realizaron en las distintas frecuencias sin novedad.

1.10 Información sobre el lugar del incidente

El incidente ocurrió en la pista 11 del Aeropuerto Internacional Ministro Pistarini – Ezeiza en la Provincia de Buenos Aires, el cual cuenta con dos pistas de asfalto: 11/29 de 3.300 m x 60 m y 17/35 de 3105 x 45 m x 40 m siendo sus coordenadas: 34° 49' 20'' S 058° 32'09'' W.

1.11 Registadores de vuelo

El avión se hallaba equipado con ellos, pero dadas las características de incidente, no fueron requeridos para su lectura.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 La operación de aterrizaje y rodaje posterior, se realizó con total normalidad, la tripulación estacionó la aeronave, sin haber tenido indicación en el cock-pit de la falla

surgida en el aterrizaje.

1.12.2 Los fragmentos del sistema reversor de empuje del motor N° 3 se esparcieron sobre la pista 11 y su franja de seguridad, siendo recuperados posteriormente por personal del aeropuerto.

1.13 Información médica y patológica

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

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

No fueron necesarias acciones de evacuación y/o supervivencia en el presente suceso.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Identificación del componente que falló

1.16.1.1 De acuerdo con los datos proporcionados por los fabricantes de aeronave, motor y sistema reversor, se identificó el componente como “aft cascade support frame” por esta JIAAC como “perfil soporte reversor de empuje”, su número de parte es: 221-0516-505 / 506.

1.16.1.2 Este componente es el soporte de las rejillas, fabricadas en material compuesto, de deflexión de flujo del sistema reversor de empuje.

1.16.1.3 El perfil soporte es de aleación de aluminio tipo Al 2024 T6, con refuerzos en sus platabandas de acero inoxidable de tipo AISI 321-0.

1.16.1.4 Se encuentra anclado en sus extremos reforzados a la estructura del motor a través de dos bulones de fijación.

1.16.2 Mecánica de la fractura

1.16.2.1 Para un mejor análisis de componente, se procedió a asilar las cuatro fracturas que presentaba, en cuatro lotes independientes para su posterior estudio:

1.16.2.1.1 Se encontraron fracturas con características similares en los lotes 1,2 y 4.

1.16.2.1.2 Estos lotes presentan en ambas hemicaras características de una fractura dúctil por sobrecarga.

1.16.2.1.3 No existen indicios de procesos de fatiga, como tampoco signos de corrosión.

1.16.2.1.4 Tanto en las platabandas (sup. e inf.), como en el alma, como así también en el refuerzo lateral en el alma, que sirve de toma a los paneles; se evidencian características de fractura dúctil, con labios de corte bien marcados y deformaciones plásticas.

1.16.2.1.5 De ello se desprende que las secciones de los lotes N° 1, 2 y 4 fallaron por la aplicación de una carga instantánea superior al límite de resistencia del componente.

1.16.2.1.6 En el Lote N° 3 se pueden observar características totalmente disímiles con respecto a los dos anteriores.

1.16.2.1.7 Macroscópicamente no se pudo determinar fehacientemente la mecánica de fractura de esta sección.

1.16.2.1.8 A los efectos de una evaluación certera del origen de la falla, ambas hemicasaras fueron enviadas al laboratorio de ensayo de materiales de Lockheed Martin Aircraft Argentina SA.

1.16.2.1.9 El carenado que cubre esta zona se desprendió y se fracturó en múltiples partes, por el impacto de las secciones desprendidas del reversor.

1.16.3 Ensayo de material

Lockheed Martin Aircraft Argentina SA informó en su ensayo de material DI/GE 003/05:

“Conforme a la evaluación de los daños observados, los esfuerzos actuantes y los fenómenos físicos-químicos que intervinieron; el perfil soporte del sistema reversor de empuje se fractura a través de un mecanismo de fatiga del material, producido por la existencia previa de un proceso de corrosión por el contacto local entre los dos metales facilitado por la rotura y disolución de la película de protección.

No se verificaron otras grietas, fisuras previas, poros, marcas mecánicas, indicios de corrosión ni signos de fatiga, que los descritos en el proceso dinámico de rotura, como tampoco se verificó ninguna otra causa estructural del material que justifique la magnitud de los daños observados.”

1.16.4 Documentación técnica relacionada y acciones de mantenimiento del operador

El 31 ENE 05 (con una revisión recibida el 11 MAR 05) fue recibido un informe producido por el fabricante del sistema reversor de empuje, en donde se detallan los boletines de servicio aplicables, como así sus alcances:

1.16.4.1 Service Bulletin PW4MD11 78-67 (año 1995)

Este boletín de servicio informa a los operadores acerca de la necesidad de una inspección visual del “aft cascade support frame” por fisuras a los P/N° 221-0516-503 / 504.

El cumplimiento de este SB debería llevarse a cabo en la primer inspección “Check-A” o 450 horas, y una vez aplicado en dicha instancia, repetirse a intervalos similares.

La acción terminal es el reemplazo de los “aft cascade frame” no fisurados, luego de la inspección visual, o la colocación de los “doubler” (refuerzos recomendados) con el nuevo número de parte: 221-0516-505 /-506.

1.16.4.2 Alert Service Bulletin PW4MD11 A 78-83 (año 1997).

1.16.4.1.4 Es de similar contenido al PW4MD11 78-67, en este caso se requiere el cumplimiento del ASB en la primer inspección “Check-A”, y luego de aplicado; se debería re-

petir en cada inspección “2A-Check”.

1.16.4.2 Service Bulletin PW4MD11 78-90 (año 2000).

Este boletín se desarrolló por la detección de fisuras en los herrajes roscados que toman los bulones de fijación de las rejillas de deflexión del flujo al perfil soporte de dicho sistema.

A raíz de la detección de las mencionadas fisuras, el fabricante decidió alargar esos herrajes roscados, reemplazando el “*aft cascade support frame*” P/Nº 221-0516-503 (izquierdo) P/Nº 221-0516-504 (derecho), por los “*aft cascade support frame*” P/Nº 221-0516-507 (izquierdo) P/Nº 221-0516-508 (derecho).

Este SB provee una acción terminante con respecto al *PW4MD11 A 78-83* del año 1997.

Goodrich informó que luego de su examinación del 17 FEB 05, pudo comprobar que el número de parte instalado en la aeronave incidentada corresponde al 221-0516-505 / -506, confirmando que el SB 78-67 había sido aplicado.

La empresa operadora informó al fabricante del componente el 30 JUN 05, que el SB A78-83 no había sido incorporado.

En referencia al párrafo precedente, Goodrich es de opinión que el SB PW4 MD A78-83 es aplicable y efectivo en la detección de fisuras previas a una falla posterior mayor.

1.16.4.3 De acuerdo a su experiencia en servicio, al menos 3 operadores informaron la detección de fisuras del componente aplicando el SB PW4 MD A78-83.

1.16.4.5 Las modificaciones introducidas en los SB PW4 MD A78-83 y 78-90 fueron notificadas a todos los operadores por Pratt & Whitney y Goodrich a través de conferencias y Maintenance Advisory Notice.

Es decir que la empresa operadora estaba en conocimiento de esta documentación y sus requerimientos. Se solicitó al operador de la aeronave que sufriera el incidente, la remisión a esta JIAAC de los últimos records de mantenimiento anteriores a la fecha del suceso; a los efectos de constatar la aplicación o no de la citada documentación.

1.16.4.6 El 10 FEB 05 fueron recibidos dichos informes de mantenimiento, provenientes de la Gerencia de Garantía de Calidad.

1.16.4.7 Asimismo el operador informó que la AD 96-13-08 (del 01 AGO 96) y los boletines de servicio relacionados (SB PW4NAC 78-78 y SB PWMD11 78-67) al “*Cascade support frame*” han sido cumplimentados.

1.16.4.8 Analizados los Registros Técnicos de Vuelo (RTV) desde una semana antes al presente incidente, se puede observar que en ningún momento las tripulaciones notaron condiciones de servicio anormales en el sistema reversor de empuje.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave pertenece a la empresa aerocomercial Varing Líneas Aéreas.

1.18 Información adicional

No se formula

1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

Se utilizaron las técnicas de análisis fractomecánico de rutina.

2 ANALISIS

2.1 Aspectos Operativos

La operación de la aeronave se realizó con total normalidad, la tripulación no advirtió la falla durante las fases de aterrizaje y posterior rodaje; la misma fue informada por personal de mantenimiento, una vez que la aeronave estuvo estacionada en su posición.

2.2 Aspectos Técnicos

2.2.1 Visto lo expuesto por el laboratorio de ensayos de materiales y las fracturas plásticas evaluadas, se puede concluir en la siguiente mecánica de falla del aft cascade support frame:

2.2.2 El proceso de fatiga se propagó desde una de las platabandas sobre su lado externo, el que se encuentra en contacto con el refuerzo exterior de acero AISI 321-0.

2.2.3 En el contacto de ambos elementos, sufrió una discontinuidad superficial la película protectora epóxica, inducida probablemente por el torque del bulón de fijación del refuerzo a la platabanda del componente.

2.2.4 Al producirse el deterioro en dicha capa protectora, entraron en contacto dos componentes metálicos con diferenciales eléctricos lo que provocó un proceso de corrosión galvánica, que según el laboratorio, se propagó como "pitting cavernoso", generando concentradores de tensión.

2.2.5 Cabe señalar que la fatiga es de baja tensión nominal y alto ciclaje, propagándose en las cargas de flexión alternada a la que se ve sometido el componente.

2.2.6 El concentrador de tensiones fue ubicado sobre una de las platabandas que encontró una respuesta solidaria en la platabanda opuesta debido a los esfuerzos de flexión, esto justifica la similitud y simetría de las mecánicas de fractura en ambas platabandas.

2.2.7 La fatiga abarcó un 85 % aproximadamente de la sección resistente, y la sección del alma y lateral de fijación de las rejillas de deflexión del flujo remanente fallaron plásticamente por acción de cargas superiores al límite de resistencia que poseían con la disminución de sección de todo el elemento.

2.2.8 Como consecuencia de la mecánica de fractura precedentemente desarrollada, el resto del componente soportó cargas instantáneas superiores al límite de resistencia, lo que produjo las sucesivas fracturas plásticas de los Lotes N° 2, 1 y 4 respectivamente (de acuerdo a lo desarrollado en el párrafo 3 del Informe del 20 DIC 04).

2.2.9 En ninguno de estos casos se detectaron procesos corrosivos, desgaste, fatiga o fragilización que hayan debilitado a los mencionados lotes.

2.2.10 Con respecto al mantenimiento, la aeronave no tenía incorporados algunos Boletines de Servicio, de carácter no mandatorio, relacionados con la detección de la falla producida que se consideran efectivos para ese propósito (en especial el SB A78-83).

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 La aeronave se encontraba aeronavegable al momento del incidente.

3.1.2 La aeronave no tenía aplicado el Boletín de Servicio no mandatorio SB 78-83.

3.1.3 Según la información del fabricante, la documentación no aplicada es eficiente en la detección temprana de fisuras en el componente que falló.

3.1.4 La operación se realizó con total normalidad.

3.1.5 La meteorología no tuvo influencia en el presente suceso.

3.2 Causa

Durante un vuelo regular internacional de transporte de pasajeros, en la fase de aterrizaje, en el momento de frenado y aplicación de reversores, desprendimiento del perfil soporte del sistema reversor de empuje lado externo del motor N° 3, iniciado en una fractura por un proceso de fatiga.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD.

4.1 Al Operador de la aeronave

Contemplar la posibilidad de aplicar la totalidad de los Boletines de Servicio no mandatorios, a los fines de minimizar, el riesgo de fallas en servicio, de difícil detección, que, eventualmente, puedan provocar mayores daños.

4.2 A la National Transportation Safety Board (NTSB)

4.2.1 Considerar la conveniencia de informar a los Operadores de equipos similares, basándose en el presente caso, sobre el riesgo latente de corrosión galvánica en la zona donde se produjo la falla, probablemente por el torqueo de los bulones de fijación de ambos elementos, con la consecuente discontinuidad superficial de la capa protectora del componente.

4.2.2 Llevar a conocimiento de la Federal Aviation Administration los resultados de la presente investigación.

BUENOS AIRES, de mayo de 2005.

Investigador Operativo

Investigador Técnico

