

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 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 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–
Prov. de Buenos Aires

FECHA: 15 MAR 05

HORA: 01:22 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Boeing

MODELO: 767-322 (Cód. OACI: B767)

MATRÍCULA: N-656UA

COMANDANTE: Lic. Piloto Transporte de Línea Aérea

PRIMER OFICIAL: Lic. Piloto Transporte de Línea Aérea

EXPLOTADOR: United Airlines

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

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 14 MAR 05 el Comandante y su tripulación con la aeronave N-656UA, prepararon el vuelo para dirigirse desde el Aeropuerto Ezeiza / Ministro Pistarini SAEZ (República Argentina) con destino a Washington DC KIAD (Estados Unidos de América) en cumplimiento del vuelo regular de línea UAL 846.

1.1.2 La actividad previa se desarrolló sin dificultades y, con los permisos correspondientes, se inició la carrera de despegue por pista 11. Antes de alcanzar los 100 Kts, la tripulación percibió una explosión en el motor derecho, lo cual obligó al Comandante a suspender el despegue.

1.1.3 Desde la Torre de Control se escuchó la explosión, seguida de fuego en el motor N° 1 (izquierdo) por lo que se activaron los servicios de apoyo, permaneciendo la aeronave en pista entre los accesos "E" y "G".

1.1.4 Mientras los bomberos procedían al apagado del fuego, se cumplimentó con la evacuación del avión mediante el uso de los toboganes que equipan la aeronave.

1.1.5 El incidente se produjo de noche y con buena visibilidad.

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ninguna	12	137	

1.3 Daños sufridos por la aeronave

Motor N° 1: Daños de importancia en las sexta y séptima etapas del compresor de alta presión (HPC) por rotura de un brazo sostén del aro de montaje de la sexta etapa del estator y el desprendimiento de un álabe de la séptima etapa, como así también daños menores corriente abajo en el interior del motor.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 Comandante

1.5.1.1 De cincuenta y seis años, es titular de la Licencia de Piloto Transporte de Línea Aérea (APT) expedida por la FAA - USA, el 26 ABR 95.

1.5.1.2 Posee habilitaciones para Monomotores y Multimotores Terrestres hasta y más de 5700 Kgs de PBMD, Piloto B 737 / B 757 / B767 / LR Jet / B 777. Piloto de helicóptero con habilitación IFR.

1.5.1.3 Ultimo "recurrent" realizado en setiembre 2004.

1.5.1.4 Su Aptitud Psicofisiológica estaba en vigencia; realizada el 31 ENE 05, con limitaciones (uso de lentes).

1.5.2 Primer Oficial

1.5.2.1 De cuarenta y cinco años, es titular de la Licencia de Piloto Transporte de Línea Aérea (APT) expedida por la FAA – USA, el 22 JUL 97.

1.5.2.2 Ultimo "recurrent" realizado en octubre de 2003.

1.5.2.3 Su Aptitud Psicofisiológica estaba en vigencia; realizada el 17 DIC 04, con limitaciones (uso de lentes).

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 Es un avión marca Boeing, modelo 767-322 ER, de construcción totalmente metálica, de ala baja y número de serie 25394; matrícula N-656UA, el tren de aterrizaje es de tipo triciclo retráctil con ruedas y boogies. Fabricado en EE.UU. en 1993.

1.6.1.2 Las inspecciones son del tipo progresivo; posee 8.870 Ciclos y 54.493,35 hs de TG.

1.6.1.3 Posee Certificado de Aeronavegabilidad con clasificación Standard, Categoría Transporte otorgado por la FAA Registry el 19 ENE 93.

1.6.1.4 Fue inscrita a nombre de su propietario el 28 ENE 93 y no se retiró el Certificado de Aeronavegabilidad luego del incidente. La aeronave fue liberada el 16 MAR 05 a su representante.

1.6.2 Motores

1.6.2.1 Está equipada con dos motores turbofán marca Pratt & Whitney, montados uno debajo de cada ala.

1.6.2.2 Motor N° 1: Modelo PW-4060 con 60.000 Lb. de empuje; serie N° 724671-PW, con mantenimiento de tipo progresivo; posee 6.382 ciclos, TG 44.574,57 hs.

1.6.2.3 Motor N° 2: Modelo PW-4060 con 60.000 Lb. de empuje; serie N° 724674-PW, con mantenimiento de tipo progresivo; tiene 48966:14 hs. de TG.

1.6.3 Peso y balanceo al momento del incidente

1.6.3.1 Pesos

Vacío:	93.391 kg
Total al despegue:	184.062 kg
Máximo de Despegue (PMD):	184.612 kg
Máximo de Aterrizaje (PMA):	145.150 kg.
Diferencia:	550 kg en menos respecto al PMD.

Tipo de Combustible utilizado: Jet A-1

1.6.3.2 El centro de gravedad de la aeronave al momento del incidente, se hallaba dentro de la envolvente permitida en el Manual de Vuelo.

1.7 Información meteorológica

Informe del Servicio Meteorológico Nacional, con datos extraídos de los registros horarios de la estación meteorológica del aeropuerto Ezeiza y habiéndose analizado los mapas sinópticos de superficie de 00:00 y 03:00 UTC, era: Viento 070°/03 KT; visibilidad 12 Km; fenómenos significativos ninguno; nubosidad ninguna; temperatura 18.9° C; temperatura punto de rocío 16.6° C; presión 1.012.2 hPa – QNH 1012 HPa y humedad relativa 87 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

Al momento de producirse el incidente, la aeronave mantenía enlace con EZE TWR en forma normal.

1.10 Información sobre el lugar del incidente

1.10.1 El incidente ocurrió en la pista 11 del Aeródromo Ezeiza / Ministro Pistarini, ubicado a 22 km al SSW de la Ciudad Autónoma de Buenos Aires.

1.10.2 El AD posee dos pistas de concreto asfáltico, una con orientación 11 / 29 de 3.300 por 60 m y otra con orientación 17 / 35 de 3.105 por 45 m.

1.10.3 Sus coordenadas son 34° 49´ 20 S y 058° 32´ 09´´ W con una elevación del terreno es de 20 m sobre el nivel medio del mar.

1.11 Registradores de vuelo

1.11.1 De voces de cabina (CVR)

1.11.1.1 Marca Allied Signal (de estado sólido); Parte o modelo N° 980-6020-

001; Número de Serie 2338; estaba ubicado en la cola del avión, sobre el galley posterior debajo del empenaje. Se encontraba en servicio.

1.11.1.2 Fue enviado a la NTSB (Washington, DC) para su lectura, la cual fue remitida en formato digital, de cuatro canales, con muy buena calidad de reproducción del momento de la operación de la emergencia.

1.11.2 De datos de vuelo (FDR)

1.11.2.1 Marca Allied Signal (de estado sólido); número de parte o modelo 980-4700-042; número de serie 5802; estaba ubicado en la cola del avión, sobre el galley posterior debajo del empenaje. Se encontraba en servicio.

1.11.2.2 Fue enviado a la NTSB (Washington, DC) para su lectura. En el momento del incidente registró correctamente los parámetros. Se obtuvieron y registraron veinticinco parámetros.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

No hubo impacto ni dispersión de restos.

1.13 Información médica y patológica

No se conocen antecedentes médico / patológicos que pudiesen haber influido sobre el piloto o la tripulación.

1.14 Incendio

1.14.1 En la tobera de escape el motor N° 1, con potencia de despegue y posterior a un "surge" (bombeo del compresor), se produjo una explosión acompañada de fuego y humo. La situación fue controlada sin utilizar los matafuegos del motor del avión; al detenerse el motor con la aeronave estacionada sobre la pista, intervino el personal del servicio contra incendio del Aeropuerto.

1.14.2 El polvo de titanio y los restos de álabes rotos se encendieron debido al calor por fricción, llevando esto al incendio en el compresor.

1.14.3 El servicio de Salvamento e Incendio del Aeropuerto operó con celeridad de acuerdo a lo previsto en su rol y con el material de dotación. Se cubrieron las necesidades de la emergencia sin inconvenientes.

1.15 Supervivencia

1.15.1 Para la evacuación de pasajeros y tripulantes desde la aeronave, se extendieron en forma satisfactoria los toboganes de nariz y cola del lado derecho; no se operaron el tobogán de ala del mismo lado ni los del lado izquierdo.

1.15.2 La evacuación se efectuó en forma satisfactoria y sin registrar heridos.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Relevamiento en el terreno:

1.16.1.1 El avión se encontraba dentro de la pista, con el fuselaje salpicado de espuma utilizada por los bomberos en su accionar para apagar restos de fuego y humo en la tobera de escape del motor N° 1.

1.16.1.2 En la inspección visual de la zona del incidente, no se pudieron detectar daños materiales en el motor, ni el posible motivo que hubo provocado el fuego y el humo, solamente se observaron restos de espuma y un líquido acuoso que inundaba los álabes más bajos de las últimas etapas de turbinas.

1.16.1.3 Los álabes del fan y de las primeras etapas del compresor de baja presión, no tenían marcas de impacto o melladuras por posible ingestión de elementos extraños.

1.16.1.4 Las últimas etapas de turbina se encontraban con sus álabes más bajos inundados, pero libres de marcas de impacto o dobladuras y sin muestras de coloración por sobrecalentamiento.

1.16.1.5 Externamente, con los capots levantados para inspeccionar ambos lados del motor, no se observaron pérdidas o rozamientos de sus cañerías, elementos sueltos o señales de coloración por sobrecalentamiento, visualizándose el motor limpio.

1.16.1.6 Abriendo las tapas de inspección de las tomas de unión del pylon con el plano y la parte inferior del ala que se encuentra próxima a la salida de los gases de la tobera de escape, se encontraron zonas oscurecidas por efecto del humo que con posterioridad al fuego, salió del interior del motor.

1.16.1.7 Antes de la instalación del motor de reemplazo, el pylon, el recubrimiento y el sector del plano próximo a la tobera de escape, fueron inspeccionados por el personal del equipo de mecánicos que realizó el cambio de turbina, sin novedad.

1.16.1.8 Durante la emergencia, no se registraron novedades en las computadoras de vuelo del avión (EICAS), ni hubo alarma de fuego de motor y no se dispararon los matafuegos.

1.16.1.9 Fueron retirados los equipos registradores de voces y de datos de vuelo para ser enviados a la National Transportation Safety Board (Washington, DC) para su lectura.

1.16.1.10 Ambos toboganes de emergencia (delantero y trasero) del lado derecho se desplegaron sin inconvenientes permitiendo la evacuación de la totalidad de los pasajeros y tripulación.

1.16.1.11 La empresa United Airlines, desde su central de San Francisco, controla las operaciones de sus aeronaves en todas las etapas del vuelo, desde el despegue hasta el aterrizaje, tanto en la parte operativa como en la parte técnica.

1.16.1.12 Sobre esta aeronave emitieron como novedad a su servicio de mantenimiento del Aeropuerto Ezeiza, un problema de "surge" en el motor N° 1, con posibilidad de tener el eje del compresor de baja (N1) frenado o agarrado y de ser el motivo de esta novedad, a continuación en otro párrafo ordenaron cambio de motor antes del próximo vuelo.

1.16.1.13 El motor fue reemplazado el 19 MAR 05 por un equipo de mecánicos enviados por la empresa United Airlines, desde San Francisco, California, USA. El motor fuera de servicio fue enviado en el vuelo N° 6851 de la compañía Air France (Cargo) el 03 ABR 05, a la base de UA en los EEUU de Norteamérica, bajo control de la JIAAC y en coordinación con la NTSB.

1.16.2 Investigación de la falla del motor

1.16.2.1 Se realizó según orden de trabajo 900873 P&W la inspección mediante boroscopia en Marana AZ, EEUU, el 13 JUN 05. El informe describe parcialmente los daños internos del motor, dado que no fue posible el acceso a todas las zonas internas.

1.16.2.2 Asimismo en P&W, división Materials & Processes Engineering y bajo la supervisión de la NTSB, se hizo la inspección metalográfica de un álabe fracturado de la séptima etapa del HPC (móvil) y dos sectores del estator de la sexta etapa, correspondientes estos últimos al aro de montaje de los álabes. Cada sector posee 23 brazos de sujeción. Uno de los brazos del sector inferior se había fracturado.

1.16.2.3 Dado que el informe se circunscribía específicamente al estudio metalográfico, el Depto. De Investigación Técnica de la JIAAC solicitó la ampliación del informe respecto al concepto de excitación aeroelástica y valor de torque de los bulones de fijación de los brazos de sujeción del sincronizador, mediante correo electrónico al Representante Acreditado de la NTSB.

1.16.3 Descripción del motor Pratt & Whitney serie PW 4000:

1.16.3.1 El motor es de tercera generación, con una relación de compresión de aproximadamente 30 a 1 para la circulación de aire en la etapa del fan.

1.16.3.2 El rotor de baja presión (N1) consiste en un ventilador de una sola etapa; el compresor de baja presión (LPC) está constituido por cuatro etapas y la turbina de baja presión (LPT) sobre un eje común, dispone de cuatro etapas.

1.16.3.3 El rotor de alta presión (N2) compuesto de once etapas, es conducido por un rodete con dos discos de turbina de alta presión (HPT).

1.16.3.4 Las cuatro primeras etapas del compresor de alta presión (HPC) incorporan en el estator, álabes con posiciones variables (VSV) comandadas

automáticamente por control electrónico digital.

1.16.3.5 El motor PW 4000, utiliza el sistema VSV y válvulas de escape para mantener márgenes aceptables de funcionamiento en todos los regímenes de operaciones del motor.

1.16.3.6 El sistema de control VSV, se realiza mediante anillos de sincronismo y 36 brazos de accionamiento de los álabes guía/directores modificando el ángulo de ataque del flujo de aire de admisión, en relación con los álabes montados en el disco del compresor, de las etapas siguientes, al variar los ajustes de empuje de motor.

1.16.3.7 Los motores también utilizan el Control de Flujo Activo, sistema que controla el flujo entre el extremo de los álabes (puntas de álabes de turbina) y el cuerpo interno de turbina, para mejorar la eficiencia operativa en el vuelo de crucero.

1.16.4 Desarme del motor e inspección:

1.16.4.1 En el desmontaje, se observó daño mecánico extenso y efecto térmico debido a temperaturas elevadas en el compresor de alta presión (HPC).

1.16.4.2 La inspección de todas las etapas, mostró que se encontraban dañados los álabes debido al rozamiento de los extremos de éstos contra la carcaza quedando en su superficie interna rayas y evidencias de daños por alta temperatura por efecto del roce.

1.16.4.3 Respecto al rotor del HPC, las raíces de todos los álabes parecían intactas, con excepción de un álabe de la séptima etapa, cuya sección de raíz se halló fracturada, motivando ésto el desprendimiento del mismo. Este desprendimiento fue el causal de los demás daños del compresor corriente abajo.

1.16.4.4 En cuanto a la parte estatora, pudo observarse que uno de los 23 brazos de sostén (posición hora 6 del reloj) de un sector de la sexta etapa se había fracturado y desprendido, situación que permitió que ese sector girara con respecto del plano circunferencial de los vanos fijos.

1.16.4.5 El trozo de raíz del álabe roto fue quitado y enviado al laboratorio metalográfico para el análisis.

1.16.4.6 Al inspeccionar la parte externa del compresor, se encontraron dañados los brazos de montaje del aro sincronizador de la sexta etapa del compresor de HPC, ubicados en las posiciones N° 2, N° 9, N° 10, y N° 13. En particular el N° 2, que estaba fracturado.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es de propiedad privada y se la emplea para vuelos comerciales regulares internacionales de línea aérea.

1.18 Información Adicional

A solicitud de la JIAAC, se realizó el relevamiento de muestras para ser analizadas en búsqueda de presencia de material explosivo, prueba que resultó negativa, de acuerdo con el informe de personal especializado (GEDEX) de la PSA.

1.19 Técnicas útiles y eficaces

1.19.1 Se utilizó la técnica boroscópica con el objeto de determinar daños internos del motor.

1.19.2 Se implementó una inspección metalográfica en la base del álabe roto de la séptima etapa del HPC y en el brazo de montaje del conjunto del aro sincronizador de la sexta etapa del HPC. Se efectuaron observaciones de microscopía electrónica.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 Los servicios concurrentes del Aeropuerto: Salvamento e Incendio y Sanidad, actuaron de conformidad a lo previsto en sus roles.

2.1.2 La documentación de la aeronave y la personal de la tripulación estaban actualizadas y en vigencia.

2.1.3 El incidente no guarda relación con el aspecto operativo, dado que la tripulación tuvo un comportamiento satisfactorio.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 De acuerdo a la inspección, la deformación de los álabes, la fricción entre sí y con la superficie interior del compresor, elevaron la temperatura dando inicio al fuego en el interior del HPC.

2.2.2 En el informe metalográfico del álabe de la séptima etapa del HPC y del brazo soporte de los vanos guía de la sexta etapa del HPC, no se detectaron fallas en la micro estructura, espesores, dureza o procesos de fabricación de los componentes analizados. Ambos componentes fallaron por un mecanismo de fatiga de material de alto ciclaje. También se detectaron fisuras en otros nueve brazos de soporte de las mismas áreas de localización (cambio de sección en el radio de acuerdo).

2.2.3 El álabe presentaba una fractura transversal de su base de fijación. La porción exterior desprendida no fue hallada para su análisis. La fatiga presenta múltiples orígenes a lo largo de la esquina trasera del álabe. El progreso de la fisura se confirmó a través de la observación con lupa estereoscópica y microscopio electrónico de barrido.

2.2.4 En el caso de los brazos soporte, se han observado marcas de ajuste excesivo en las fijaciones de varios de ellos. Justamente este torque excesivo provoca que las vibraciones aerodinámicas se transmitan a la estructura, generando un aumento de la carga sobre el brazo, desembocando en la fatiga de alto ciclo (HFC). Es difícil de determinar cuánto tiempo permaneció activa esta falla.

2.2.5 Probablemente el colapso del brazo se produjo al efectuar la puesta en marcha, o bien al aumentar el número de revoluciones en el motor para el despegue, de acuerdo con la opinión de P&W.

2.2.6 Antecedentes: Según Pratt & Whitney, se tiene conocimiento de otros siete casos en motores de este tipo (P&W 4000); en particular United Airlines, registra cinco casos semejantes, atribuidos a una cuestión de mantenimiento, durante los procedimientos de verificación y montaje del compresor del motor.

2.2.7 Secuencia de la falla: Cuando un brazo sostén se rompe, el sector del aro sincronizador queda en una posición diferente del resto y a su vez en relación al conjunto rotante (en el presente caso, sexta etapa estatora / séptima rotante del HPC). Esta situación origina un cambio en las características del flujo (velocidad y presión) corriente abajo y a su vez modifica las cargas mecánicas sobre los álabes. En la zona afectada se genera un cambio localizado de presión.

2.2.8 Estos picos ocasionan, a medida que los álabes van pasando por esa zona, una vibración y carga adicional que provoca la fatiga del material en el más débil de ellos hasta su rotura. Una vez desprendido el álabe, la falla del motor es inmediata. Este tipo de caso puede considerarse como producido por “pulsos aeroelásticos inducidos”. El polvo de titanio y los restos de álabes rotos se encienden debido al calor por fricción, llevando esto al incendio en el compresor.

2.2.9 De acuerdo con lo verificado, en el Manual de Mantenimiento del motor, se indican con claridad los valores de torque de los bulones de fijación de los brazos de nivelación y alineamiento del aro sincronizador correspondientes a la sexta etapa el compresor de alta presión.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 Los tripulantes y la aeronave tenían su documentación según lo exigen las normas para la actividad que estaban desarrollando.

3.1.2 El personal de los servicios aeroportuarios, actuó de acuerdo a lo previsto en sus respectivos roles.

3.1.3 La falla técnica del motor se produjo por el desprendimiento de un álabe del compresor de alta presión por fatiga del material.

3.1.4 La fatiga mencionada fue causada por la alteración del flujo interno de aire, en el estator por la rotura de un brazo sostén, debido a un sobre torque en su fijación.

3.1.5 De acuerdo con la información suministrada por el fabricante del motor, se han registrado siete casos similares al presente en motores de este tipo, cinco de los cuales le sucedieron a este mismo operador.

3.2 Causa

En un vuelo de transporte aéreo internacional regular, durante la carrera de despegue, interrupción de la misma antes de V1 al fallar un motor por daños internos, debido a un torque excesivo de los bulones de fijación de los brazos de nivelación correspondientes a la sexta etapa del compresor de alta presión, que desencadenó el desprendimiento de un álabe en dicho compresor.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

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

4.1.1 Considerar la conveniencia de recomendar a la empresa explotadora se cumpla con la revisión de sus procedimientos de mantenimiento para el tipo de motor afectado.

4.1.2 De acuerdo con los antecedentes registrados, considerar la conveniencia de recomendar a la empresa fabricante del motor, la emisión de documentación informativa y de prevención, acerca de estos sucesos para los operadores de este tipo de planta de poder.

BUENOS AIRES, de agosto de 2006

Investigador Técnico

Investigador Operativo

Director de Investigaciones