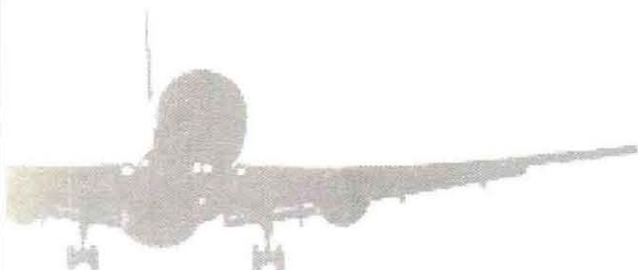




COL-08-10-GIA



INFORME FINAL DE ACCIDENTE

**Accidente ocurrido el día 7 de julio de 2008 a la
aeronave Boeing B747-200FM, Matrícula N714CK
en Madrid, Cundinamarca.**



**Unidad Administrativa Especial
Aeronáutica Civil de Colombia**



Libertad y Orden

Handwritten signature or mark.



ADVERTENCIA

El presente informe es un documento que refleja los resultados de la investigación técnica adelantada por la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil, en relación con las circunstancias en que se produjeron los eventos objeto de la misma, con causas y consecuencias.

De conformidad con los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC) Parte Octava y el Anexo 13 de OACI, “El único objetivo de las investigaciones de accidentes o incidentes será la prevención de futuros accidentes o incidentes. El propósito de ésta actividad no es determinar culpa o responsabilidad”. Las recomendaciones de seguridad operacional no tienen el propósito de generar presunción de culpa o responsabilidad.

Consecuentemente, el uso que se haga de este Informe Final para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes e incidentes aéreos asociados a la causa establecida, puede derivar en conclusiones o interpretaciones erróneas.

Handwritten signature or mark.

**SINOPSIS****Aeronave**

Boeing B747-200FM

Fecha y hora del Accidente

Julio 7 de 2008, 03:57 HL

Lugar del Accidente

Madrid, Cundinamarca

Tipo de Operación

Comercial no regular de carga

Propietario

KALITTA AIR LLC.

Explotador

Centurion Cargo

Personas a bordo

Ocho (8)

Resumen

El 7 de julio de 2008 a las 03:57 hora local, el N714CK un Boeing 747 -200FM¹ carguero de la empresa Kalitta Air que operaba como el vuelo 164 de Centurión Cargo resultó destruido cuando impactó el terreno en la población de Madrid, Cundinamarca luego de haber despegado del Aeropuerto Internacional Eldorado de Bogotá (BOG). El capitán, el primer oficial y el ingeniero de vuelo resultaron gravemente heridos. Los demás ocupantes resultaron con heridas graves y leves. Dos personas en tierra fallecieron como consecuencia del impacto de la aeronave contra una casa de vivienda. Las condiciones meteorológicas al momento del accidente eran aptas para vuelo visual nocturno. La aeronave era operada en un plan de vuelo instrumentos IFR con destino el Aeropuerto Internacional de Miami (MIA) en la Florida, Estados Unidos.

¹ La base de datos de la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) enlista la aeronave, la cual fue originalmente fabricada como un avión de pasajeros, un Boeing 747-209B. Un avión de carga fabricado originalmente hubiese sido designado como Boeing 747-200F. Cuando el avión fue convertido a carguero, fue designado como Boeing 747-200FM (M=modificado), con las mismas características de vuelo de un Boeing 747-200F.



Vista general del accidente



1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Antecedentes de vuelo

El 7 de julio de 2008 a las 03:57 hora local, el N714CK un Boeing 747 -200FM carguero de la empresa Kalitta Air que operaba como el vuelo 164 de Centurión Cargo resultó destruido cuando impactó el terreno en la población de Madrid, Cundinamarca luego de haber despegado del Aeropuerto Internacional Eldorado de Bogotá (BOG).

La aeronave había salido el 6 de julio de la ciudad de Viracopos, Brazil (VCP) con destino Rionegro (RNG). Luego de un vuelo sin eventualidades y mientras se encontraba aún en crucero, la compañía le dio instrucciones a la tripulación que cambiara su destino hacia BOG, aterrizando hacia la media noche sin contratiempos.

Luego de un tránsito de aproximadamente 2 horas donde se repostó combustible y se cargó la aeronave, se iniciaron los motores y la aeronave rodó para su despegue por la pista 31R.

En seguida de recibir la respectiva autorización del ATC, el avión aceleró en la pista a 80 nudos de velocidad, a través de V1 (la velocidad de reconocimiento de falla del motor crítico o velocidad de decisión de despegue), hasta el V2 (la velocidad de seguridad de despegue) con todos los motores operando. La relaciones de presión (EPR) de los cuatro motores en potencia de despegue fue registrada entre 1.69 y 1.72. Los flaps se encontraban seleccionados en 10° y se mantuvieron en ese ajuste durante todo el vuelo.

El avión comenzó a rotar hacia la actitud de despegue a través de VR (velocidad de rotación) -7 nudos, pero había rotado a menos de 2° de nariz arriba por VR (152 nudos). A medida que la velocidad superó la V2 (162 nudos) y la actitud del avión superó los 13° de nariz arriba, el valor de EPR del motor 4 disminuyó de ajuste inicial de despegue hasta un valor sostenido de cerca de 1.0 durante un periodo de 2 a 3 segundos. Durante este período de tiempo, hubo cuatro sobrecargas de motor². Durante los 15 segundos siguientes, la actitud del avión incrementó a 17° antes de variar entre 14° y 16° de nariz arriba.

La velocidad disminuyó desde 165 hasta 155 nudos (V2-7); la altitud incrementó a 300 pies por

² Los términos "pérdida del compresor" y "sobrecarga del motor" son intercambiados a menudo. Típicamente, una pérdida del compresor contiene una celda rotativa de pérdida que reduce la habilidad de bombeo del compresor y su rendimiento. Una sobrecarga del motor que está previamente en pérdida usualmente se manifiesta como un flujo reverso explosivo que ocurre en altos ajustes de potencia del motor y puede estar acompañado por llamas visibles en la entrada y la tobera de escape. Las sobrecargas recuperables del motor ocurren durante una perturbación momentánea del flujo del aire, el cual no requiere acción correctiva por parte del operador. Una sobrecarga no recuperable del motor requiere acción correctiva del operador, la cual puede incluir el retardar la palanca de empuje, incrementar el sangrado del motor o el apagado del mismo. Estas sobrecargas se recuperan con frecuencia si la palanca de empuje se retarda a mínimas rápida e inmediatamente.





encima del terreno (AGL), el ángulo de inclinación varió en $\pm 3^\circ$, y el rumbo magnético varió $\pm 5^\circ$ del eje de la pista.

Se registraron desviaciones del timón de dirección a la izquierda de unos 20° después de la disminución del EPR del motor número 4. No se escuchó en la grabadora de voz de cabina (CVR) la llamada para retraer el tren de aterrizaje, sin embargo, el análisis de espectro de sonidos indicó que tren comenzó a retraerse unos 14 segundos después de las cuatro sobrecargas del motor.

Durante los 5 segundos siguientes, la velocidad siguió disminuyendo hacia los 150 nudos y se inició un viraje a la derecha para cumplir con el "Procedimiento Especial de Falla de Motor" con rumbo 322° .

La altitud aumentó a 450 pies AGL. A medida que los ángulos de inclinación y de actitud alcanzaron 10° a la derecha y 16° de nariz arriba respectivamente, se activó el "stick shaker". Dos segundos más tarde la actitud de cabeceo se redujo hacia 11° . La velocidad aumentó a unos 156 nudos en los 8 segundos siguientes y la altitud comenzó a disminuir a 400 pies AGL. La secuencia de retracción del tren de aterrizaje se había completado para ese momento. Hubo una segunda activación del stick shaker cuando la actitud de cabeceo que se incrementó a unos 13.5° .

Luego de 2 segundos, los valores EPR para los motores de 1, 2 y 3 aumentaron en cerca de 0.08 en promedio (a la condición de sobrepotencia u "overboost"). Cinco segundos más tarde hubo cuatro advertencias del GPWS "don't sink". La velocidad aumentó de nuevo a V2 y la altitud aumentó en cerca de 100 pies dentro de los 12 segundos siguientes a la sobrepotencia de los motores. Durante este período de tiempo, la actitud de cabeceo varió entre 12° y 15° de nariz arriba y el ángulo del banqueo se acercó a planos nivel.

Alrededor de 8 segundos más tarde (unos 20 segundos después de la aplicación de la sobrepotencia) y cuando la velocidad era de unos 162 nudos y a 600 pies AGL, el EPR del motor número 1 empezó a disminuir de 1.75 a un valor sostenido de 1.0 durante un periodo de 2-3 segundos. Durante este período de tiempo, hubo tres sobrecargas rápidas de motor. La desviación de 20° del timón de dirección hacia la izquierda cesó regresando a su posición neutral).

Los valores de EPR de los motores restantes 2 y 3 disminuyeron subsecuentemente hacia sus ajustes respectivos antes de la sobrepotencia, el ángulo de banqueo incrementó desde planos a nivel hasta valores de entre 11° y 15° hacia la izquierda para cumplir con el procedimiento de regresar al aeropuerto, la velocidad disminuyó y se estabilizó en alrededor de 158 nudos, y la altitud, después de alcanzar un máximo de 750 pies AGL, comenzó a disminuir. Los flaps se mantuvieron en 10.

La tripulación posteriormente declaró la emergencia y confirmó que el combustible estaba siendo descargado. El motor 2 experimentó cinco ciclos de disminución y recuperación del EPR, cada



uno de 2.3 segundos de duración a los 87, 33, 13, y 3 segundos antes del impacto contra el terreno y coincidieron con picos en la actitud de cabeceo de la aeronave.

La velocidad y la altitud en general disminuyeron después de la disminución y recuperación inicial del EPR del motor 2. Durante los últimos 85 segundos, hubo múltiples pérdidas de compresor, alarmas del GPWS de "don't sink", "too low terrain" y "too low gear" hasta que el avión impactó el terreno. La aeronave impactó una casa de vivienda donde fallecieron dos de sus ocupantes. El tiempo total de vuelo, desde la rotación hasta el impacto fue de 3 minutos 15 segundos.

1.2 Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Total
Muertos	0		2	2
Graves	5		0	5
Leves	3		0	3
Ilesos	0		0	0
TOTAL	8		2	

1.2.1 Nacionalidades de la tripulación y los pasajeros

Todos los ocupantes de la aeronave eran de nacionalidad Estadounidense. Los lesionados fatalmente en tierra eran Colombianos.

1.3 Daños sufridos por la aeronave

Como consecuencia del impacto y posterior incendio, la aeronave resultó destruida.



Daños en la aeronave

1.4 Otros Daños

Dstrucción de un inmueble localizado en coordenadas N 04° 43.188 W074° 15.121, daños a la vegetación circundante y suelo en aproximadamente 1.000 m².



Vivienda afectada por el impacto



1.5 Información personal

Capitán

Edad

51

Licencia

FAA ATP

Nacionalidad

Estados Unidos

Certificado médico

Primera Clase Vigente

Equipos volados como piloto

DC8, B737, B727, B707, A300, B747

Ultimo chequeo en el equipo

Mayo 25 / 2008

Total horas de vuelo

8.874:30

Total horas en el equipo

2.874:30

Horas de vuelo últimos 90 días

147:30

Horas de vuelo últimos 30 días

76:30

Horas de vuelo últimos 3 días

06:39

Primer Oficial

Edad:

49

Licencia:

FAA ATP

Nacionalidad:

Estados Unidos

Certificado médico:

Primera clase vigente

Equipos volados como piloto:

B747, DC8, B737, B727, B200

Último chequeo en el equipo:

Enero 09 de 2008

Total horas de vuelo:

11.373:48

Total horas en el equipo:

2.853:48

Horas de vuelo últimos 90 días:

111:06

Horas de vuelo últimos 30 días:

79:06

Horas de vuelo últimos 3 días:

06:37



**Ingeniero de Vuelo****Edad:**

59

Licencia:

FAA FE

Nacionalidad:

Estados Unidos

Certificado Médico:

Primera Clase Vigente

Equipos volados como ingeniero:

B747

Último chequeo en el equipo:

Mayo 11 De 2007

Total horas de vuelo:

10.665:18

Total horas en el equipo:

2.665:18

Horas de vuelo últimos 90 días:

148:00

Horas de vuelo últimos 30 días:

84:54

Horas de vuelo últimos 3 días:

08:40

1.6 Información sobre la aeronave**Marca:**

Boeing

Modelo:

B747-209B

Serie No.:

22446

Matricula:

N714CK

Fecha de fabricación:

1981

Certificado matricula:

Noviembre 2002 / vigente

Certificado de aeronavegabilidad:

Noviembre 2002 / vigente

Fecha ultima inspección y tipo:

3 julio / 2008 Terminating

Fecha último servicio:

14 junio / 2008 A-3

Total horas de vuelo:

90.613:42

Total horas DURG:

20.180:36



Motor No. 1

Marca:
Pratt & Whitney

Modelo:
JT9D-7Q

Serie motor:
702416

Total horas del motor:
61.516:06

Total horas DURG motor:
1.021:06

Ultimo servicio motor:
Reemplazo en servicio C

Motor 2

Marca:
Pratt & Whitney

Modelo:
JT9D-7Q

Serie motor:
702317

Total horas del motor:
85.183:06

Total horas DURG motor:
1.021:06

Ultimo servicio motor:
Reemplazo en servicio C

Motor 3

Marca:
Pratt & Whitney

Modelo:
JT9D-7Q

Serie motor:
702155

Total horas del motor:
94.521:36

Total horas DURG motor:
1.021:06

Ultimo servicio motor:
Reemplazo en servicio C



**Motor 4****Marca:**

Pratt & Whitney

Modelo:

JT9D-7Q

Serie motor:

702443

Total horas del motor:

81.690:06

Total horas DURG motor:

1.021:06

Ultimo servicio motor:

Reemplazo en servicio C

Al momento del evento Kalitta Air, contaba con un programa de inspección de mantenimiento, con revisión 60, la cual fue aprobada por la FAA el 3 de enero de 2008 y publicada el 15 de enero de 2008.

En el programa se incluían Directivas de Aeronavegabilidad y el cumplimiento de los Boletines de Servicio del fabricante. En adición, todas las tareas estructurales estaban incluidas en el programa.

Servicio de Terminación - realizables en un plazo de 7 días desde la última visita, desde un chequeo C y con la aeronave en tierra por lo menos seis horas.

Inspección "A" - segmentada (12 segmentos). Se realiza dentro de las 470 horas desde el anterior servicio A o C. Al finalizar el servicio también se lleva a cabo un Servicio de Terminación.

Inspección "C" - La inspección C está segmentada (12 segmentos) y se realiza cada 5.600 horas desde el control C anterior o 72 meses, lo que ocurra primero. Todas las tarjetas de la Inspección de Terminación se llevarán a cabo con esta inspección.

Inspección "D" - La inspección D se realiza a intervalos no mayores de 24.000 horas de tiempo en servicio desde la última visita D de conformidad con el Manual de Mantenimiento de Boeing. El cumplimiento de todas las tarjetas "D" constituye una revisión general de la estructura (overhaul).

Documento de Inspección Estructural Suplementario (SSID) - El Programa de Mantenimiento para el Boeing 747 de Kalitta incorpora la Inspección Suplementaria D6-35022 Revisión G, de acuerdo con las Directivas de Aeronavegabilidad.

Elemento estructural principal (PSE) - Las inspecciones se llevan a cabo dentro del tiempo total del avión o el criterio de ciclo total según sea necesario para cumplir con el DTR mínimo



(calificación de tolerancia al daño) requerido por Boeing de acuerdo con el documento de Inspección Estructural Suplementario (SSID) número D6-35022 Revisión G.

Programa de Prevención y Control de Corrosión - La norma para la Prevención y Control de la corrosión es la Directiva de Aeronavegabilidad 90-25-05 efectiva 31 de diciembre 1990. El propósito del programa es mantener la flota de B747 de tal manera que se prevenga la ocurrencia de corrosión en exceso del nivel 1 después de la inspección inicial de cada zona del avión.

Últimos servicios e Inspecciones Efectuados a la Aeronave:

Servicio	Fecha	Lugar	Tiempo total	Ciclos Totales
Terminating Service	7/3/08	Miami, FL	90,585.5	21,990
A-1 – A-12 Check	2/19/08	Oscoda, MI	89,592.6	21,795
A-2 Check	4/19/08	Oscoda, MI	90,030.6	21,883
A-3 Check	6/14/08	Oscoda, MI	90,414.5	21,961
C-5 Check	1/30/02	China Air	72, 892.8	18455
C-6 Check	7/22/04	Oscoda, MI	77,788.1	19,482
C-7 Check	2/20/06	Garuda, Indonesia	83,592.2	20,601
C-8 Check	2/18/08	Oscoda, MI	89,592.6	21,795
D Check	6/7/01	China Air	70,433.3	17,985

El ultimo peso y balance general fue efectuado el 17 de abril de 2008 con los siguientes resultados:

Peso Básico Vacío: 344,460 libras
Brazo: 1363.9 pulgadas
Momento: 469782423 lb-pulgadas

La aeronave fue despachada desde BOG con los siguientes pesos y centrado: (en libras):

Peso Básico Vacío: 344.453³
Pasajeros: 1.200

³ La diferencia en el BOW general y el de despacho se debe a la inclusión del maletín electrónico de vuelo a bordo.





Carga:	196.713
Zero Fuel Weight:	542.366
Máximo Zero Fuel Weight:	590.000
Combustible:	120.000
Peso en Rampa:	662.366
Máximo Peso en Rampa:	836.000
Combustible Rodaje:	3.000
Peso Actual de Despegue:	659.366
Máximo Peso de Despegue:	833.000
Consumo Estimado de Combustible:	5.000
Peso Estimado de Aterrizaje:	575.907
Máximo Peso de Aterrizaje:	630.000
CG:	22,6
Límites del CG	15,5 a 33,0
Unidades de Trim al Despegue:	5,4
Ajuste de Flap:	10
Velocidades de Despegue (V1 VR V2):	134, 152, 162
Flaps de Aterrizaje:	25

Mantenimiento de los motores

El mantenimiento de los motores Pratt & Whitney JT9D-7 instalados en la aeronave Boeing 747 se realiza de conformidad con las instrucciones contenidas en el manual de mantenimiento y revisión del fabricante. El Manual General de Mantenimiento (MGM) de Kalitta Air contiene una lista de los manuales utilizados para el mantenimiento de los JT9D-7.

La compañía cuenta con un taller reparador autorizado para revisión y reparación general de sus motores de acuerdo con el Manual de Especificaciones de Mantenimiento de Motores PMS 9000.

Una revisión de los registros de mantenimiento de la aeronave de noviembre 2007 a julio de 2008 reveló discrepancias recurrentes y aplazamientos asociados con la operación del inversor de empuje del motor # 1 desde el 6 de marzo hasta el 16 de mayo. Al parecer, la mayoría de los problemas del motor ocurrieron después de que el avión salió del servicio C en el que todos los motores fueron removidos y reemplazados. Igualmente se encontraron más de 60 reportes referentes a los motores en la bitácora de mantenimiento de la aeronave con sus respectivas acciones correctivas.



1.7 Información Meteorológica

Las condiciones meteorológicas reportadas por la torre de control en el aeropuerto Eldorado al momento del accidente eran de viento de los 270 grados con 4 nudos, visibilidad mayor a 10 kilómetros excepto al Oeste con 8.000 metros por lluvia en las vecindades, cielo parcialmente cubierto con nubosidad a 1.700 pies, temperaturas 11 / 11 °C, ajuste altimétrico 30,30, llovizna reciente sin cambios significativos.

METAR SKBO 070800Z 27004KT 9999 8000W VCSH BKN017 11/11 A3030 REDZ NOSIG

1.8 Ayudas para la navegación

No se detectaron anomalías en el funcionamiento de las ayudas para la navegación.

1.9 Comunicaciones

No se detectaron anomalías con las comunicaciones aire tierra.

1.10 Información de aeródromo

El aeropuerto Eldorado (SKBO) se encuentra ubicado en coordenadas 04° 42' 11" N 074° 08' 18" W en Bogotá D.C., ciudad a la que sirve como terminal internacional las 24 horas. Tiene una elevación de 8.361 pies y está autorizado para tráficos VFR e IFR. Cuenta con dos pistas en orientación 31/13 de concreto asfaltado. La pista 13L tiene 3.800 metros de largo por 45 de ancho y un área para franqueamiento de obstáculos de 300 metros. La pista 13L se encuentra correctamente demarcada e iluminada para la operación instrumentos.

El equipo de investigación realizó una revisión de la superficie de la pista y su zona de seguridad encontrando que el aeródromo cumplía con las especificaciones de operación. No se encontraron rastros de impacto con aves o de ingestión de objetos extraños.

1.11 Registradores de vuelo

La aeronave estaba equipada con un registrador de datos de vuelo digital (DFDR) marca Honeywell número de parte 980-4100-DXUS, serie N° 3462, el cual resultó intacto. Se recuperaron los parámetros necesarios para la investigación que revelaron la actitud de la aeronave durante su despegue, la falla pérdida de potencia de los motores y el posterior impacto. La aeronave tenía instalada una grabadora de voces en cabina (CVR) marca L3 Communications, número de parte 93A100-80, número de serie 55462, la cual resultó intacta. Se recuperaron los últimos 30 minutos de grabación de buena calidad que sirvieron para establecer las acciones ejecutadas por la tripulación durante la secuencia de eventos.





1.12 Información sobre restos de la aeronave y el impacto

El contacto inicial lo realizó la parte inferior del fuselaje contra una línea de árboles ubicada al norte de un canal de agua que rodea el lote. El daño de los árboles era consistente con la inclinación lateral de la aeronave siendo de unos 20 a 25 grado de plano izquierdo abajo. Luego el empenaje y los motores No. 1 y No. 2 impactaron el terreno aproximadamente a 15 metros de la vivienda siguiendo la trayectoria de impacto. Este sería el punto inicial de impacto contra el terreno. El siguiente punto de contacto fue la vivienda de ladrillos contra la cual golpeó posteriormente la parte inferior del fuselaje y los elevadores. Partes del elevador derecho exterior se encontraron en esa ubicación.

Luego del contacto contra la casa, el fuselaje golpeó el terreno dejando una depresión de tierra de aproximadamente 5 metros de ancho por 50 metros de largo. No se encontraron marcas del tren de aterrizaje y la inspección posterior de los actuadores reveló que éste se hallaba retractado al momento del accidente. En el mismo lugar de la marca de contacto del fuselaje, los motores No. 3 y No. 4 dejaron marcas de unos 45 centímetros de profundidad por 10 metros de largo. Los flaps interiores del plano derecho dejaron surcos a lo largo de la misma distancia.

A 112 metros del punto del impacto inicial la aeronave entró en una depresión del terreno de 120 metros de ancho donde hizo contacto ligeramente con el terreno hasta los 160 metros del impacto inicial. En este punto, se evidenció una zanja de unos 3,5 metros de ancho por 4,8 metros de largo y 1,2 metros de profundidad. Una parte de la sección de la viga delantera inferior del plano en la sección central y algunas piezas del recubrimiento de la parte inferior del plano derecho quedaron en la zanja. Una sección grande de la viga trasera fue encontrada a 15 metros de allí en rumbo 190°. El estabilizador horizontal con su sección superior se encontró a 10 metros al sur de la zanja con la mayoría del estabilizador horizontal a su lado. Marcas de fuego post impacto se evidenciaron a partir de los 15 metros desde la zanja.

La parte sur de la depresión de tierra tiene un terraplén o ribera con una inclinación de 40 grados y de 0,9 a 2,5 metros de alto. El lado izquierdo del avión impactó la primera cuesta en un ángulo de 30 grados. La punta del ala izquierda, todos los motores y el fuselaje dejaron marcas profundas en el terraplén. El tren de aterrizaje principal del plano derecho y ambos trenes principales del fuselaje se encontraron adelante y en la parte superior del banco.

Cerca de 6 metros al suroeste de la orilla de la ribera, el ala derecha ya separada del fuselaje terminó con la mitad superior de la piel consumida por el fuego después del impacto. La otra mitad de la piel del ala superior derecha se encontró a unos 6 metros al Oriente de esta posición. El motor N° 4 se encontró también en esta área. Aproximadamente a 320 metros más allá del impacto inicial fueron encontradas el ala izquierda y una gran parte de la sección de fuselaje. Se hicieron evidentes extensas marcas de fuego post accidente en esta ubicación con una gran área de terreno quemado y la mitad superior de la piel del fuselaje consumida por el fuego.



El motor N ° 2 se encontraba a unos 6 metros al sur del ala izquierda, cerca de la línea central del recorrido del accidente. El motor N ° 3 se encontró a unos 24 metros al oriente del motor N ° 2. El motor N ° 1 se encontró a unos 21 metros al sur de motor N ° 2. Una gran sección que contenía la cabina de pilotos y parte de la sección del fuselaje fueron encontrados aproximadamente a 466 metros más allá del punto de impacto inicial girado sobre su costado derecho y con la nariz mirando hacia el Oriente.



Área de Impacto

1.13 Información médica y patológica

Se efectuaron pruebas de toxicología a todos los tripulantes con resultados negativos. No hay ningún vestigio de que factores fisiológicos o incapacidades afectaran la actuación de los miembros de la tripulación de vuelo.



1.14 Incendio

El campo de escombros se extendió unos 510 metros desde el punto del primer impacto con los árboles. Había un rastro continuo de escombros y carga desde el punto del primer impacto a la zona donde terminó la cabina de pilotos. En el camino los restos, hubo tres grandes áreas concentradas de escombros. La primera zona estaba situada en el punto donde la caja central de los planos impactó el suelo. No se encontró evidencia de fuego en ésta área.

La segunda sección grande de restos consistió en el centro de la aeronave incluyendo las alas, los tanques de combustible y los motores. Esta zona sufrió daños intensos por fuego. Grandes parches agrupados en forma de patrones de quemaduras quedaron evidentes en el terreno. En adición, hubo lugar a varios incendios dispersos alrededor de los bordes del campo de escombros. La estructura que incluye tanto las alas, secciones del fuselaje, la carga y el motor # 2 encontrado en esta zona sufrieron daños por incendio, en especial los artículos que se encontraban en los parches de quemaduras en el terreno. Los daños son consistentes con un fuego post accidente como consecuencia de la fuga de combustible. No se encontró evidencia de incendio en vuelo en las piezas del fuselaje restantes. Superficies fracturadas del ala derecha e izquierda y el tanque central mostraban delaminación en las superficies fracturadas.

La tercera área de concentración de restos consistió en la cabina y la cubierta superior de la aeronave. Estas secciones se posaron sobre el lado derecho del fuselaje. Parte del cargamento se encontró aún sujeto a esta sección. No existe evidencia de fuego en esta área.

Una vez avisado por la torre de control del aeropuerto, el servicio de extinción de incendios CFR procedió hacia el lugar del accidente apoyado en información suministrada por el ATC. Un equipo de salvamento de la base militar de Madrid procedió de inmediato al lugar del accidente y fueron los primeros en llegar al lugar para efectuar el rescate de los sobrevivientes. Los servicios CFR demoraron aproximadamente 28 minutos en arribar a la zona de impacto ubicada a 14 kilómetros del aeropuerto.

Un helicóptero de la Fuerza Aérea Colombiana apoyó las labores de traslado aeromédico de los sobrevivientes. Para la extinción del incendio se utilizaron una máquina Oshkosh Striker, una unidad de rescate y una unidad de comando los cuales gastaron en total 60 galones de espuma AFFF al 6% y 1.500 galones de agua. También hicieron presencia bomberos estructurales del municipio de Madrid y unidades de rescate del Servicio de Atención y Desastres Distrital.

*Incendio Pos Impacto*

1.15 Aspectos de supervivencia

El rescate ocurrió 20 minutos después de ocurrido el impacto de la aeronave por parte de personal de la base militar cercana al lugar del accidente quienes removieron a los ocupantes de la aeronave a través de la ventana del piloto; posteriormente fueron conducidos al hospital de la población de Madrid.

El impacto fue de magnitud controlada en razón a que el comandante de la aeronave logró ubicar un área donde el avión conservó la actitud de descenso y aterrizaje favoreciendo de manera positiva las circunstancias del accidente. La supervivencia en este evento fue del 100% de los ocupantes de la aeronave.

El patrón de destrucción inició con el impacto contra el terreno seguido de desplazamiento y luego el choque contra un terraplén donde se desprendió la cabina de pilotos y la parte superior del fuselaje que contenía a todos los ocupantes.





En el examen médico pos accidente se observó que las lesiones fueron producidas por desaceleración al final de la secuencia de eventos. El patrón de traumas comunes en algunos ocupantes obedeció al impacto vertical inicial contra el terreno en la posición sentada y luego al vector de desplazamiento hacia adelante.

Una situación de riesgo adicional se observó en razón a que el habitáculo se desprendió de la aeronave y se desplazó quedando en posición de costado. Los ocupantes quedaron colgando de sus sillas con el cinturón ajustado en esos momentos. Al soltar los cinturones de seguridad, algunos de los ocupantes cayeron desde sus sillas hacia el interior de la cabina.

El sobreviviente en tierra recibió lesiones graves debido a la destrucción de la casa de vivienda donde se encontraba cuando la aeronave chocó contra ella.

1.16 Ensayos e investigaciones

Como parte del proceso de investigación se efectuaron inspecciones a los motores de la aeronave y al combustible utilizado.

COMBUSTIBLE

Una vez ocurrido el accidente, se tomaron muestras del combustible de los carro-tanques que aprovisionaron la aeronave así como de la planta de suministro. Las muestras fueron analizadas demostrando que el combustible cumplía con las especificaciones técnicas requeridas y estaba libre de contaminantes.

MOTORES

El avión estaba propulsado por cuatro motores Pratt & Whitney JT9D 7Q-bypass, cada uno capaz de producir 53.000 libras de empuje. Ninguno de los motores exhibió indicios de un fuego en vuelo. Los motores No. 1 y 4 mostraban marcas estáticas de contacto de los álabes del Fan y los álabes del Fan doblados en múltiples direcciones compatibles con baja velocidad de rotación en ambos motores en el momento del impacto.

El examen del motor No. 1 in situ reveló que las partes de la turbina de baja presión (LPT) hacían falta. Se asumió que el motor No. 1 había experimentado una rotura de la turbina en vuelo y partes del LPT fueron liberadas del motor y cayeron a tierra en algún punto de la trayectoria de vuelo. Se trazó un área de búsqueda en base a los datos del FDR, los datos de radar de ATC, y un análisis de la trayectoria para ayudar a enfocar la búsqueda de la pieza faltante. El equipo de investigación realizó una búsqueda a pie de la zona designada y se recuperaron aproximadamente cinco libras de piezas del LPT incluyendo los álabes.





El daño observado in situ era consistente con el motor rotando a baja velocidad al momento del impacto. Muchos de los álabes del Fan fueron empujados hacia atrás debido a al impacto contra el terreno, algunos doblados en la dirección de la rotación y otros en la dirección opuesta, indicativo de daño rotacional, y del revestimiento consistente en baja velocidad rotacional. La tira de marcas rotacionales de la cubierta del Fan no mostró marcas circunferenciales, en cambio, mostró deformación localizada la cual es consistente con baja velocidad del Fan en el impacto. La mayoría de los álabes de la sexta etapa del LPT se encontraron rectos, sin embargo, algunos álabes estaban girados hacia adelante y fracturados en línea con la distorsión hacia adentro de la cubierta del exhosto. La ausencia de álabes deformados en la dirección opuesta de la rotación y las fracturas localizadas en la sexta etapa del LPT eran consistentes con una baja rotación del sistema rotor de baja presión al momento del impacto.

Los valores de EPR y FF para todos los cuatro motores fueron consistentes con una operación normal y estable a lo largo de la carrera de despegue. De acuerdo con el FDR y corroborado con el CVR, tan pronto como se efectuó la llamada de V2 por la tripulación y el avión rotó, el motor No. 4 presentó una pérdida de empuje mientras los tres motores remanentes continuaron operando normalmente sin cambios inusuales en el FF o el EPR durante la fase de ascenso inicial. El FF del motor No.4 cayó rápidamente del valor de despegue hasta un valor por debajo de mínimo en 8 segundos.

El desmontaje y el examen del motor no reveló ningún fallo mecánico pre-impacto que hubiese causado la pérdida de empuje. El compresor de baja presión (LPC) no fue desmontado. La inspección de boroscopio no mostró fallas de componentes mecánicos. Se observaron daños por impacto en las etapas 1,5 a 4, específicamente daños en las puntas de los álabes. A pesar que la turbina de baja presión (LPT) no se desmontó por completo, el examen de lo que era visible mostró que los componentes estaban intactos y no mostraron fracturas.

No se evidenciaron marcas circunferenciales sobre el eje del LPT; dichas marcas se asocian con un desequilibrio del sistema rotor debido a un cojinete o falla de álabe. El compresor de alta presión (HPC) y la turbina de alta presión (HP) no mostraron fallas mecánicas. Se observaron marcas circunferenciales de ciento ochenta (180) grados y de diferentes profundidades en segmentos de la junta de aire exterior (OAS) y en la parte estática del sello interior en todo el HPC y el HPT. Estas marcas de rozamiento localizadas son consistentes con un rotor de alta presión HP que gira a baja velocidad en el impacto.

Las cámaras de combustión interna y externa no presentaban depósitos de hollín apreciables, tampoco quemaduras a través de los agujeros, material faltante, cualquier signo de aumento de temperatura o ralladuras por combustible. En comparación con otras cámaras de combustión en el taller reparador del operador, con aproximadamente la misma cantidad de horas, las condiciones de los componentes de la cámara de combustión del motor N ° 4 eran muy similares.





No se encontró ninguna anomalía relacionada con el sistema de combustible que haya producido fallas que pudiesen haber causado la pérdida de empuje. Se realizaron análisis de los accesorios, controles y componentes del sistema de combustible. La bomba de combustible, la unidad de control y de presurización y descarga de la válvula no se pudo probar, sin embargo, el desmontaje y el examen detallado de estas partes o componentes no revelaron evidencia de daño que hubiese impedido su la operación normal antes de la pérdida de empuje del motor. Las boquillas de combustible se probaron para ver la capacidad de flujo, fugas y ángulo de pulverización, sin encontrar anomalías de fondo. Las muestras de combustible tomadas del motor, de los camiones de suministro y los tanques de almacenamiento no mostraron anomalías y se encontraron dentro de los límites máximos de ASTM 1655 estándar. Los tres transmisores de flujo de combustible recuperados (el N° 2 no fue recuperado) fueron enviados a la ELDEC Corporation, el fabricante de las unidades, para la prueba. Los tres FFT pasaron la prueba de aceptación de rango de caudal entre 0 y 1.000 lph, lo que indica que los valores registrados por el FDR fueron los valores de FF real, y no un valor predeterminado o un valor mínimo.

Se desarrolló un árbol de fallas de tal manera que las piezas del motor, componentes o sistemas pudieran ser evaluados sistemáticamente para determinar si habían contribuido a la pérdida irrecuperable del motor, con énfasis en los elementos que harían que la línea de operación del HPC o el LPC aumentara. El módulo de LPC no fue desarmado y los daños de evaluación por impacto no permitieron la evaluación de los componentes. Se determinó que el HPC y el HPT y el estado de los componentes eran típicos de un motor en servicio con tiempos similares y se consideró normal. Del mismo modo, el sistema de aire sangrado no reveló evidencia de un mal funcionamiento antes del impacto.

No hay evidencia de un deterioro significativo durante los últimos 202 ciclos de operación desde la prueba de motor en enero de 2008 (febrero de 2008 instalado en el avión). Una revisión de los registros de mantenimiento del motor mostró que al entrar al taller en enero de 2008, el módulo de HPT fue reparado. Luego de que el HPT reparado fue instalado en el motor, el EHM mostró un incremento de 20° C en el EGT, el FF incrementó ligeramente y el N2 bajó ligeramente. Estos cambios en los parámetros son inconsistentes con la instalación de un HPT recién reparado por que tanto el EGT como el FF deberían estar más bajos y el N2 más alto.





Estado final del Motor 4

El espacio de holgura de los álabes del Fan no pudo ser medido debido a los daños por impacto, sin embargo, los registros de mantenimiento indican que en la última visita al taller en enero de 2008, el espacio de holgura era de 0.240 pulgadas. Según el manual del motor (EM) en su tarjeta de trabajo 72-00-31-43-02, el espacio de holgura debería ser entre 0.210 y 0.230 pulgadas. La longitud de la cuerda de los álabes fue medida y aproximadamente el 30% de los 23 álabes se encontraron por debajo de los requerimientos del manual con la máxima de 0.139% pulgadas por debajo del límite. De acuerdo con la tarjeta de mantenimiento P&W JT9D-7Q EM, Task 72-31-03-22-007, la máxima erosión está limitada a 0.100 pulgadas con un detrimento de la longitud de la cuerda entre 0.150 a 0.180 pulgadas dependiendo de la localización de la medida.

El perfil del borde de ataque de los álabes del Fan fue estimado mediante la súper imposición de la forma del borde de ataque de la tarjeta 72-31-03-004 o SB 5284 sobre las formas medidas de 4 álabes del motor No. 4. La cantidad de desgaste (erosión del borde de ataque de los álabes) fue estimado entre 0.005 y 0.011 pulgadas, relativo a la última reparación. Esta apreciación no evalúa la pérdida total de la cuerda del borde de ataque de los álabes debido a erosión previa y/o reparaciones mixtas desde que el plano aerodinámico (Fan completo) fue fabricado. De acuerdo con el fabricante, basándose en su experiencia histórica en la materia, la pérdida de material de los bordes de ataque de los álabes debió haberse presentado entre las 5.000 y 11.000 horas de operación desde la última reparación.



Tomando como referencia las medidas de los álabes del Fan (forma, cuerda y punta), el fabricante estimó que la pérdida de eficiencia del Fan fue de aproximadamente -1.19% y la pérdida de capacidad de flujo del Fan fue de -0.68% (-0.92% de la pérdida de la eficiencia y -0.58% de la pérdida del flujo fue debido únicamente a la erosión del borde de ataque) basándose en los datos de los últimos ensayos al motor -AMM Test 12- llevados a cabo en abril de 2008.

No existían requerimientos de inspección de erosión de los álabes del Fan sin desmontar el motor en el manual de mantenimiento del motor o la aeronave. Los álabes del Fan deberían inspeccionarse por daños cada 600 horas y reparados totalmente cada 2.000 a 3.000 ciclos con un máximo de 5.000 ciclos. Estas recomendaciones se encuentran descritas en el documento JT9D-59A/70A/7Q Maintenance Planning Guide and Maintenance Advisory Notice JT9D-1-08 y puede ser personalizado por el operador basándose en su experiencia particular. De acuerdo con el fabricante, la pérdida de material del borde de ataque de los álabes fue consistente con las 5.000 y 11.000 horas de operación desde la última restauración, basado en su propia experiencia. El fabricante cree que los criterios para las inspecciones del perfil del borde de ataque de los álabes del Fan con el motor aún acoplado a la aeronave y sus intervalos no se requieren si se siguen los tiempos cumplidos para las partes con sus debidas reparaciones.

Los datos del FDR mostraron que después del pico en el motor No.4, el FF disminuyó rápidamente hasta un mínimo nivel de aproximadamente 680 libras por hora (pph) para el resto del vuelo. De acuerdo con P&W, el mínimo de combustible del motor No. 4 era adecuado para la velocidad del motor girando en molinete sobre la base de las condiciones de vuelo.

El Manual de Instrucciones del motor en su tarjeta 292 P&W JT9D y los procedimientos anormales del Boeing 747 en su manual de Operación (AOM) describen las indicaciones de una pérdida de compresor como un incremento de EGT y una disminución de RPM de N1 y N2.

MOTOR No.1 N/S P702416

El examen del motor en el lugar reveló que la cubierta del LPT y la cubierta de escape de la turbina (TCE) se separaron del resto del motor, dejando al descubierto parte del rotor del LP y los álabes de la 2ª fase de la turbina de alta presión (HPT). La mayoría de las guías y álabes del LPT no se encontraron en el lugar del accidente. Un análisis de la trayectoria de las piezas despedidas por el motor se realizó con base en la trayectoria de vuelo del avión, los parámetros del motor y el momento de la falla del motor a partir de los datos del FDR para predecir un área de búsqueda de las piezas del LPT.

La búsqueda se llevó a cabo a pie y se recuperaron aproximadamente 5 libras de álabes y guías del LPT a lo largo de la trayectoria de vuelo del avión a varios kilómetros del lugar del accidente. El TCE se mantuvo unido a la cubierta del LPT y se encontraron juntos pero aislados del resto del motor en el lugar del accidente. No se evidenciaron agujeros en las cubiertas del



LPC ni del TEC. Varias piezas sueltas de álabes se encontraban aún dentro del TCE. Todos los pernos de la cubierta del HPT al LPT se encontraron rotos. El LPC y TCE se mantuvieron unidos al resto del motor durante el vuelo y finalmente se separaron debido al impacto contra el terreno.

La inspección in situ reveló que todas las piezas del HPT estaban intactas y sólo exhibió daños consistentes con el impacto. Los daños se iniciaron en el LPT y avanzó hacia atrás con álabes fracturados a varias longitudes en cada etapa y todas las guías desde la tercera hasta la sexta etapa habían desaparecido. El desmontaje del motor en las instalaciones del operador reveló que la cámara de combustión y las guías de las boquillas (primera etapa del HPT) no mostraban daño térmico o agujeros por quemaduras, erosión del borde de ataque de los álabes, grietas o falta de material, sino únicamente depósitos de hollín.

Todas las piezas de la trayectoria de gases mostraban daño térmico aislado. La primera señal de daño térmico se encontró en los álabes del HPT en la primera etapa. Todos los álabes estaban presentes, sin embargo, todas las puntas del borde de ataque habían desaparecido (por el calor excesivo) exponiendo el deflector de refrigeración interna y un tinte azulado en el lado cóncavo del perfil de todos los álabes. Todos los sellos de aire externos (BOAS) de la primera etapa del HPT exterior estaban en posición, pero todos ellos mostraban transferencia de material, marcas de contacto fuerte y surcos. Algunos presentaban agujeros en la cavidad de enfriamiento. Todas las guías de la segunda etapa estaban en posición, pero todas ellas mostraban falta de material en el filete de transición entre el manto y la superficie de soporte en el borde de ataque. Todos los álabes de la segunda etapa del HPT estaban presentes, pero exhibían daño mecánico del borde de salida y falta de material exponiendo la cavidad interna de enfriamiento.

El BOAS de la segunda etapa también exhibía daño térmico en un patrón que parecía consistente con lo observado en el BOAS de la primera etapa. El examen metalográfico de todas las piezas de la senda de gases -excepto las guías de la primera etapa- mostraba que las partes alcanzaron su temperatura de derretimiento. El daño termal y la pérdida de material encontrado en el HPT pudieron ser suficientes para causar los daños hacia atrás. Los daños subsiguientes en cascada debieron iniciarse atrás de las piezas del HPT, probablemente en la tercera etapa del LPT.

El examen de las piezas recuperadas reveló pérdida significativa de material (por calor) en el aro externo de al menos la mitad de la cuerda, decoloración azulada y álabes con material adherido y derretido. Cabe anotar que la tercera etapa es la primera etapa de turbina sin enfriamiento interno. También se encontró daño termal y material en cantidad significativa debajo del BOAS de la tercera etapa. Todos los álabes hacia atrás de la tercera etapa del LPT estaban fracturados en diferentes longitudes y el examen de las fracturas no reveló señales de fatiga.

El daño termal comenzó en las guías de la primera etapa del HPT y no se hizo extensivo al recubrimiento externo de los álabes. Se probó el combustible, se probaron las boquillas y la unidad de control fue examinada para identificar cualquier problema de entrega del combustible. Las muestras de combustible tomadas del motor cumplían con los estándares.

*Estado Final motor 1*

Las boquillas fueron probadas por capacidad de flujo, escapes y ángulo de esparcimiento. Aproximadamente la mitad de ellas tenían un flujo ligeramente inferior al requerido en el punto más alto de la prueba lo cual no era significativo. No se encontraron anomalías con las boquillas.

Se efectuó una segunda prueba de flujo a alta presión para simular una condición de sobrepotencia (overboost). Con base en la información del FDR el motor No. 1 tenía un flujo de 22.000 libras por hora antes de la falla. Las boquillas fueron probadas a esta rata mayor (divididas equitativamente entre las 20 boquillas) y no revelaron fugas o vetas y cerca de la mitad de ellas tenían un flujo ligeramente más bajo. El análisis del control del combustible no reveló fallas operacionales, el eje impulsor estaba intacto y libre al girar, el filtro de flujo estaba libre de contaminantes o polvo dorado.

En concordancia con los hallazgos en el motor No. 4, el espacio de holgura de las puntas de los álabes del Fan no pudo ser medido debido al daño por impacto, sin embargo, tres de los álabes se enviaron a evaluación para determinar la erosión de los bordes de ataque y la longitud de la cuerda. Uno de los tres fue encontrado fuera de límites al tener una pérdida de 0.282 pulgadas de la cuerda dando como resultado 0.132 pulgadas fuera de límites. La cantidad de erosión del





borde de ataque, que da como resultado asperezas en el material para los tres álabes, fue estimado en 0.011 pulgadas relativo a la última reparación. De acuerdo con el fabricante, la pérdida de material de los bordes de ataque fue correlacionada con unas 10.000 horas de operación desde la última reparación.

Con base en las medidas de los álabes del Fan, el fabricante estimó que la pérdida de eficiencia (del Fan) fue de aproximadamente -1.29% y la pérdida de capacidad de flujo fue de -0.81% (-0.8% de pérdida de la eficiencia del Fan y -1.27% de pérdida de flujo debido a erosión de los álabes únicamente). Usando un estimativo del deterioro modular, basado en los resultados del último ensayo AMM Test del 12 de abril de 2008, el fabricante estimó que al momento del accidente el motor No.1 tenía una pérdida neta de empuje de -0.7% comparado con un motor con álabes del Fan dentro de los límites del manual y una reducción del margen de pérdida del compresor de -3.7% (la línea operativa del LPC se desplaza hacia arriba en dirección a la línea de pérdida).

MOTOR No.2 N/S P702317

Ninguna de las cubiertas del motor reveló agujeros o perforaciones que indicaran una despedida de fragmentos en vuelo. Todos los álabes del Fan estaban presentes con algunas puntas fracturadas. El examen in situ de la cubierta de entrada, que fue encontrada separada del motor pero identificada por su posición final, y las características de fractura, no exhibió marcas de impactos en el barril interno que fuera consistente con una despedida de fragmentos en vuelo. No se evidenciaron marcas de hollín que pudieran indicar un incendio en vuelo.

Todos los álabes del Fan estaban en posición y con toda su longitud (algunas puntas hacían falta) a excepción de dos álabes consecutivos localizados en la posición de las 5 horas, los cuales se fracturaron hacia afuera de la campana deflectora de enfriamiento. La mayoría de los álabes mostraban las puntas enroscadas en la dirección opuesta de la rotación. La mayoría de los álabes de la quinta etapa del LPC estaban fracturados en la base mientras que los de la sexta etapa estaban fracturados en diferentes longitudes y algunos hacían falta. Los daños observados en el Fan y el LPT eran consistentes con el rotor de baja presión girando al momento del impacto y no mostraba signos de daños pre impacto o fallas.

Una aleta guía de la turbina de la primera etapa estaba fuertemente inclinada a lo largo de la línea recta que corre longitudinalmente a través del HPT. Dos de los sellos de aire de la primera etapa mostraban quemaduras a través de la pared interna y una guía de la segunda etapa hacía falta con las dos guías adyacentes mostrando pérdida de material. Este daño observado es típico de una boquilla de combustible que opera con ralladuras.

Las boquillas fueron probadas por capacidad de flujo, fugas y ángulo de pulverización. No se encontraron ralladuras ni desviaciones significativas del cono de pulverización y la mayoría de las boquillas fluían hasta un 5 % por debajo del límite inferior en diferentes puntos de la prueba,





lo cual no es significativo. Una revisión de los datos del EHM reveló que el motor mostraba signos típicos de deterioro sin cambios anormales o tendencias desde noviembre de 2005 cuando el motor fue recibido por el operador hasta el día del evento.



Estado Final motor 2

Los parámetros del FDR para los motores No.2 y No.3 estaban transpuestos

Esta creencia se basó en la evidencia circunstancial de las condiciones de las piezas de los motores, las declaraciones de la tripulación y los estimativos de rendimiento de los motores y no en evidencia concreta de cableado u otra evidencia tangible.

Los datos del FDR para el motor No. 3 mostraban una serie de fluctuaciones en EPR y FF durante los últimos 50 segundos de vuelo y eran consistentes con una serie de pérdidas de compresor. El examen in situ del motor No. 3 reveló que éste tenía los mayores daños por rotación y energía al momento del impacto. La mayoría de los álabes del Fan estaban fracturados en la base y todos los álabes desde la primera etapa hasta la cuarta del LPC estaban doblados en



la dirección opuesta de la rotación. Por su parte, el examen in situ del motor No. 2 reveló señales de alta energía rotacional en el impacto pero en un nivel visiblemente menor, todos los álabes estaban presentes.

La inspección del motor No. 3 no mostró evidencia de fallas internas o daño termal y se veía en buena condición mientras que la inspección del motor No. 2 reveló daño termal a través del HPT. No se evidenció tal daño termal en el HPT del motor No. 3.

La revisión de los datos del FDR mostró que el motor operó como se esperaba sin cambios anormales de EPR o FF durante la carrera de despegue, el ascenso y la aplicación de sobrepotencia. La primera pérdida de compresor representada por fluctuaciones abruptas del EPR y FF ocurrió luego de un minuto después de haber alcanzado el V2 y no fue sino hasta 15 segundos antes del impacto que el motor experimentó 4 sobrecargas abruptas.

Varias áreas fueron evaluadas para determinar la causa de las fluctuaciones de empuje tales como la entrega de combustible, fallas internas del motor, daño termal o sobrecargas debido al deterioro de componentes. La bomba de combustible y el FCU no pudieron ser probados pero su desarme detallado e inspección no revelaron daños que impidieran su funcionamiento normal antes de la falla. El eje del control del FCU se encontró fracturado; sin embargo, los engranajes internos estaban intactos y no se observó encanillado y las marcas en las válvulas piloto no mostraron que el eje se haya partido en vuelo. Las boquillas de combustible se probaron por capacidad, flujo y ángulo de pulverización y la mayoría fluyó hasta un 5% por debajo del límite en varios puntos de la prueba, los resultados no son considerados significativos. Las muestras de combustible tomadas del motor no revelaron anomalías.

Al igual que los hallazgos en el motor No. 4, el espacio de holgura de las puntas de los álabes del Fan no pudo ser medido en razón a los daños por impacto; sin embargo, tres de los álabes se enviaron a evaluación de la erosión de los bordes de ataque y longitudes. Los tres álabes se encontraron fuera de los límites del manual. La peor localización tenía una pérdida de cuerda de 0.102 pulgadas fuera de los límites. La cantidad de erosión fue estimada entre 0.006 y 0.011 pulgadas en relación a la última reparación. De acuerdo con el fabricante, la pérdida de material de los bordes de ataque ocurrió entre las 6.500 y las 11.000 horas de operación desde la última reparación.

Con base en las medidas de los álabes del Fan, el fabricante estimó que la pérdida de eficiencia del Fan fue de aproximadamente -1.32% y la pérdida de capacidad de flujo del Fan fue de -0.77%. Utilizando un estimado del deterioro del módulo del Fan con base en el mismo AMM Test 12 mencionado anteriormente, se estimó que al momento del evento el motor No. 2 tenía una pérdida neta de empuje de -0.5% y una reducción del margen de sobrecarga del LPC de -3.8% comparado con un motor dentro de límites.

**MOTOR No. 3 N/S 702155**

La mayoría de los álabes del Fan estaban fracturados en la base a excepción de algunos que estaban doblados parcialmente en la dirección opuesta a la rotación. Todos los álabes de la primera a la cuarta etapa del LPC estaban doblados en la dirección opuesta a su rotación. El Fan y el LPC mostraban daños por rotación en mayor grado que lo observado en los otros tres motores.

Como se mencionó anteriormente, el grupo de investigación llegó a un acuerdo sobre la transposición de los valores de FDR para los motores No. 2 y No. 3 y concluyó que el motor No. 2 había sufrido las sobrecargas y no el motor No. 3. Por lo anterior, la revisión de los datos del motor No. 2 como si fuera el motor No. 3 reveló que el EPR y el FF del motor fueron normales, estables y consistentes con los otros tres motores durante la carrera de despegue y permaneció constante luego de la pérdida de empuje del motor No. 4 hasta la aplicación de la sobrepotencia. Con la aplicación de la sobrepotencia, los tres motores operativos experimentaron un incremento similar en EPR y FF sin picos o discrepancias de flujo antes de la falla del motor No. 1. Luego de la falla del motor No. 1, el FF y el EPR para los motores No. 2 y No. 3 cayeron en una indicación de que el piloto había comandado una reducción de potencia. A lo largo del remanente del vuelo, los valores del FF y EPR del motor No. 3 permanecieron constantes, estables y sin fluctuaciones rápidas hasta el impacto contra el suelo.

El desarme del motor reveló que daño mecánico en el compresor, la sección de combustión y las secciones de turbina que eran consistentes con el impacto. Las secciones de HPT y LPT estaban en buena condición y no había daño termal localizado o material faltante.

Al contrario de los motores 1, 2 y 4, todos los álabes del Fan del motor No. 3 estaban fuertemente dañados o distorsionados al punto que no fue posible tomar impresiones de los bordes de ataque o gráficos de sombra para determinar la severidad de la erosión. Sin esta información la capacidad de flujo o la eficiencia del Fan no pudieron ser determinadas. Sin embargo, usando el estimativo de deterioro del módulo del Fan con el AMM Test 12, se determinó que al momento del evento el motor No. 3 tenía una pérdida neta de empuje de -0.3% y una reducción del margen de sobrecarga del motor de -1.1% lo que es consistente con la condición de los componentes evaluados.

*Estado Final Motor 3***MOTOR No.3 N/S 702121 de la aeronave N715CK**

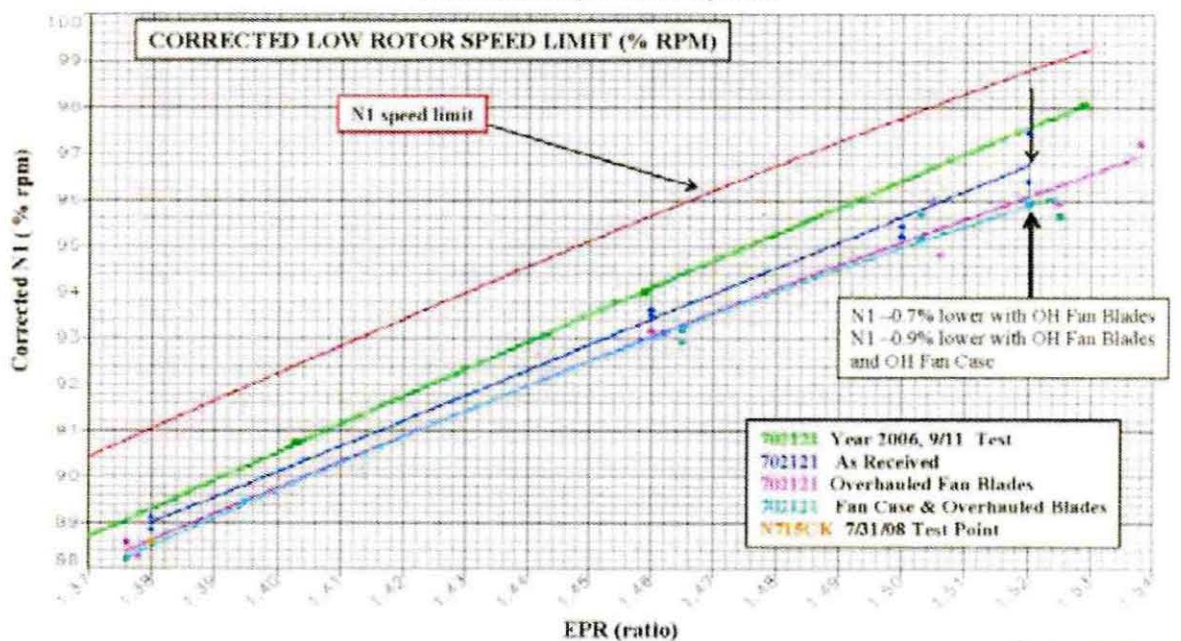
De acuerdo con la tarjeta de trabajo P&W JT9D-7Q EM, 72-00-00-83-007 - Recuperación del Rendimiento del Motor- la erosión del borde de ataque de los álabes del Fan tiene un mayor impacto en el módulo y el margen de holgura de las puntas de los álabes tiene un impacto significativo sobre el deterioro del Fan en sí mismo así como en la estabilidad general del motor. Datos de ensayos reunidos entre el 2 y el 6 de noviembre del motor S/N 702121 (perteneciente a la aeronave N715CK que experimentó una pérdida de compresor en el despegue en Bogotá un mes posterior al accidente) utilizando tres configuraciones distintas, confirmaron que el contorno de los álabes del Fan y la erosión juegan un rol medible en la eficiencia del Fan y la capacidad de flujo, un rol más significativo en éste motor en particular que la distancia de holgura de la cubierta del Fan.

Los valores de EGT, N2 y radio de presión del HPC fueron consistentes dentro del margen de error para las tres configuraciones. El N1 mostró un decremento de 00.9% (~30 RPM) en el EPR de despegue con 0.7% (~25 RPM) de esa diferencia debido al reemplazo de los álabes del Fan y el resto debido al cambio de la cubierta. Esta caída de N1 significa que se requería menos trabajo



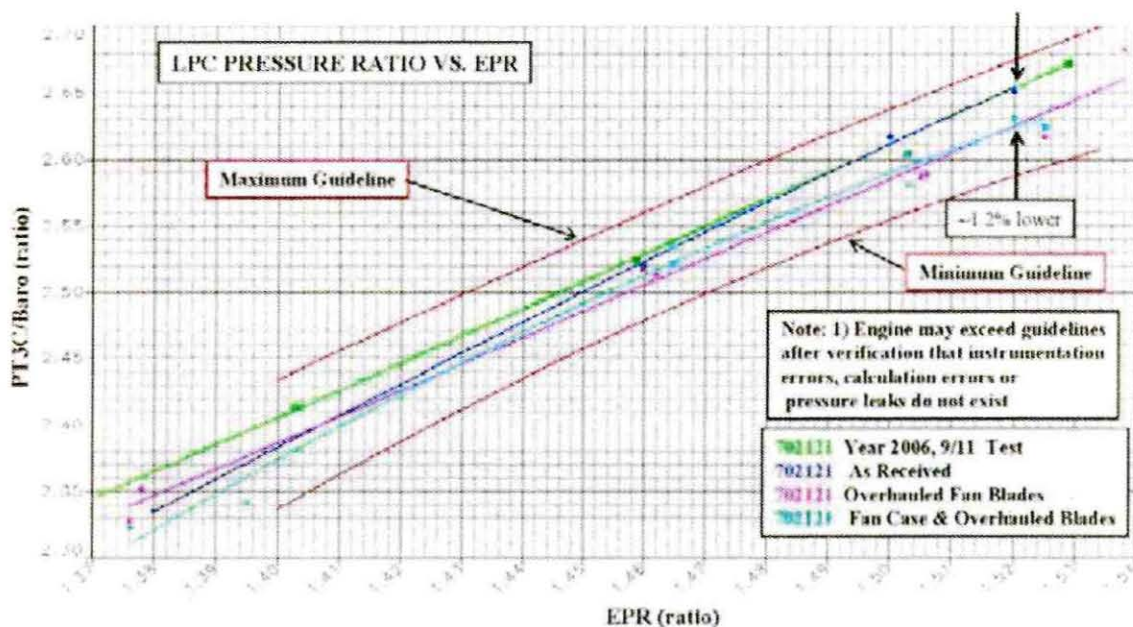
para producir el mismo incremento de presión. El radio de presión del LPC con el EPR de despegue era -1.2% más bajo y fue originado en su totalidad por el cambio de los álabes del Fan. El reemplazo de la cubierta no mostró cambios en el radio de presión del LPC. Lo anterior es consistente con el hecho de que los álabes del Fan reparados o nuevos que cumplen con las especificaciones del manual, deberían desplazar la línea estable operacional del LPC hacia abajo y lejos de la línea de sobrecarga, dándole así un mayor margen al motor.

Con álabes del Fan y la cubierta reparados



Resultados de los ensayos del motor No.3 del N715CK, N/S 70212- N1 Corregido





2047-1002

11/09/2009

Slide # 7



Resultados de los ensayos del motor No.3 del N715Ck, N/S 70212- N1 - Radio de Presión del LPC

Las pruebas iniciales del motor S/N 702121 (del avión N715CK) revelaron que las guías variables del compresor estaban fuera de límites del lado cerrado y en el rango de alta velocidad. El motor fue re alineado luego del cambio de los álabes del Fan y de la cubierta y el rendimiento mejoró significativamente. El radio de presión del LPC bajó 1.6% debido al ajuste de las guías. El ajuste de las guías del HPC desde la posición fuera del límite manual cerrado resultó en un incremento de la capacidad de flujo del HPC y su eficiencia, causando que el LPC se ajustara hacia los límites operativos bajos para el mismo radio de presión. Así mismo, el radio de presión total bajó 2.7% desde la posición original de las pruebas en el punto de 1.52 de EPR.

1.17 Información sobre organización y gestión

La empresa Kalitta Air LLC es una compañía norteamericana de carga regular y no regular. Kalitta Air comenzó sus operaciones en el año 2000 y al momento del evento contaba con 18 aviones Boeing B747 series 100 y 200 y 2 Boeing B747 serie 400.

Su equipo de trabajo está compuesto por 343 tripulantes entre pilotos e ingenieros de vuelo. Cuenta con un certificado de operación expedido y regulado por la FAA de los Estados Unidos.



La compañía prestaba sus servicios como operador a la empresa explotadora Centurion Air Cargo, la cual había solicitado el permiso de vuelo a la UAEAC acreditando el respectivo contrato de fletamento.

El 26 de agosto de 2008 la aeronave N715CK operada por Kalitta Air experimentó una pérdida de potencia en uno de sus motores despegando de BOG en condiciones similares a las del vuelo accidentado. La tripulación aseguró el motor y efectuó el procedimiento de emergencia requerido; minutos más tarde la aeronave aterrizó sin contratiempos de nuevo en BOG. De conformidad con el Anexo 13 de OACI, la UAEAC delegó la investigación de éste evento a la NTSB. Los resultados de los ensayos y análisis de la falla experimentada por el N715CK se utilizaron para complementar el presente informe.

1.17.1 Acciones correctivas tomadas posterior al accidente

1.17.1.1 Por parte del Operador:

El 15 de septiembre de 2008 el operador emitió el Boletín de Operaciones de Vuelo 08-13 a todas sus tripulaciones de vuelo del B-747 para implementar cambios inmediatos en la filosofía de la operación de los motores, específicamente: 1) el uso de la potencia de emergencia, 2) el uso de potencia normal reducida de despegue vs. máxima potencia, y 3) encendido de motores. Entre los puntos principales se destacan:

- Para evitar contacto contra el suelo, pérdidas de compresor y recuperación de cizalladura de viento, la aplicación del máximo empuje rateado (go-around thrust) debe ser la primera acción y la aplicación de empuje de emergencia debe hacerse únicamente cuando todas las demás acciones se han ejecutado y el impacto contra el terreno es inminente.
- Si el empuje de emergencia es utilizado, el motor debe ser regresado a sus límites normales de operación tan pronto como sea posible.
- Si las condiciones del despegue no requieren máximo empuje, el empuje normal (reducido) debería ser usado.

En el tercer trimestre de 2008, la publicación de seguridad del operador incluyó un artículo sobre el tratamiento y el cuidado de los motores.

El 21 de diciembre de 2008, se expidió la revisión # 21 al manual de operación del B-747:

- Se añadieron advertencias a los procedimientos anormales en la sección de maniobras de vuelo por instrumentos, la sección de entrenamiento de vuelo en lo referente al uso de la sobrepotencia y el evitar contacto contra el terreno que recalcan que el empuje de emergencia debería ser considerado como la última opción de evitar el contacto contra el terreno. Si el empuje de



emergencia es utilizado, éste debe ser regresado a los valores de empuje de sobrepaso tan pronto como el peligro inmediato ha pasado.

En febrero de 2009, el operador compró nuevos equipos PW-49031 para la medición de la separación de EGT basándose en las recomendaciones que efectuó la Administración Federal de Aviación- FAA. Los equipos fueron recibidos en junio de 2009.

En septiembre 15 de 2009, se expidió el Boletín de Operaciones de Vuelo 09-11 a todas las tripulaciones de vuelo del B-747 para recordarles y actualizar el boletín 08-13 del 15 de septiembre de 2008 en lo concerniente a la adecuada operación de los motores para garantizar una mejor confiabilidad. El artículo discutía encendidos, calentamiento y periodos de enfriamiento de los motores así como el uso apropiado del empuje máximo.

El operador revisó las instrucciones de ensamble del motor en lo referente al programa de mantenimiento para que incluyera una inspección de rozamiento de la cubierta del Fan en cada inspección tipo A de número impar.

Se efectuó la compra de las herramientas al fabricante de los motores para verificar la correcta clasificación de las aletas de la primera etapa del HPT luego de su reparación.

Se efectuó la inspección de todos los motores en servicio para revisar el adecuado espacio de holgura de los álabes del Fan.

Se revisaron los procedimientos para el reglaje adecuado de las guías estatoras variables para asegurar un mejor control y se emitió una instrucción que incorporara un alambre de seguridad en el proceso de sellado.

Se revisaron los programas de inspecciones de mantenimiento de las aeronaves B-47-100/200 para incorporar la tarjeta 7AT7101 (EVC & EVBC Test No. 8 at A02A interval) relacionada con la condición y seguridad de las líneas PT-2 del motor JT9D.

1.17.1.1.2 Por parte del fabricante de la aeronave:

El 31 de marzo de 2009, el fabricante de la aeronave emitió revisiones al manual de entrenamiento de vuelo de tripulantes del B-747 para cambiar la guía acerca del uso de la sobrepotencia:

Los motores de los aviones 747-100/-200/-300 tienen una capacidad de empuje de sobrepotencia que puede variar según las condiciones de altitud y temperatura y es más alto que el máximo nivel de empuje nominal certificado. El uso de esta capacidad de empuje de sobrepotencia sólo debe ser considerada



cuando todas las otras acciones disponibles se han tomado, incluida la aplicación de las técnicas recomendadas para el control de actitud y estas no han logrado producir un rendimiento aceptable de la trayectoria de vuelo y el contacto con el suelo es inminente.

Las condiciones de emergencia que pudieran justificar esta acción son: cizalladura severa, evitar el terreno o la falla de múltiples motores.

En el caso de que el empuje de sobrepotencia se haya utilizado y el contacto con el suelo ya no es inminente, la potencia del motor se debe reducir tan pronto como sea posible. Si las condiciones de vuelo lo permiten, opere los motores dentro de los límites certificados de EGT y velocidad de los rotores para evitar la falla del motor o pérdida de empuje. El avión debe aterrizar en el aeropuerto más cercano adecuado después de un evento de empuje de sobrepotencia que incluyó sobrepasar la línea roja. Las condiciones normales de falla de un motor no deberían requerir el uso de la sobrepotencia de empuje. El rendimiento del avión y los procedimientos de falla de motor tienen en cuenta estas condiciones con seguridad. Con el fin de entregar el empuje máximo certificado a lo largo de toda la envolvente de operación del el avión (altitud y temperatura), estos sistemas de control de empuje del motor pueden superar los máximos niveles de empuje nominal y las líneas rojas de funcionamiento del motor.

El fabricante de la aeronave se dispuso a cambiar los requerimientos del AMM Test 12 para quedar alineados con los del fabricante del motor.

Inspecciones de los álabes del Fan:

Eliminó el procedimiento inspección de la tarjeta de mantenimiento AMM Task 72-31-04 página 601 y se incluyó un requerimiento de medidas de longitud de los álabes en el manual de mantenimiento de la aeronave para cambios efectuados con el motor instalado en la aeronave para que quedara alineado con el manual de mantenimiento del motor.

Se dispuso a cambiar los límites de reemplazo de los álabes del Fan con referencia a medidas de longitud en lugar de condición para el servicio; el nuevo requerimiento por el manual del motor pide que los álabes estén entre 0 y -40 milésimas de pulgada de longitud.

Se actualizó el manual de mantenimiento de la aeronave para gestionar la longitud de los álabes del Fan para ser ajustados hasta 15 milésimas de pulgada cuando se recambian con el motor aún puesto en la aeronave.

**1.17.1.1.3 Por parte del fabricante del motor:**

El fabricante del motor emitió cambios al manual del motor JT9D-7Q. Las Revisiones Temporales 72-0599, 72-0600 y 72-0601 fueron publicadas en octubre 16 de 2009 e incluían los siguientes cambios:

Para la prueba 00:

Se aclaró que el Test 12 es para efectuar ensayos luego de rectificar una fuga de combustible o aire y reparaciones menores donde los rotores y /o estatores permanecieran ensamblados. El Test 12 puede ser usado luego del reemplazo o reparación del HPC, el combustor o los módulos del HPT; sin embargo, se recomendó que se utilizara el Test #20 cuando se efectuaran reparaciones o reemplazo de tales componentes.

Se aclaró que el Test #20 es requerido cuando se reemplace o se repare el LPC o el LPT.

Cambios al Test 12:

La prueba fue re organizada para que fuera más consistente con el Test #20. Lo anterior dio como resultado que se eliminaran los puntos de referencia de 1.3 y 1.38 de EPR. Se dice explícitamente que se verifiquen los parámetros del motor para que estén dentro de límites para ambos puntos de referencia de 1.46 EPR y de potencia de despegue y si algún parámetro esta fuera de límites, se debe tomar una acción correctiva antes de retornar el motor al servicio. Se añadió un gráfico del Test # 20 como guía de los radio de compresión del compresor (PS4/PT3C vs. PT7/PT2).

Las revisiones propuestas al manual de mantenimiento del motor fueron comunicadas al fabricante de la aeronave. Adicionalmente, se le comunicaron las diferencias, comentarios y ambigüedades entre los manuales del avión y del motor para el Test #12.

Cambios al Test #20:

Se efectuaron cambios explícitos para verificar que los parámetros del motor estén dentro de límites y si un parámetro no lo está, se debe efectuar acción correctiva antes de regresar el motor al servicio.

Inspecciones de los álabes del Fan:

El fabricante eliminó del manual de mantenimiento del motor JT9D-7Q el chequeo del espacio de holgura de los álabes del Fan utilizando el calibrador PW 29875, al cual se refiere comúnmente como la "prueba de la cuchara". Lo anterior afectó las tarjetas de mantenimiento EM Task 72-00-31-43-001, -002 y -003 (procedimientos de instalación de los álabes del Fan).



Así mismo se suministró al fabricante de la aeronave las recomendaciones para eliminar la "prueba de la cuchara" del manual de mantenimiento del avión a través de la comunicación REA09EZ001 en abril de 2009. Lo anterior fue cumplido por el fabricante de la aeronave por medio de las publicaciones UID300059866, 000059882, y 3000059898 en junio de 2009.

Se recomendó al fabricante del avión que incluyera en su manual de mantenimiento los requerimientos para el reemplazo de los álabes del Fan con el motor aún en la aeronave para que fuera consistente con el manual del motor. El manual de la aeronave actualmente permite realizar los cambios de los álabes del Fan sin tener en cuenta la longitud del álabe y solamente por condición de servicio. Esta condición de servicio de acuerdo con el manual del motor, requiere que los álabes estén entre 0 y -40 milésimas de pulgada de longitud. La autorización de ingeniería EA09EC054 de julio de 2009 y cumplida por el fabricante de la aeronave por medio de la publicación UID3000065994 en septiembre de 2009, actualizó el manual del avión para que se ajustaran los álabes del Fan a una longitud de no más de 15 milésimas de pulgada durante un cambio con el motor aún en la aeronave.

1.18 Información adicional

1.18.1. Rendimiento

La evidencia factual considerada en el estudio de rendimiento incluye los datos de radar, del registrador de vuelo (FDR), registrador de voz de cabina (CVR) los datos de la transcripción, análisis de espectro de sonido del CVR por la NTSB y Boeing, los datos del sensor de proximidad al suelo del Sistema de Alerta (GPWS), información de vuelo, tarjetas de despegue, declaraciones de testigos, pruebas de motores y los resultados de las inspecciones así como los datos de simulación del motor JT9D-7Q.

El rendimiento esperado de todos los motores operando, un motor inoperativo y dos motores inoperativos en ascenso para el B747-200F (al empuje neto mínimo de despegue certificado del motor) se calculó mediante usando el sistema de rendimiento en baja velocidad de Boeing (LSPS). La simulación paralela de Boeing integró los datos del modelo B747-200F con motores P&W JT9D-7Q (con motores de empuje promedio) para emparejar un subconjunto de los datos del FDR y cuantificar los incrementos equivalentes de la simulación con los datos de accidente en términos de: 1) una resistencia aerodinámica incrementada, 2) una sustentación aerodinámica disminuida, 3) un empuje degradado de motores, y 4) un incremento en el peso del avión.

1.18.1.1. Método y resultados

El rendimiento esperado de ascenso con uno y dos motores inoperativos para el B747-200F con motores P&W JT9D-7Q (al máximo empuje neto certificado de despegue) fue calculado usando la herramienta LSPS del fabricante de la aeronave. Los resultados de ascenso nominal para las



condiciones del accidente se resumen en función de la configuración de los motores, el ángulo de banqueo, la velocidad, el EPR de los motores y la ubicación del centro de gravedad.

Engine Configuration/ Airspeed	Calculated Rate of Climb (ft/min)				EPR	CG Location
	0° Bank Angle		15° Bank Angle			
All engines operating; full-rated takeoff thrust	1,955	1,790	1,844	1,671	1.727*	Forward
1 engine inoperative; full-rated takeoff thrust	955	817	844	698		
2 engines inoperative; full-rated takeoff thrust	75	-37	-35	-154		
2 engines inoperative; full-rated takeoff thrust	175	70	65	-44	1.727*	Mid (22.6%)
2 engines inoperative; overboost to 1.77 EPR	250	138	145	30	1.77	
2 engines inoperative; overboost to 1.81 EPR	310	195	205	85	1.81	

*Target takeoff EPR, set between 60 and 80 knots indicated airspeed

Datos calculados por el LSPS para rata de ascenso (pies/min) para el B747-200F, con empuje mínimo certificado de despegue, flaps en 10°, tren de aterrizaje retraído, peso de despegue de 659.366 libras, altitud por presión de 8.500 pies, Temperatura de Atmósfera Estándar Internacional (ISA) + 11,8° C, paquetes de aire acondicionado apagados y el anti hielo de los motores apagado.

El rendimiento de ascenso esperado del avión a toda la potencia rateada de despegue y V2 (162 nudos) en un viraje de 15° de banqueo era de unos 1.800 pies/min con todos los motores operando, unos 800 pies/min con un motor inoperativo y una rata ligeramente negativa (-35 pies/min) con dos motores inoperativos para un centro de gravedad CG delantero. Con dos motores inoperativos y las condiciones del vuelo accidentado, al cambiar el centro de gravedad de completamente adelante a una posición al medio (22.6%) mejoró el rendimiento de ascenso en aproximadamente 100 pies/min para velocidades entre V2 y V2-7 y ángulos de banqueo entre 0° y 15°.

Para las condiciones del vuelo accidentado, se esperaba que un B747-200F con motores P&W JT9D-7Q (llamado también avión nominal) ajustados a un EPR de despegue de 1,727 mantuviese la altitud (rata de ascenso de +65 pies/min) en un viraje de 15° de banqueo con dos motores inoperativos, asumiendo que el avión era capaz de mantener V2. A medida que la velocidad disminuye de V2 a V2-7 para la configuración dada de los motores, el ángulo de banqueo y ubicación del centro de gravedad, el rendimiento de ascenso disminuye en cerca de 100 pies/min⁴. De la misma manera, a medida que el ángulo de banqueo aumenta de 0° a 15° para la configuración conocida, el rendimiento disminuye en 100 pies/min.

⁴ El rendimiento de ascenso con todos los motores operando y con un motor inoperativo disminuye cerca de 150 pies/min a medida que la velocidad disminuye de V2 a V2-7.



Para las condiciones del vuelo accidentado con dos motores inoperativos, al incrementar el EPR de los motores desde 1.727 (máximo empuje rateado de despegue) hasta el valor observado en el FDR de 1,77 (ó 1,81) se esperaría que mejorara el rendimiento de ascenso en aproximadamente 75 pies/min (ó 125 pies/min) para las velocidades entre V2 y V2-7 y ángulos de banqueo entre 0° y 15°, asumiendo que los motores entregaban rendimiento nominal de sobrepotencia (p.e. sin degradación de empuje debido a velocidad de rotores, temperatura o excedencias de tiempo).

Se calcularon datos adicionales de rendimiento de ascenso en el LSPS basados en 4 muestras de velocidad y EPR promedio obtenidos del FDR para ilustrar los efectos de la penalización de reducir la velocidad por debajo de V2 y EPR por debajo de la potencia máxima de despegue. Los resultados mostraron que el avión nominal en las condiciones del accidente perdería cerca de 250 pies/min de capacidad de ascenso con dos motores inoperativos en un banqueo de 15° si la velocidad disminuyera de V2 a V2-10 y el EPR fuera reducido en un 5% (de 1,727 a 1,641).

Engine Configuration/ Airspeed	Airspeed (knots)	Calculated Rate of Climb (ft/min)		EPR	CG Location
		0° Bank Angle	15° Bank Angle		
1 engine inoperative; remaining engines at or below full-rated takeoff thrust	155.0	817	698	1.727*	Forward
	150.8	594	472	1.656	
2 engines inoperative; remaining engines at or below full-rated takeoff thrust	162.0	175	65	1.727*	Mid (22.6%)
	155.0	70	-44	1.727*	
	156.6	41	-66	1.696	
	152.2	-93	-205	1.641	
	151.2	-105	-218	1.639	

Rata de ascenso calculada por el LSPS (pies/min) para el B747-200F, potencia neta mínima certificada de despegue con motores P&W JT9D-7Q; flaps 10°, tren de aterrizaje retractado; peso de despegue de 659.366 lb.; altitud de presión 8.400 pies; temperatura ISA +11.8°C; paquetes del aire acondicionado apagados y anti-hielo de los motores apagado.

Una revisión de los datos del FDR del accidente indicó que el N714CK estaba descendiendo con dos motores inoperativos a una rata de 400 pies/min durante el último minuto del vuelo. Los datos de rata de ascenso del N714CK (basados en altitud de presión del FDR) fueron comparados con los datos del LSPS para los motores remanentes a o por debajo de la máxima potencia de despegue. Los resultados con EPR y velocidad reducidos del LSPS con 15° de banqueo en la tabla 3 tienen en cuenta la mitad de la rata final del descenso observada (200 pies/min) de los 400 pies/min del N714CK.



1.18.1.2. Simulación de Base

El modelo integrado de simulación de Boeing -PSIM⁵- para el B747-200F con motores PW JT9D-7Q (al promedio de la potencia) fue utilizado en un ambiente de escritorio para emparejar un subconjunto de datos disponibles de los FDR del N714CK y el N715CK. Los ingenieros de Boeing actualizaron el modelo de resistencia de los motores girando en molinete con datos provistos por P&W.

Cada escenario de simulación de ingeniería de PSIM comienza en tierra con una corrida de motor (al comienzo de la carrera de despegue). El escenario fue inicializado basado en los datos aplicables del FDR y la tarjeta de despegue. Un conjunto de estrategias de control matemático (llamado también piloto matemático) fue aplicado a cada escenario para minimizar el error entre los parámetros meta del FDR y los valores de simulación en cada paso. El acelerador fue ajustado para coincidir con el EPR de los motores 1 a 4 respectivamente. La columna de control, la cabrilla y el timón fueron utilizados para coincidir con el encabritamiento, la actitud, el ángulo de inclinación y el rumbo respectivamente. Los datos del FDR del estabilizador fueron corridos en la simulación como una función del tiempo con una variación constante (compensado).

Para los escenarios del vuelo accidentado, los motores 1 y 4 fueron modelados girando en molinete luego de sus respectivas fallas. La secuencia de retracción del tren de aterrizaje fue definida por el análisis de espectrograma de sonidos del CVR y los datos de los vuelos de pruebas de la operación del sistema de tren de aterrizaje (la falla del motor No. 4 afecta la secuencia de retracción del tren de aterrizaje principal de los planos). El tiempo de iniciación y la rata de descarga de combustible fueron definidas del CVR y de los datos del sistema de descarga de la aeronave. Es de notar que la simulación es limitada en relación a los aceleradores durante el tiempo de la sobrecarga de los motores lo que resulta en unos valores de EPR (y empuje) algo más bajos que el EPR a alcanzar. Desde la perspectiva del rendimiento de ascenso, esta simulación es conservadora.

⁵ La Simulación Paralela de Boeing PSIM es una herramienta de ingeniería que soporta simulaciones de escritorio y de piloto incluido para las necesidades de los productos comerciales. El PSIM consiste en una simulación de seis grados de libertad, no lineal, con modelos matemáticos para la aerodinámica del avión, propulsión, controles de vuelo, tren de aterrizaje y componentes de vuelo automático. Los modelos de simulación son actualizados y validados con datos de los vuelos de prueba son usados en los simuladores de entrenamiento de las tripulaciones.



Case	Location	Airplane	Description	Comments	Attachment 4 Figure(s)
1	BOG	N714CK	Baseline; Full-rated takeoff thrust	Simulation airplane performance exceeds FDR data in-air; High quality lateral-directional match	E-1 to E-4
2	BOG	N714CK	No fuel dumping (constant weight); Full-rated takeoff thrust	Simulation airplane performance exceeds FDR data in-air; Additional 60 feet altitude loss relative to case 1	E-5; E-6
3*	MIA	N714CK	Baseline; Full-rated takeoff thrust	Simulation airplane lacks energy (airspeed and/or altitude) relative to FDR data both on-ground and in-air; Simulation is throttle-limited	F-1; F-2
4*	VCP	N714CK	Baseline; De-rated takeoff thrust	Simulation airplane lacks energy on-ground relative to FDR data, but exceeds FDR performance in-air	G-1; G-2
5	BOG	N715CK	Engine failure; Validation case for the same airframe, engine, operator, and airport	High quality match between the simulation and the FDR data both on-ground and in-air; Useful validation case for the B747-200F with P&W JT9D-7Q engines	H-1; H-2

Escenarios de simulación de ingeniería de PSIM para el N714CK

El modelo PSIM fue subsecuentemente utilizado para cuantificar el incremento necesario en la simulación para coincidir con los datos del FDR accidentado en términos de 1) resistencia aerodinámica incrementada, 2) sustentación aerodinámica disminuida, 3) empuje de los motores disminuido y 4) incremento en peso de la aeronave. Los resultados de peso incremental (valores distintos de cero, en el aire solamente) significan que el peso no se puede añadir. Los valores incrementales requeridos para minimizar la discrepancia en el rendimiento entre la simulación y el N714CK se resumen en la tabla a continuación:

Simulation Increment	Calculated Value (Inserted at Rotation and Held Constant for the In-Air Flight Segment)			Reference Data Source	Attachment 4 Figure(s)
	Calculated Value	Reference Value	Reference Value Description		
ΔC_D (delta drag coefficient)	+0.011*	+0.02	Drag coefficient increment due to landing gear deployed	Boeing engineering	E-7; E-8
ΔC_L (delta lift coefficient)	-0.075*	-0.085	Lift coefficient increment due to a single left and right inboard spoiler both deflected to 45°	Boeing engineering	E-9; E-10
$\Delta \text{Thrust (\%)}$	-6%*	±1 to 2%	The maximum possible change to the nominal EPR/ thrust relationship	Pratt & Whitney engineering	E-11; E-12
$\Delta \text{Weight (pounds)}$	+0†	±6,600	A ±1% weight change relative to the takeoff card value	Boeing PSIM takeoff ground roll simulation	E-13 to E-16
$\Delta \text{Weight (pounds)}$	+29,500*			Boeing PSIM in-air simulation	

*Calculated increment significantly exceeds the PSIM simulation measurement uncertainty.

†The weight increment calculation based on the PSIM takeoff ground roll simulation is described in Section 3.4.

Incrementos requeridos en la simulación para alcanzar los datos del FDR del N714CK



La resistencia aerodinámica calculada (drag) requerida para igualar la senda de vuelo y el estado de energía del avión accidentado fue subsecuentemente usada para determinar si el avión, tal como estaba configurado, tenía suficiente capacidad de rendimiento para establecer y mantener V2 con un motor inoperativo. Los resultados de la simulación mostraron que el N714CK, tal como estaba configurado para igualar el perfil del vuelo (con un motor inoperativo, tres motores en empuje de despegue y un incremento de la resistencia aerodinámica equivalente a una degradación del rendimiento de ascenso de cerca de 200 pies/min) era capaz de mantener V2 a una rata de ascenso estable de aproximadamente 750 pies/min.

1.18.1.3. Estudio del peso de despegue

Se llevó a cabo un estudio del peso para el N714CK saliendo de MIA, VCP y BOG para estimar el peso de la aeronave durante la carrera de despegue para velocidades entre los 50 y los 130 nudos. Las ecuaciones de movimiento para éste método fueron definidas usando unos principios para acercarse a la suma de fuerzas y momentos. El empuje mínimo neto certificado fue obtenido de una tabla para cada motor como una función de los datos de EPR, velocidad, altitud por presión y temperatura del FDR. La velocidad de tierra del avión fue estimada de la velocidad real calculada y los vientos reportados. Las tendencias de aceleración requeridas para alcanzar la velocidad de tierra de referencia (asumiendo un ángulo de derrape de cero) fueron calculadas usando un método iterativo. Se aplicó una tendencia constante de $+0,22^\circ$ a los datos de encabritamiento del FDR (debido a la baja resolución de los datos del registrador). Los siguientes supuestos se aplicaron durante cada carrera de despegue:

- Altitud por presión y temperatura constantes.
- El avión en el centro de la pista
- Los coeficientes de resistencia y sustentación aerodinámica pudieron ser definidos basándose en flaps 10° el tren abajo y los spoilers retractados.
- El coeficiente de fricción de rodamiento fue 0,018 (consistente con los datos del AFM)
- Cada motor produciendo el empuje neto mínimo certificado como una función de EPR, velocidad, altitud por presión y temperatura.

El peso de despegue estimado para cada salida del N714CK fue consistente con los respectivos datos en la tarjeta de despegue (dentro del $\pm 3\%$ de incertidumbre). Los resultados de esta estimación de los pesos de despegue se resumen en la tabla a continuación:



Location	Runway	Press. Altitude (feet)	Temp. (°C / °F)	Takeoff Card Weight (pounds)	Takeoff Weight Estimate (pounds)	% Diff.
MIA	09	-136	29 / 84.2	796,068	775,600	-2.6
VCP	15	1,914	21 / 69.8	585,772	576,900	-1.5
BOG	31R	8,000	11 / 51.8	659,366	665,100	+0.9

Pesos de despegue calculados (basados en datos del FDR durante la carrera de despegue y el empuje neto mínimo certificado del motor P&W JT9D-7Q)

Separadamente, los ingenieros de Boeing usaron el PSIM para construir una serie de curvas de velocidad en el tiempo como función del peso asumido de despegue (usando incrementos de 5.000 lb.) para el vuelo accidentado. En cada ocasión, el avión simulado fue inicializado con condiciones idénticas de vuelo y las ecuaciones de movimiento fueron integradas adelante en el tiempo para el segmento de la carrera de despegue. Los resultados indicaron que la velocidad calculada para la salida de BOG con un peso de 659.366 lb era consistente con los datos del FDR durante la carrera de despegue.

1.18.1.4. Información Pertinente

EXTRACTO: CAPACIDAD DE SOBREPOTENCIA

La información vigente en el manual de entrenamiento de los tripulantes de vuelo del Boeing al momento del accidente mencionaba, en parte:

"El avión 747 con motores JT9D instalados tiene una capacidad significativa de sobrepotencia la cual posiblemente podría ser usada como una ventaja en situaciones de emergencia. Esta capacidad de sobrepotencia debería ser considerada únicamente cuando todas las otras acciones disponibles han sido tomadas y el contacto con el suelo es inminente. Las condiciones de emergencia que podrían justificar esta acción son: falla múltiple de motores o cizalladura del viento inmediatamente después del despegue o antes de aterrizar.

Se asume que en otra situación de emergencia, el llevar las palancas de empuje totalmente hacia adelante "firewalling" también debería ser considerado.

Mientras que esta condición podría resultar en un EGT de hasta 35°C sobre la línea roja, se cree que la mayoría de los motores sobreviven más allá de 5 minutos en esta condición debido a que el motor fue ensayado a 75°F (41,7°C) sobre la línea roja por 30 minutos durante las pruebas de certificación de la FAA. La sobrepotencia está en el orden del 15% de empuje y debería estar disponible a 1 ó 2 segundos después de avanzar la palanca de empuje.



EXTRACTO: PROCEDIMIENTO DE FALLA DE MOTOR DESPUÉS DE V1

El manual de operación del Boeing 747 menciona, en parte:

"Piloto Volando:

Vuele el avión, Mantenga control direccional.

Luego de la rata de ascenso positivo, llame "TREN ARRIBA"

Ascienda a V2; limite el ángulo de inclinación a 15 grados con velocidades por debajo de V2+10.

Piloto no Volando:

Llame o verifique FUEGO DE MOTOR o FALLA DE MOTOR y el número del motor.

Al VR, llame: "ROTACIÓN"

Posicione la palanca del tren en ARRIBA, verifique por indicaciones normales. Posicione la palanca del tren en APAGADO luego de que las luces se extingan.

Ingeniero de Vuelo:

Llame o verifique FUEGO DE MOTOR o FALLA DE MOTOR y el número del motor.

Escanee el panel del Ingeniero de Vuelo por indicaciones anormales.

EXTRACTO: PROCEDIMIENTO ESPECIAL DE KALITTA AIR CON FALLA DE MOTOR EN BOGOTÁ, COLOMBIA:

Para despegues por la pista 31R:

Comience un viraje derecho ascendente de 15° de inclinación hacia el marcador DR LMM hacia un rumbo magnético de 322 grados. A 2,5 millas del VOR BOG, vire izquierda, directo a DR LMM.

EXTRACTO: TARJETA DE DESPEGUE, N714CK, VUELO ACCIDENTADO:

Pista: 31R

Peso Bruto de Despegue: 659.366 libras.

Altitud por presión: 8.001 pies.

Viento: 040 grados con 4 nudos.

Flaps: 10 grados.

V1: 134 nudos.

V2: 152 nudos.

VR: 162 nudos.



Ángulo de subida con 3 motores: 14 grados.

Altitud para nivelar (MSL): 9.160 pies.

EPR máximo: 1.727

EPR máximo de subida: 1.433

EPR de motor y al aire: 1.679

Flaps a 5°: 202 nudos.

Descarga de combustible: 7 minutos.

1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

No aplicable.





2. ANÁLISIS

2.1 Operaciones de vuelo

La evidencia del FDR y del CVR del N714CK indica que la aeronave accidentada aceleró en la pista desde un punto estático hasta los 80 nudos de velocidad, a través de V_1 (la velocidad de decisión de despegue) hasta aproximadamente V_2 (velocidad segura de despegue) con todos los motores operando. Los ajustes de EPR registrados variaron entre 1.69 y 1.72. La aeronave comenzó a rotar hacia la actitud de despegue cerca de la velocidad de rotación menos 7 nudos o V_R-7 , pero había rotado a menos de 2° de inclinación longitudinal de nariz arriba (ANU) al alcanzar V_R (velocidad de rotación). Las velocidades V_1 , V_R y V_2 a ser alcanzadas fueron comparadas con la velocidad registrada en el FDR.

Llamada de velocidad	Objetivo de velocidad (Nudos)	Velocidad del FDR (Nudos)	Diferencia de Velocidad (Nudos)	Comentarios
V_1	134	132	-2	V_1 alcanzado menos de 1 segundo más tarde
V_R	152	145	-7	En velocidad objetivo V_R , la actitud era menor de 2°
V_2	162	161	-1	V_2 alcanzada menos de 1 segundo más tarde

Velocidades de despegue a ser alcanzadas Vs. datos del FDR y CVR del N714CK

A medida que la velocidad pasó de V_2 (162 nudos) y el ángulo de inclinación longitudinal excedió los 13° ANU, el valor de EPR del motor No. 4 descendió de su valor inicial de despegue a un valor sostenido cerca de 1.0 durante un periodo de 2 a 3 segundos. En éste lapso de tiempo el micrófono de área de la cabina de mando registró el sonido de cuatro sobrecargas de motor. En los siguientes 15 segundos, la actitud del avión incrementó hasta 17° ANU antes de variar entre 14° y 16° ANU⁶; la velocidad disminuyó desde 165 nudos, hacia atrás de la V_2 de 162 nudos, hasta los 155 nudos (V_2-7). La altitud se incrementó, el ángulo de banqueo varió entre $\pm 3^\circ$ y el rumbo magnético varió $\pm 5^\circ$ alrededor del rumbo de pista. Deflexiones sostenidas del timón de dirección hacia la izquierda de unos 20° fueron registradas luego del descenso del EPR del motor No.4.

⁶ El procedimiento de "Despegue - Falla de Motor después de V_1 " ordena al piloto que apunte a un ángulo inicial de subida - en éste caso de 14 grados. Luego, a medida que el avión se aproxima a ese ángulo de subida, ajustar el cabeceo como sea necesario para mantener V_2 .



Durante los siguientes 5 segundos, la velocidad continuó disminuyendo hacia los 150 nudos y comenzó un banqueo del ala derecha (RWD). A medida que los ángulos de inclinación longitudinal y de banqueo alcanzaron 16° ANU y 10° RWD respectivamente, el CVR registró el sonido del "stick shaker"⁷. Dentro de los dos segundos siguientes, la actitud de la aeronave bajó a 11°. La velocidad incrementó hasta los 156 nudos en los ocho segundos siguientes y la altitud comenzó a disminuir⁸. El CVR registró un segundo sonido de stick shaker cuando la actitud de la aeronave incrementó hasta los 13.5°. En los dos segundos siguientes los valores registrados de EPR para los motores 1, 2 y 3 incrementaron un 0.08 en promedio (referido subsecuentemente como la "sobrepotencia" de los motores - overboost).

En los siguientes 5 segundos, el CVR registró cuatro advertencias de hundimiento "don't sink" del Sistema de Proximidad del Terreno GPWS. La velocidad se incrementó hasta el V2 y la altitud incrementó 100 pies desde los 12 segundos luego de la aplicación de sobrepotencia. Durante éste tiempo, la actitud varió entre los 12° y los 15° y el ángulo de banqueo se aproximó a planos a nivel. Ocho segundos más tarde (20 segundos luego de la aplicación de sobrepotencia) el EPR del motor No. 1 disminuyó de 1.75 a un valor sostenido de 1.0 durante un periodo de 2 a 3 segundos. Durante éste periodo, el micrófono de área de la cabina de mando capturó los sonidos de tres sobrecargas de motor rápidas. La deflexión de 20° del timón de dirección fue removida, con la superficie de control regresando a su posición neutral.

Los valores remanentes de EPR de los motores 2 y 3 disminuyeron subsecuentemente hacia sus respectivos valores antes de la sobrepotencia, el banqueo incrementó de planos a nivel a un ángulo entre 11° y 15° de inclinación del ala izquierda (LWD), el rumbo magnético disminuyó de forma estable, la velocidad disminuyó y se estabilizó en 158 nudos y la altitud comenzó a disminuir. Posteriormente el CVR registró a la tripulación declarando la emergencia y confirmando que se estaba efectuando el vaciado del combustible (fuel dumping). El FDR indicó que el motor No. 2 posteriormente experimentó cinco ciclos de caída y recuperación del EPR, cada uno de 2 a 3 segundos de duración y coincidentes con picos de actitud de la aeronave a los 85, 33, 15, 8 y 3 segundos antes del impacto contra el terreno. La velocidad y la actitud disminuyeron generalmente luego de la primera caída / recuperación de EPR del motor No.2. Durante los siguientes 85 segundos, el CVR registró múltiples sonidos del stick shaker, de sobrecargas de motor y advertencias de hundimiento, configuración de la aeronave y proximidad del terreno del sistema GPWS antes del impacto contra el suelo.

⁷ El Stick Shaker es un dispositivo que alerta al piloto de que se está aproximando a una pérdida de sustentación haciendo vibrar la columna de control.

⁸ Los valores registrados de EPR para los motores 1, 2 y 3 se incrementaron en cerca de 0.03 durante este periodo.



2.2 Aeronave

2.2.1 Mantenimiento de aeronave

Motor N° 4 S/N P702443

Se determinó que el HPC y el HPT y el estado de los componentes eran típicos de un motor en servicio con tiempos similares y se consideró normal. Del mismo modo, el sistema de aire sangrado no reveló evidencia de un mal funcionamiento antes del impacto.

No hay evidencia de un deterioro significativo durante los últimos 202 ciclos de operación desde la prueba de motor en enero de 2008 (febrero de 2008 instalado en el avión). Una revisión de los registros de mantenimiento del motor mostró que al entrar al taller en enero de 2008, el módulo de HPT fue reparado. Sin embargo, los cambios en los parámetros son inconsistentes con la instalación de un HPT recién reparado por que tanto el EGT como el FF deberían estar más bajos y el N2 más alto.

No se encontraron razones que explicaran que dichas inconsistencias fuesen causadas por acciones correctivas que hubiesen sido ejecutadas en el motor, pero lo anterior indica una pérdida de eficiencia del HPT. Esta pérdida de eficiencia del HPT sería la causa de que la línea operativa del LPC se moviera hacia arriba, reduciendo el margen disponible de sobrecarga del LPC. Lo anterior, concomitantemente con algunas condiciones de los álabes del Fan pudo haber contribuido a la sobrecarga del motor No. 4.

De acuerdo con el fabricante de los motores, la sobrecarga no recuperable del motor fue probablemente causada por la sobrecarga momentánea del LPC y una combinación de deterioro de los rotores de alta velocidad, puntas de los álabes del Fan desgastados, demasiado espacio de holgura de las puntas de los álabes del Fan y la longitud de la cuerda de los álabes del Fan fuera de los límites del manual.

Se identificaron múltiples discrepancias entre los registros de mantenimiento del operador, el manual del fabricante del motor y el manual de mantenimiento del fabricante del avión. De acuerdo con los representantes del fabricante del motor, algunas de esas discrepancias provocaron condiciones en el motor que llevaron a la sobrecarga de presión y la subsiguiente pérdida de empuje. El espacio de holgura de los álabes del Fan, la longitud de la cuerda de los álabes y el perfil del borde de ataque de los álabes influenciaron la estabilidad del motor y su operatividad.

El fabricante estimó que al momento del accidente, el motor No.4 tenía una pérdida neta de empuje de unos -0.7% comparado con un motor con los álabes del Fan dentro de límites y una pérdida del margen de sobrecarga de presión del LPC de -5.8% (la línea operativa del LPC se movió hacia la línea de sobrecarga).



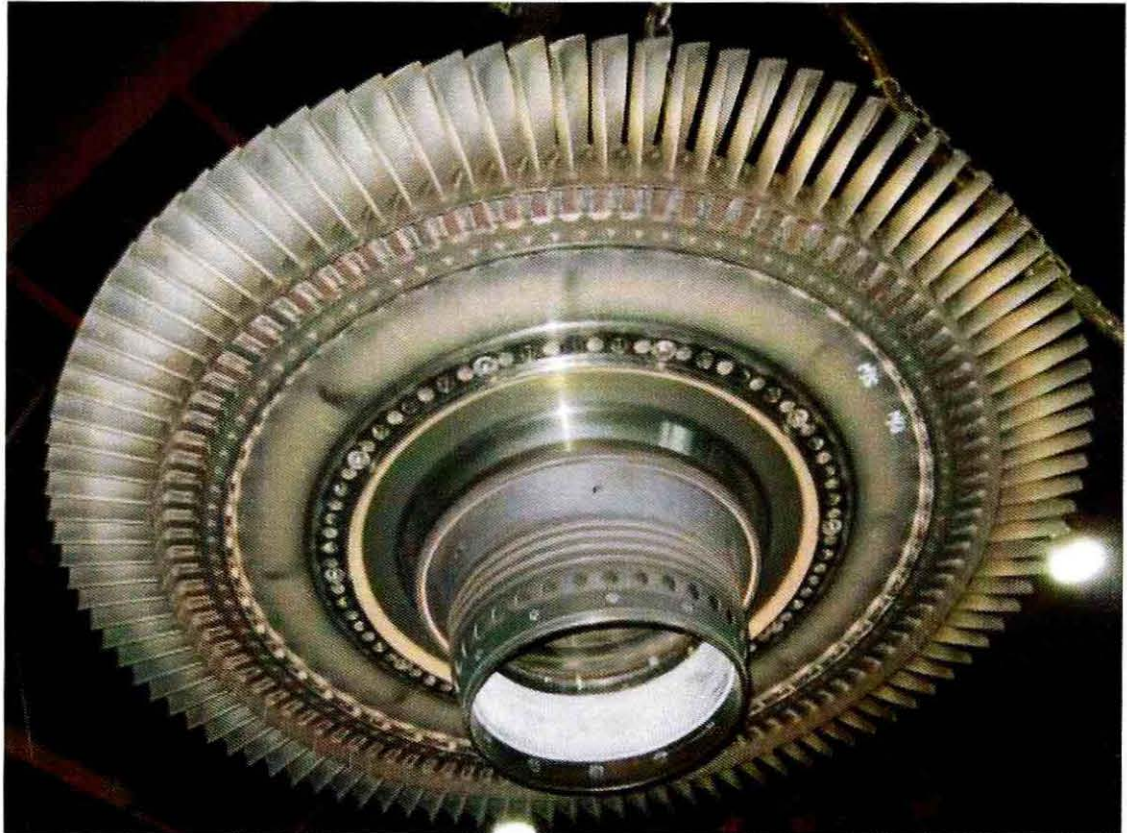
El deterioro del motor contribuyó a la pérdida del margen de la sobrecarga. Los efectos de la altitud no pueden ser descartados como un posible factor contribuyente. Los factores ambientales como el aeropuerto de despegue con alta elevación (8.360 pies) tienden a reducir los márgenes de sobrecarga del LPC y el HPC. A pesar que la alta elevación del aeropuerto es una condición desafiante, estos efectos están incluidos en el diseño del motor. El deterioro del motor, agravado por un margen de sobrecarga disminuido en altura, hace el motor más susceptible a ésta.

De las pruebas y ensayos efectuados al motor del N715CK se dedujo que el motor podía operar normalmente con las guías y el sangrado ligeramente fuera de ajustes para la mayoría de las condiciones y que si el motor estaba debidamente afinado le daría un mayor margen de pérdida y estabilidad.

Debido a los daños del motor No.4 no fue posible evaluar si el motor estaba o no fuera de alineación o ajustes. Sin embargo, de haber estado fuera de ajustes, el margen de sobrecarga debería haber estado más bajo en relación con la erosión de los álabes del Fan; el deterioro de la sección de alta velocidad y los efectos de la altitud deberían haber creado una situación donde el motor fuera más susceptible a entrar en pérdida.

No se encontraron inspecciones en los manuales del motor o del avión en los que se trabajara con los álabes del Fan aún acoplados en el motor. En cambio, la condición de los álabes del Fan aún acoplados se verifica a través de inspecciones por tiempo cumplido e intervalos de reparación para el módulo como sea necesario para mantener la integridad estructural y los intervalos de retención de rendimiento recomendados. Los álabes del Fan deberían inspeccionarse por daños cada 600 horas y reparados totalmente cada 2.000 a 3.000 ciclos con un máximo de 5.000 ciclos.

La pérdida de empuje del motor no fue causado por falla mecánica del motor o del combustible pero lo más probable fue causada por una sobrecarga no recuperable.

*HPT Motor 4***MOTOR No.1 N/S P702416**

El motor experimentó una falla del LPT (Turbina de baja presión) la cual resultó en piezas del LPT expelidas hacia el exterior de motor a través de los gases de escape del motor.

El examen metalográfico de todas las piezas de la senda de gases -excepto las guías de la primera etapa- mostró que las partes alcanzaron su temperatura de fusión. El daño termal y la pérdida de material encontrado en el HPT pudieron ser suficientes para causar los daños hacia atrás. Los daños subsiguientes en cascada debieron iniciarse atrás de las piezas del HPT, probablemente en la tercera etapa del LPT. No se detectaron anomalías relacionadas con el sistema de combustible que hubiesen causado el daño termal en el LPT. El análisis del control del combustible no reveló fallas operacionales, el eje impulsor estaba intacto y libre al girar, el filtro de flujo estaba libre de contaminantes o polvo dorado.



El daño termal observado en el HPT comenzó en los álabes de la primera etapa y el BOAS. No se observó daño similar en las guías de la turbina localizadas adelante de ellos. Típicamente, el daño termal se observa más cerca de la fuente que lo produce, el cual en este caso pudo haber sido las guías de la primera etapa del HPT con el daño disminuyendo progresivamente a medida que se avanzaba hacia atrás en el motor. En algunos casos, el daño puede ser peor hacia atrás cuando se pasa de etapas con enfriamiento interno a aquellas que no lo tienen. Sin embargo, en este caso ambas guías estatoras y álabes se refrigeran internamente lo que no podría ser un factor. No se encontró una explicación obvia o experiencia previa en este tipo de motores que apuntara al daño termal observado en los álabes o las guías de la primera etapa del HPT.

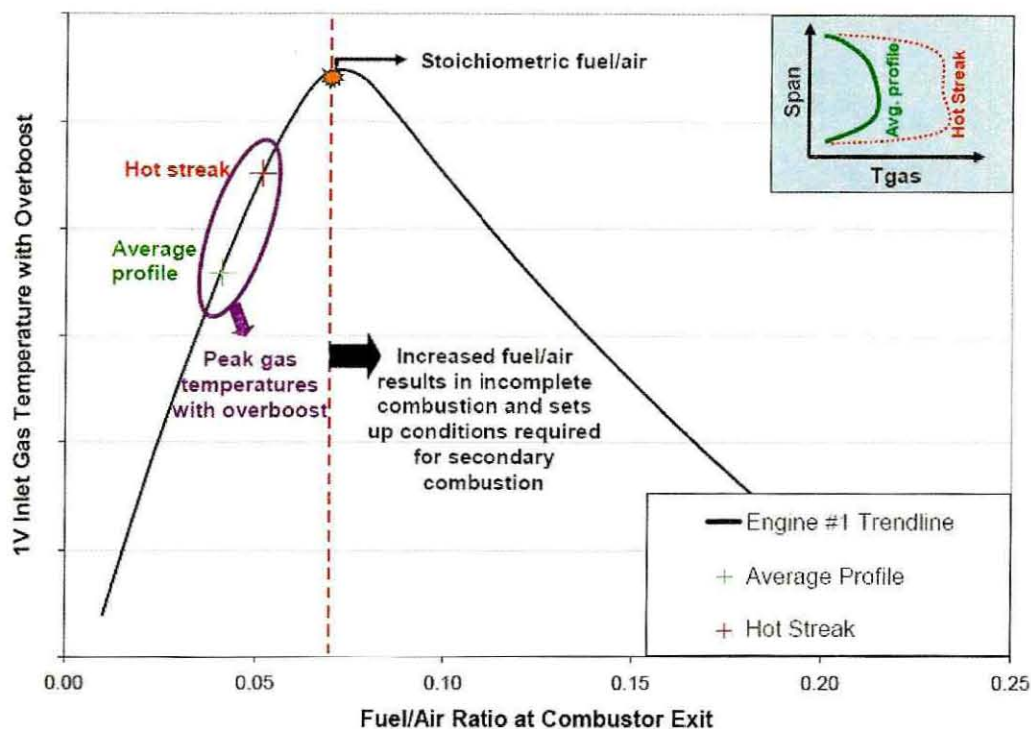
Una revisión de documentos científicos de investigación indica que bajo ciertas condiciones como temperaturas totales más altas, un incremento del radio de aire-combustible o combustible no quemado de la cámara de combustión pueden resultar en el fenómeno de combustión secundaria hacia atrás del combustor alimentado por el aire que se usa para el enfriamiento de los componentes del HPT. Se consultó al fabricante del motor para que revisara la literatura y determinara si las condiciones citadas en los varios documentos científicos podrían alcanzarse en el JT9D-7Q y si era posible una combustión secundaria.

De acuerdo con el fabricante, para iniciar un evento de combustión secundaria se requieren dos factores: el radio de aire combustible alcanza combustión estequiométrica⁹ o hay un tiempo de residencia en el combustor. La cuestión con éste escenario es que los dos mayores contribuyentes a la combustión secundaria no existen en un motor JT9D-7Q funcionando apropiadamente. Esto incluye la condición normal de sobrepotencia que ocurrió en éste evento.

La figura a continuación muestra la diferencia entre las temperaturas de gas estimadas en la entrada de la turbina de alta potencia HPT durante la sobrepotencia normal y las condiciones requeridas para soportar una combustión secundaria.

⁹ La combustión estequiométrica es el proceso de combustión ideal durante el cual el combustible se quema completamente, y lo que resulta es agua y dióxido de carbono. La proporción del combustible y del aire que resulta en combustión completa se conoce como el radio estequiométrico. Para la mayoría de los combustibles de hidrocarburos, existe una pequeña cantidad de sulfuro que se oxida para formar dióxido de sulfuro (SO₂)





Condiciones de la senda de gases durante la sobrepotencia y condiciones requeridas para soportar la combustión secundaria

De acuerdo con el FDR, los niveles de FF y de EPR para todos los cuatro motores estuvieron normales y estables a lo largo de la carrera de despegue. Inclusive luego de la falla del motor No. 4, los niveles y ratas para los tres motores operativos remanentes permanecieron estables y los motores operaron normalmente hasta que la sobrepotencia fue aplicada. Con la aplicación de la sobrepotencia, los tres motores restantes experimentaron un incremento similar en FF y EPR sin picos o discrepancias en el flujo de combustible antes de la falla del motor No. 1.

El motor No. 1 falló alrededor de 20 segundos posterior a la aplicación de la sobrepotencia con el FF cayendo rápidamente hacia un nivel por debajo de mínimas en 6 segundos, ligeramente más rápido que lo ocurrido con el motor No. 4. Sin embargo, tal como ocurrió con el motor No. 4, el FF nunca llegó a cero. Los valores de FF grabados en el FDR estaban dentro del rango con el núcleo del motor girando en molinete, consecuencia del Fan siendo movido por el aire de impacto. Basado en las velocidades del Fan girando en molinete para la altitud y velocidad del vuelo accidentado, la bomba de combustible pudo ser capaz de entregar valores de FF consistentes con lo que quedó registrado.



No existe evidencia de un deterioro significativo durante 202 ciclos de operación desde las pruebas de motor en enero de 2008 hasta el evento (sin cambios significativos en los deltas de EGT, FF o N1 basado en el EHM). Únicamente se notó un pequeño cambio en el N2. La cantidad de daño térmico observado en el HTP durante la inspección tendría un impacto significativo en el rendimiento del motor y podría haber sido visto como un cambio notable en los datos del sistema EHM, especialmente un incremento de EGT. Los datos del EHM soportan la conclusión que no ocurrió un deterioro significativo de la sección caliente en los 202 ciclos antes del accidente y sugiere que el daño ocurrió inmediatamente antes de la falla del LPT, lo más probable durante la aplicación de la sobrepotencia.

La revisión de los registros de mantenimiento mostró que el módulo de HPT fue reemplazado en la visita al taller en enero de 2008. Típicamente un HPT reparado causaría un descenso en el EGT debido a que la mayoría de las causas del incremento del EGT proceden del deterioro del rotor de alta presión, bien sea en el HPC o el HPT. Luego que se reemplazó el HPT en enero de 2008, el EHM no mostró cambios en el EGT, el FF incrementó ligeramente y el N2 bajó ligeramente. Estos cambios en los parámetros son inconsistentes con la instalación de un HTP recién reparado por que el EGT y el FF han debido bajar y el N2 subir. No se identificaron causas que identificaran el por qué de estas inconsistencias. Se desconoce hasta que nivel lo anterior contribuyó al daño térmico en el motor No. 1 durante el evento, el cual pudo ser por la combustión secundaria, pero no es un indicativo que algo inusual ocurrió en el motor luego de la instalación de un HPT recién reparado; situación que permanece sin explicación.

Con base en las medidas de los álabes del Fan, el fabricante estimó que la pérdida de eficiencia (del Fan) fue de aproximadamente -1.29% y la pérdida de capacidad de flujo fue de -0.81% (-0.8% de pérdida de la eficiencia del Fan y -1.27% de pérdida de flujo debido a erosión de los álabes únicamente). Usando un estimativo del deterioro modular, basado en los resultados del último ensayo AMM Test del 12 de abril de 2008, el fabricante estimó que al momento del accidente el motor No.1 tenía una pérdida neta de empuje de -0.7% comparado con un motor con álabes del Fan dentro de los límites del manual y una reducción del margen de sobrecarga del LPC de -3.7% (la línea operativa del LPC se desplazó hacia arriba en dirección a la línea de pérdida).

El motor No. 1 operó normalmente durante la carrera del despegue y falló luego de la aplicación de sobrepotencia (overboost) en el ascenso inicial. La inspección de los componentes del módulo del Fan sugirió una pérdida de rendimiento del motor.

El daño termal extensivo de la turbina ocurrió probablemente durante el vuelo del accidente luego de que se comandó la sobrepotencia. La causa de la sobre temperatura que condujo al daño extenso de la sección caliente del motor no pudo ser determinada; sin embargo, la falta de daño termal en la cámara de combustión y las guías estatoras de la primera etapa del HPT elimina esencialmente cualquier fallo de las boquillas de combustible; es probable que la combustión secundaria pudiese haber contribuido al daño percibido.



El daño termal observado en el HTP y el LPT indican que las temperaturas de la senda de gases estaban a o por encima del punto de fusión de las partes; sin embargo, no se encontraron anomalías con el sistema de combustible o del flujo de aire que pudieran identificar la causa de las temperaturas tan elevadas.

La causa probable de la falla del LPT fue la pérdida del racimo de guías de la tercera etapa o el desprendimiento de una pieza del sello de aire externo en la misma etapa debido a sobre temperatura. Lo anterior, golpeó los álabes de la tercera etapa del LPT causando que se fracturaran y estos a su vez provocaron el daño hacia atrás en el motor.



Estado de los álabes Motor 1

MOTOR No.2 N/S P702317

Basándose en la condición de los motores 2 y 3, y los estimativos de rendimiento, surgió la teoría de que la nomenclatura del FDR estaba invertida para esos motores. Se efectuaron entonces



varios intentos para correlacionar los datos del FDR con la evidencia física pero el resultado fue contradictorio. La inspección del motor No. 3 no mostró evidencia de fallas internas o daño termal y se veía en buena condición mientras que en la inspección del motor No. 2 reveló daño termal a través del HPT. Se examinó el cableado para determinar si éste había sido instalado incorrectamente pero no se encontró evidencia alguna. Se evaluaron los datos del FDR de vuelos anteriores buscando la secuencia de encendidos y apagadas de los motores para aclarar el asunto pero no fue concluyente. Las sobrecargas de motor fueron confirmadas durante los últimos 50 segundos de vuelo por medio de un espectrograma de sonidos; sin embargo, no fue posible aislar un motor en particular. La revisión de las declaraciones de la tripulación indicó que varios de los ocupantes mencionaron que las sobrecargas ocurrieron en el motor No. 2 y no en el motor No. 3.

Con base en lo anterior, el grupo de investigación concluyó que en realidad los datos del FDR estaban marcados de forma revertida para los motores No.2 y No.3.

Las fluctuaciones del empuje experimentadas por el motor No. 2 pudieron deberse a una combinación de daños del HPT, actitud del avión, erosión del borde de ataque de los álabes del Fan y longitudes de la cuerda de los álabes por debajo de los límites del manual.

El daño observado en el HPT, a pesar de no mostrar un cambio significativo de los datos del EHM, tendría un efecto en la estabilidad del motor reduciendo el margen de pérdida del LPC. Una revisión de los datos del FDR mostró 5 fluctuaciones de EPR (caída rápida y recuperación) en los 86 segundos finales del vuelo con 4 fluctuaciones en los últimos 15 segundos. La rápida caída y recuperación (cada excursión se recuperó dentro de los 6 segundos siguientes) del EPR fue consistente con una sobrecarga recuperable del motor.

Comparando la actitud de inclinación de la aeronave con las caídas de EPR se constató que en cada caída del EPR la aeronave experimentó una inclinación de ascenso o encabritamiento con un ángulo que variaba entre los 14 y los 17.5 grados mientras que la velocidad aerodinámica se mantuvo por debajo de los 160 nudos. Por lo anterior, la actitud de la aeronave o los cambios de actitud pudieron haber contribuido a las sobrecargas recuperables y las fluctuaciones de empuje que se experimentaron justo antes del impacto contra el suelo.

Con base en las medidas de los álabes del Fan, el fabricante estimó que la pérdida de eficiencia del Fan fue de aproximadamente -1.32% y la pérdida de capacidad de flujo del Fan fue de -0.77%. Utilizando un estimado del deterioro del módulo del Fan con base en el mismo AMM Test 12 mencionado anteriormente, se estimó que al momento del evento el motor No. 2 tenía una pérdida neta de empuje de -0.5% y una reducción del margen de sobrecarga de -3.8% comparado con un motor dentro de límites.

Las boquillas fueron probadas por capacidad de flujo, fugas y ángulo de pulverización. No se encontraron ralladuras ni desviaciones significativas del cono de pulverización y la mayoría de las boquillas fluían hasta un 5 % por debajo del límite inferior en diferentes puntos de la prueba, lo cual no es significativo. Como no se encontraron anomalías en las boquillas, es probable que



el daño termal localizado observado en el HPT no fuera causado durante el vuelo del accidente sino que estaba presente antes del vuelo. Una revisión de los datos del EHM reveló que el motor mostraba signos típicos de deterioro sin cambios anormales o tendencias desde noviembre de 2005 cuando el motor fue recibido por el operador hasta el día del evento.

El motor No.2 operó normalmente a lo largo del vuelo hasta los últimos 86 segundos cuando experimentó múltiples sobrecargas, pero no experimentó una falla en vuelo que resultara incontenible, penetraciones de las cubiertas o fuego interno. Los daños observados in situ eran consistentes con el motor girando al momento del impacto y el examen de las boquillas no reveló anomalías que explicaran el daño termal observado en el HPT, el daño estaba presente antes del vuelo del accidente.

El daño observado pudo tener un efecto adverso en el rendimiento y la estabilidad del motor. Los parámetros del FDR para los motores No.2 y No.3 estaban transpuestos.



Estado de los álabes Motor 2

**MOTOR No. 3 N/S 702155**

Al contrario de los motores 1, 2 y 4, todos los álabes del motor No. 3 estaban fuertemente dañados o distorsionados al punto que no fue posible tomar impresiones de los bordes de ataque o gráficos de sombra para determinar la severidad de la erosión. Sin esta información la capacidad de flujo o la eficiencia del Fan no pudieron ser determinadas. Sin embargo, usando el estimativo de deterioro del módulo del Fan con el AMM Test 12, se determinó que al momento del evento el motor No. 3 tenía una pérdida neta de empuje de -0.3% y una reducción del margen de pérdida del compresor de -1.1% lo que es consistente con la condición de los componentes evaluados.

Aunque no se pudo efectuar una evaluación de la capacidad de flujo o eficiencia del módulo del Fan, se determinó que el motor operó normalmente a lo largo del vuelo y los daños observados in situ eran consistentes con el motor girando a alta velocidad en el momento del impacto. El desarme del motor no mostró señales de daño térmico ni falla de componentes que pudiesen haber impedido que el motor funcionara normalmente.

*LPT Motor 3*



2.2.2 Rendimiento de la aeronave

Los resultados de las simulaciones de ingeniería usando el LSPS y el PSIM indican que el rendimiento de ascenso esperado para un B747-200F con motores P&W JT9D-7Q tanto con un motor inoperativo como con dos motores inoperativos en las condiciones del vuelo accidentado, fueron mejores que el nivel de performance del N714CK. Las razones para la degradación del rendimiento del avión accidentado no pudieron ser claramente determinadas con los datos disponibles.

Los resultados del LSPS mostraron que en las condiciones del vuelo accidentado, un avión nominal B747-200F con motores P&W JT9D-7Q en ajuste de potencia de despegue de 1,727 EPR (máximo empuje de despegue) mantendría la altitud (rata de ascenso de +65 pies/min y V2 en un viraje de 15° de inclinación con dos motores inoperativos). Al usar la simulación PSIM y los resultados del incremento de la resistencia aerodinámica para modelar el rendimiento degradado del N714CK, se esperaba que el avión accidentado ascendiera a 750 pies/min con un motor inoperativo en el V2 ó 250 pies/min peor que la capacidad de ascenso esperado del LSPS para la combinación de motores y estructura.

Por su parte, el nivel de rendimiento documentado por el FDR y la tarjeta de despegue para los segmentos precedentes en VCP y MIA no coincidieron consistentemente con los resultados nominales de los modelos de simulación del PSIM para el avión nominal. No se documentaron los incrementos de rendimiento requeridos para hacer coincidir los datos en los segmentos precedentes de vuelo.

Los resultados de las simulaciones LSPS y PSIM revelaron que tanto el rendimiento de ascenso esperado con un motor inoperativo como con dos motores inoperativos para una aeronave B747-200F con motores P&W JT9D-7Q y las condiciones del accidente, fue mejor que el del avión accidentado.

La razón(es) de la degradación del rendimiento del avión accidentado no pudo ser claramente determinada con los datos disponibles. Sin embargo, los resultados del LSPS muestran que para las condiciones de vuelo del accidente, es decir un avión nominal B747-200F con motores P&W JT9D-7Q ajustados a una potencia de despegue de 1.727 de EPR (máximo empuje rateado de despegue), debería mantener la altitud (rata de ascenso de +65 pies/min) y V2 en viraje con un baqueo de 15° con dos motores inoperativos. Utilizando la simulación de ingeniería PSIM, al incrementar la resistencia aerodinámica se logró modelar el rendimiento degradado sufrido por el N714CK. Se esperaba que el avión accidentado ascendiera a 750 pies/min con un motor inoperativo en el V2 (con EPR de 1.727) o cerca de 250 pies/min peor que la capacidad de ascenso esperada del LSPS para el avión nominal.





Los resultados de la simulación de base y sus escenarios para BOG revelaron que el avión simulado podía ascender a 200 pies/min más rápido (en promedio) que el avión accidentado en el transcurso del vuelo de 3 min.

Al usar los resultados de la resistencia aerodinámica incrementada para modelar el rendimiento degradado del N714CK, se esperaba que ascendiera a unos 750 pies/min con un motor inoperativo en el V2, o alrededor de 250 pies / min peor que la capacidad de ascenso esperado del LSPS (unos 900 pies /min con 7° de inclinación para un CG delantero más 100 pies / min con el CG en la mitad).

2.2.3 **Peso y balance**

Se usó el PSIM para construir una serie de curvas de velocidad en el tiempo como función del peso asumido de despegue (usando incrementos de 5.000 lb.) para el vuelo accidentado. En cada ocasión, el avión simulado fue inicializado con condiciones idénticas de vuelo y las ecuaciones de movimiento fueron integradas adelante en el tiempo para el segmento de la carrera de despegue. Los resultados indicaron que la velocidad calculada para la salida de BOG con un peso de 659.366 lb era consistente con los datos del FDR durante la carrera de despegue.



3. CONCLUSIÓN

3.1 Conclusiones

- La tripulación se encontraba debidamente entrenada y con sus certificados técnicos y médicos vigentes.
- Los cuatro motores funcionaron normalmente durante la carrera de despegue.
- Durante la rotación en el despegue, el motor No.4 experimentó una sobrecarga que no se corrigió por sí misma.
- El tren de aterrizaje fue comandado ARRIBA alrededor de 15 segundos después de la sobrecarga no recuperable del motor No.4 y completamente retractado con todas las compuertas cerradas alrededor de 22 segundos más tarde.
- La tripulación no tomó acción inmediata para hacer frente a la sobrecarga no recuperable del motor, ni tampoco se suponía que lo hiciera de acuerdo a los procedimientos de la compañía, debido a que el avión no había alcanzado la altura segura de al menos 800 pies sobre el suelo.
- La tripulación no retractó los flaps debido a que no se había alcanzado la altura segura ni las velocidades de retracción de flaps con "FALLA DE MOTOR DESPUÉS DE V1".
- Durante el ascenso con tres motores, el capitán no mantuvo la velocidad en o por encima de V2 y el ángulo de ataque eventualmente alcanzado activo el "stick shaker".
- El capitán redujo el cabeceo del avión, lo que redujo el ángulo de ataque. La velocidad incrementó pero la altitud descendió a 400 pies sobre el suelo.
- El capitán subsecuentemente incrementó el cabeceo del avión, lo que incrementó el ángulo de ataque y ocurrió una segunda activación del "stick shaker".
- El capitán avanzó los aceleradores hacia la potencia de emergencia, una condición de sobrepotencia (overboost), en un esfuerzo para aumentar la velocidad y la altitud.
- Durante los siguientes 5 segundos, se presentaron cuatro alarmas de hundimiento "don't sink".
- La velocidad aumentó a V2 y la altitud incrementó en 100 pies a los 12 segundos de la aplicación de la sobrepotencia.



- Alrededor de 20 segundos después de la aplicación de la sobrepotencia, el motor No.1 perdió su potencia.
- Subsecuentemente a la pérdida del motor No.1, el avión, tal como estaba configurado, no se sostendría en vuelo.
- Durante el descenso final, el motor No.3 operó normalmente mientras que el motor No.2 experimentó múltiples sobrecargas.
- Las consideraciones ambientales que pudieron haber afectado el resultado incluyen la operación de despegue en altitud, oscuridad, terreno montañoso circundante y la ciudad por debajo.
- Los resultados del análisis basado en las herramientas de simulación de ingeniería (LSPS y PSIM) indican que el rendimiento de ascenso esperado para un B747-200F con motores P&W JT9D-7Q tanto con un motor inoperativo como con dos motores inoperativos en las condiciones del vuelo accidentado, fueron mejores que el nivel de performance del N714CK. Las razones para la degradación del rendimiento del avión accidentado no pudieron ser claramente determinadas con los datos disponibles.
- Bajo las condiciones del vuelo del accidente con dos motores inoperativos, el avión nominal sería capaz de mantener la altitud (o una tasa de ascenso de 65 pies / min) a V2 en un banqueo de 15 grados.
- A pesar de utilizar diferentes variables como el peso del avión, secuencias de retracción del tren de aterrizaje, localizaciones del centro de gravedad, sustentación y resistencia aerodinámica y la disminución de la potencia de los motores, las razones de la degradación de la performance del avión accidentado no pudieron determinarse.
- Los resultados de la simulación de base y sus escenarios del PSIM para BOG indicaron que el avión simulado podía ascender a 200 pies/min más rápido (en promedio) que el avión accidentado en el transcurso del vuelo de 3 min.
- La aeronave accidentada, tal como estaba configurada, tenía suficiente capacidad de rendimiento para mantener V2 con un motor inoperativo a una tasa constante de ascenso de aproximadamente 750 pies/min (basado en la simulación de ingeniería PSIM, el incremento en la resistencia aerodinámica requerida para igualar el perfil de vuelo del avión accidentado, un motor inoperativo y tres motores en empuje de despegue).

Motor 4

- El motor No.4 fue el primer motor en fallar y el examen *in situ* indicaba que estaba girando a baja velocidad al momento del impacto.



- El desarme del motor no reveló ninguna anomalía mecánica pre-impacto.
- El compresor de alta presión (HPC) y las piezas del HPT mostraron desgaste típico de componentes en servicio con las mismas horas de funcionamiento y se consideró normal.
- Se instaló un HPT ineficiente durante la última visita al taller en enero de 2008, el cual redujo el margen de sobrecarga disponible.
- Los espacios de holgura de las puntas, el ancho de la cuerda y el perfil del borde de ataque de los álabes del Fan además de la elevada altitud, probablemente se combinaron para afectar la estabilidad y operabilidad del motor.
- El personal del fabricante del motor estimó que al momento del accidente, el motor 4 tenía una disminución de 5,8% del margen de pérdida.

Motor 1

- Cerca de 20 segundos después de la aplicación de la sobrepotencia, el motor 1 experimentó una falla de la turbina de baja presión (LPT), lo que resultó en la expulsión de piezas hacia el exterior del motor a través del exhosto.
- La falla del LPT se originó en la tercera etapa, hacia atrás del HPT y seguramente la causa de la falla fue la pérdida de una porción de las aletas guía o un gran pedazo del sello de aire exterior (BOAS) debido a daño térmico.
- El daño térmico en la turbina de alta presión indicó combustión secundaria atrás de la cámara de combustión y las aletas guía de la turbina.
- La relación aire-combustible, el tiempo de residencia, y los parámetros de la velocidad de la llama necesaria para anclar la llama y que se produzca la combustión secundaria normalmente no existen, incluso en una situación de "overboost".
- A pesar de que la aplicación de la sobrepotencia podría haber revelado que el funcionamiento del motor era anormal, la aplicación de "overboost" para el corto período de tiempo que se usó no debería haber dado lugar a una falla del motor.
- Las anomalías del motor 1 no se pudieron determinar.



- Alrededor de 20 segundos después de la aplicación de la sobrepotencia, el motor No.1 perdió su potencia.
- Subsecuentemente a la pérdida del motor No.1, el avión, tal como estaba configurado, no se sostendría en vuelo.
- Durante el descenso final, el motor No.3 operó normalmente mientras que el motor No.2 experimentó múltiples sobrecargas.
- Las consideraciones ambientales que pudieron haber afectado el resultado incluyen la operación de despegue en altitud, oscuridad, terreno montañoso circundante y la ciudad por debajo.
- Los resultados del análisis basado en las herramientas de simulación de ingeniería (LSPS y PSIM) indican que el rendimiento de ascenso esperado para un B747-200F con motores P&W JT9D-7Q tanto con un motor inoperativo como con dos motores inoperativos en las condiciones del vuelo accidentado, fueron mejores que el nivel de performance del N714CK. Las razones para la degradación del rendimiento del avión accidentado no pudieron ser claramente determinadas con los datos disponibles.
- Bajo las condiciones del vuelo del accidente con dos motores inoperativos, el avión nominal sería capaz de mantener la altitud (o una tasa de ascenso de 65 pies / min) a V2 en un banqueo de 15 grados.
- A pesar de utilizar diferentes variables como el peso del avión, secuencias de retracción del tren de aterrizaje, localizaciones del centro de gravedad, sustentación y resistencia aerodinámica y la disminución de la potencia de los motores, las razones de la degradación de la performance del avión accidentado no pudieron determinarse.
- Los resultados de la simulación de base y sus escenarios del PSIM para BOG indicaron que el avión simulado podía ascender a 200 pies/min más rápido (en promedio) que el avión accidentado en el transcurso del vuelo de 3 min.
- La aeronave accidentada, tal como estaba configurada, tenía suficiente capacidad de rendimiento para mantener V2 con un motor inoperativo a una tasa constante de ascenso de aproximadamente 750 pies/min (basado en la simulación de ingeniería PSIM, el incremento en la resistencia aerodinámica requerida para igualar el perfil de vuelo del avión accidentado, un motor inoperativo y tres motores en empuje de despegue).

Motor 4

- El motor No.4 fue el primer motor en fallar y el examen *in situ* indicaba que estaba girando a baja velocidad al momento del impacto.



- El desarme del motor no reveló ninguna anomalía mecánica pre-impacto.
- El compresor de alta presión (HPC) y las piezas del HPT mostraron desgaste típico de componentes en servicio con las mismas horas de funcionamiento y se consideró normal.
- Se instaló un HPT ineficiente durante la última visita al taller en enero de 2008, el cual redujo el margen de sobrecarga disponible.
- Los espacios de holgura de las puntas, el ancho de la cuerda y el perfil del borde de ataque de los álabes del Fan además de la elevada altitud, probablemente se combinaron para afectar la estabilidad y operabilidad del motor.
- El personal del fabricante del motor estimó que al momento del accidente, el motor 4 tenía una disminución de 5,8% del margen de pérdida.

Motor 1

- Cerca de 20 segundos después de la aplicación de la sobrepotencia, el motor 1 experimentó una falla de la turbina de baja presión (LPT), lo que resultó en la expulsión de piezas hacia el exterior del motor a través del exhosto.
- La falla del LPT se originó en la tercera etapa, hacia atrás del HPT y seguramente la causa de la falla fue la pérdida de una porción de las aletas guía o un gran pedazo del sello de aire exterior (BOAS) debido a daño térmico.
- El daño térmico en la turbina de alta presión indicó combustión secundaria atrás de la cámara de combustión y las aletas guía de la turbina.
- La relación aire-combustible, el tiempo de residencia, y los parámetros de la velocidad de la llama necesaria para anclar la llama y que se produzca la combustión secundaria normalmente no existen, incluso en una situación de "overboost".
- A pesar de que la aplicación de la sobrepotencia podría haber revelado que el funcionamiento del motor era anormal, la aplicación de "overboost" para el corto período de tiempo que se usó no debería haber dado lugar a una falla del motor.
- Las anomalías del motor 1 no se pudieron determinar.



Otros

- Los daños exhibidos en los motores No. 2 y No. 3 eran consistentes con los motores girando a alta velocidad en el impacto.
- La baja presión atmosférica en aeropuertos con alta elevación tiende a reducir el margen de pérdida disponible para los LPC y los HPC.
- Se encontraron discrepancias entre los manuales del fabricante del motor (EM), los manuales de mantenimiento del fabricante de la aeronave y los de registros de mantenimiento del operador que pueden haber afectado el funcionamiento del motor.

3.2 Causa Probable

La imposibilidad del avión accidentado de mantener el vuelo luego de la pérdida de potencia de dos de sus motores.

Factores contribuyentes

Una sobrecarga no recuperable en el motor No.4 en la rotación, lo que resultó en la pérdida de potencia del motor. Contribuyente a la sobrecarga fueron los efectos combinados de una turbina de alta presión ineficiente, excesivo espacio de holgura de las puntas de los álabes, cuerda reducida de los álabes del fan y de su borde de ataque y los efectos de una elevada altitud.

Una anomalía no determinada en el motor No.1 que se manifestó por si misma durante la sobrepotencia, lo que resultó en la pérdida de potencia del motor. Contribuyente a la pérdida de potencia del motor No.1 fue la inadecuada operación para mantener la velocidad apropiada durante el ascenso de la aeronave, lo que resultó en el uso de la sobrepotencia, y a su vez, desenmascaró la anomalía del motor.

Clasificación por taxonomía OACI

Falla o Malfuncionamiento del Sistema/Componente (Grupo Motor) SCF-PP



4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

Recomendaciones Iniciales

La autoridad de aviación civil americana -FAA efectuó las siguientes acciones y emitió recomendaciones:

- Por medio de oficio emitido el 26 de noviembre de 2008, el departamento de estándares de vuelo de la FAA recomendó al operador que mejorara su programa de mantenimiento e inspecciones de sus motores JT9D-7Q, particularmente en lo referente a los chequeos de separación de EGT, efectuar a tiempo las inspecciones de fugas en las líneas PT2, los límites de EGT y temas relativos al Test #12 cuando se reemplacen módulos múltiples.
- Luego de efectuar pruebas aleatorias de los valores de EGT en la flota del operador, recomendó al operador que efectuara la prueba de separación de EGT en todos los motores y que comprara nuevo equipo para tal efecto con el fin de suplementar el ya existente.
- Recomendó al operador la revisión del criterio de ajustes de potencias para el despegue con énfasis en los ajustes adecuados y las ratas de ascenso basadas en los pesos de la aeronave y las condiciones atmosféricas. Como resultado se generó el Boletín de Operaciones de Vuelo 08-13 y la FAA aprobó la revisión No.21 al Manual de Operación del Avión B-747 del operador.
- La FAA revisó el entrenamiento de pilotos del operador para asegurarse que las tripulaciones estaban conscientes de los procedimientos de emergencia con falla de motor en el despegue. Como consecuencia aprobó la revisión #6 de programa de entrenamiento aprobado.
- Aprobó el Boletín de Seguridad donde se detalla el trato adecuado de los motores.
- Revisó los procedimientos en servicio del operador para asegurar los adecuados espacios de holgura de los álabes del Fan. El operador utiliza las medidas del fabricante del avión para reemplazos con el motor aún en la aeronave y las medidas del fabricante del motor para reemplazos con el motor desmontado. Las diferencias entre ambos ya han sido resueltas.
- Revisó los estándares de armado de motores del operador encontrando que algunas referencias no estaban de acuerdo con lo estipulado por el fabricante de los motores. Dichos estándares ya han sido actualizados de acuerdo con las últimas publicaciones y se aprobaron las instrucciones de mantenimiento revisadas.



- Revisó los procedimientos de inspección de las líneas PT-2 del motor por condición y seguridad. Aprobó el programa de inspección del operador que incluye la tarjeta de mantenimiento 7AT7101 (EVC & EVBC Test No. 8 at A02A interval)

Recomendaciones Posteriores:

- Ninguna.

Teniente Coronel **JAVIER EDUARDO LOSADA SIERRA**
Jefe Grupo Investigación de Accidentes
Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil

**ANEXO 1****TRANSCRIPCIÓN CVR**

Transcript of a Fairchild Model A-100A tape cockpit voice recorder, serial number 55462, installed on an Kalitta B-747-200 (N714CK), which crashed after takeoff from the Bogota International Airport, Bogota Columbia.

LEGEND

CAM	Cockpit area microphone voice or sound source
INT	Flight crew intercom voice or sound source
RDO	Radio transmissions from N714CK
GND	Radio transmission from the Bogota ground controller
TWR	Radio transmission from the Bogota airport tower controller
GPWS	Ground Proximity Warning sound or source
-1	Voice identified as the captain
-2	Voice identified as the first officer
-3	Voice identified as the flight engineer
-4	Voice identified as the ground crew
-5	Voice identified as the mechanic
-?	Voice unidentified
*	Unintelligible word
#	Expletive
@	Non-pertinent word
()	Questionable insertion
[]	Editorial insertion

Note 1: Times are expressed in local Bogota Columbia time.

Note 2: Generally, only radio transmissions to and from the accident aircraft were transcribed.

Note 3: Words shown with excess vowels, letters, or drawn out syllables are a phonetic representation of the words as spoken.

Note 4: A non-pertinent word, where noted, refers to a word not directly related to the operation, control or condition of the aircraft.





03:26:23.7 CAM	start of recording		
03:26:26.3 CAM	Before start checklist		
		03:28:39.6 RDO-2	Requested pushback and start clearance
		03:28:56.5 INT	started pushback
03:29:03.3 CAM-2	Here's what happened the other day, Number two hot started on us here so we had to give it air from the other engines		
03:29:12.3 CAM-1	okay		
03:29:13.0 CAM-2	the pressure was down to twenty eight or so		
		03:31:21.8 INT	pushback complete
03:31:30.8 CAM-3	alright you ready?		
03:31:32.0 CAM-1	yes sir		
03:31:32.9 CAM-3	turn four		
		03:31:33.6 INT-1	okay we're starting number four
		03:31:36.1 INT-4	clear number four
03:31:47.4 CAM-3	ten		
03:31:52.3 CAM-3	fifteen oil pressure		
03:32:03.6			



CAM-2	N-one		
03:32:15.1 CAM-3	maximum		
03:32:15.9 CAM-2	fuel		
03:32:16.2 CAM	(sound of fuel levers)		
03:32:17.7 CAM-2	flow		
03:32:21.8 CAM-2	EGT		
03:32:30.2 CAM-3	thirty		
03:32:40.0 CAM-3	thirty five		
03:32:48.7 CAM-3	forty		
03:32:57.4 CAM-3	forty five		
03:33:07.7 CAM	(sound of snap)		
03:33:08.7 CAM-3	starter cut-out		
		03:33:23.8 INT-1	increasing power on number four to increase air pressure
03:33:41.0 CAM	number three engine start		
03:34:46.7 CAM	number two engine start		
03:35:42.8 CAM	number one engine start		
		03:39:11.7 GND	clearance to taxi
03:40:15.7			



CAM	after engine start and taxi checklist		
03:41:25.2 CAM-1	reviewed takeoff briefing		
		03:50:00.2 GND	aircraft switched to tower frequency
		03:50:16.8 RDO-2	Tower good morning Centurion one sixty four is going to be ready at the end
		03:50:20.8 TWR	Centurion one six four good morning takeoff runway three one right wind calm
		03:50:26.2 RDO-2	cleared for takeoff three one right Centurion one six four
03:50:28.6 CAM-1	okay takeoff check		
03:50:32.3 CAM-3	* checks ignition is to flight start - pack valves closed - transponder?		
03:50:37.4 CAM-2	TA/RA		
03:50:40.1 CAM-3	exterior lights and strobes?		
03:50:41.9 CAM-1	on		
03:50:44.6 CAM-3	performance data		
03:50:47.1 CAM-1	verified		
03:50:48.0			



CAM-2	valid		
03:50:48.4 CAM-1	valid		
03:50:49.3 CAM	*		
03:50:50.2 CAM-1	okay		
03:50:53.9 CAM-3	holding at the line		
03:50:55.5 CAM-1	roger		
03:51:30.4 CAM-1	runway's clear		
03:51:32.7 CAM-2	final's clear		
03:51:41.8 CAM-3	ready for takeoff (said in a loud voice)		
03:51:43.6 CAM-5	thanks		
03:51:57.6 CAM	sound of snap		
03:52:51.5 CAM	sound of snap		
03:52:52.7 CAM-3	body gear straight		
03:52:54.1 CAM-1	off		
03:52:56.6 CAM-3	flaps and runway?		
03:52:58.5 CAM-1	verified		
03:52:59.2 CAM-2	verified		
03:53:00.4 CAM-3	verified - warning lights?		



03:53:03.2 CAM-1	checked		
03:53:03.8 CAM-2	checked		
03:53:04.9 CAM-3	checked - takeoff check's complete		
03:53:07.1 CAM-1	thank you		
03:53:11.1 CAM	(sound of increasing engine noise)		
03:53:22.6 CAM-1	set max thrust please		
03:53:24.2 CAM-3	setting - Maximum		
03:53:36.1 CAM-2	airspeed		
03:53:37.0 CAM-1	checks		
03:53:40.8 CAM	*		
03:53:43.0 CAM-2	eighty knots		
03:53:45.2 CAM-3	thrust set		
03:53:45.9 CAM-1	got the yoke		
03:53:59.6 CAM-2	Vee - one		
03:54:05.2 CAM-2	Vee R rotate		
03:54:06.0 CAM-2	fourteen degrees		
03:54:07.5 CAM	sound of loud bang		
03:54:10.2 CAM	sound of trim in motion		



03:54:11.7 CAM-2	Vee two		
03:54:15.9 CAM	sound of four compressor stalls		
03:54:17.4 CAM-2	*		
		03:54:20.9 TWR	Centurion one six four I see fire in your in engine right
03:54:21.1 CAM-3	number		
03:54:21.2 CAM-2	red		
03:54:21.5 CAM-3	number four engine		
03:54:22.6 CAM-2	number four		
03:54:23.4 CAM-1	flamed out?		
03:54:24.8 CAM-3	over temp		
03:54:25.7 CAM-1	okay		
03:54:27.2 CAM-1	roger		
		03:54:27.8 RDO-2	yeah I got it - it looks like we have an engine failure we'll get back to you in a minute
03:54:31.4 CAM-1	okay I need -		
03:54:32.5 CAM-2	you want a heading three three two		
03:54:33.9			



CAM-1	three three two		
03:54:37.3 CAM	sound of stick shaker		
03:54:38.3 CAM-?	that's * sys		
03:54:39.4 CAM-2	speed		
03:54:40.1 CAM-1	yes sir		
03:54:47.2 CAM	sound of stick shaker		
03:54:48.6 GPWS	don't sink (warning)		
03:54:50.4 GPWS	don't sink (warning)		
03:54:51.3 CAM-1	not accelerating		
03:54:52.5 GPWS	don't sink (warning)		
03:54:53.8 CAM-3	want ta start dumping?		
03:54:54.3 GPWS	don't sink (warning)		
03:54:56.6 CAM-3	want me to dump?		
03:54:57.3 CAM-1	yes sir		
03:54:57.9 CAM-2	go altitude hold?		
03:54:58.9 CAM-1	yes sir		
03:55:01.0 CAM-1	okay now -		
03:55:03.2 CAM-1	okay three three two to eight point five DME		





03:55:06.4 CAM	sound of seat movement		
03:55:06.7 CAM-1	okay		
03:55:08.2 CAM	sound of three rapid compressor stalls		
03:55:09.3 CAM-2	point one		
03:55:010.0 CAM-1	yes sir		
03:55:11.7 CAM-2	okay turn around		
03:55:13.0 CAM-1	which way		
03:55:13.9 CAM-2	left		
03:55:14.1 CAM-3	turn to the left		
03:55:14.8 CAM-2	to the left		
03:55:15.6 CAM-1	we got it		
03:55:19.2 CAM-3	don't want to lose another one		
03:55:20.9 CAM-1	no sir		
03:55:22.8 CAM-3	if we can bring them back a little - can we?		
03:55:25.1 CAM-1	yes sir		
03:55:26.5 CAM-1	altitude hold		
03:55:28.0 CAM-3	looks like we lost number one		



	also		
03:55:30.1 CAM-2	okay just nice and easy nice and easy -		
03:55:32.0 CAM-1	okay you guys no more than fifteen		
03:55:34.5 CAM-2	okay what do you want to do - you want to land right away?		
03:55:36.2 CAM-1	yes sir		
		03:55:37.0 RDO-2	and ah Tower we do declare an emergency we have two engine failures we need to land right now
03:55:42.2 CAM-5	yeah		
		03:55:43.4 TWR	Centurion one six four ah cleared to land runway one three left wind calm
03:55:49.0 GPWS	don't sink (warning)		
		03:55:50.1 RDO-2	we're cleared to land one three left - ah can you give us vectors?
03:55:50.8 GPWS	don't sink (warning)		
03:55:52.4 CAM-3	dumping in progress		
03:55:53.6 CAM-1	roger		
		03:55:54.9 TWR	negative sir make it three six zero and a cleared to land runway



			three one three left
03:55:55.3 CAM	one compressor stall		
03:55:56.5 CAM-3	come on please not another one		
03:56:02.4 CAM-1	roger		
		03:56:03.2 RDO-2	okay cleared to land one three left Centurion one six four
03:56:07.5 CAM-3	please watch my motors		
03:56:10.8 GPWS	don't sink (warning)		
03:56:12.2 CAM-1	I'm just tryin' to keep the speed guys		
03:56:12.7 GPWS	don't sink (warning)		
03:56:14.4 CAM	sound of stick shaker		
03:56:14.6 CAM	sound of several snaps		
03:56:17.3 CAM-2	what's goin' on with this one?		
03:56:20.2 GPWS	don't sink (warning)		
03:56:22.0 GPWS	don't sink (warning)		
03:56:26.4 GPWS	too low terrain (warning)		
03:56:28.4 CAM-2	dump fuel start dumping fuel		
03:56:29.8 CAM-3	I'm dumping fuel I'm dumping across the board		



03:56:30.0 CAM	sound of stick shaker		
03:56:32.4 GPWS	don't sink (warning)		
03:56:32.9 CAM-1	okay *		
03:56:34.1 GPWS	don't sink (warning)		
03:56:39.3 GPWS	too low terrain (warning)		
03:56:40.3 CAM	sound of stick shaker		
03:56:41.5 GPWS	too low terrain (warning)		
03:56:42.6 CAM	sound of stick shaker		
03:56:43.3 GPWS	don't sink (warning)		
03:56:44.4 CAM-1	got to level this *		
03:56:45.1 GPWS	don't sink (warning)		
03:56:45.2 CAM	sound of stick shaker		
03:56:46.3 CAM	sound of one compressor stall		
03:56:46.6 GPWS	don't sink (warning)		
03:56:48.4 GPWS	don't sink (warning)		
03:56:49.3 CAM-1	*		
03:56:50.0 GPWS	too low terrain (warning)		
03:56:51.1			



CAM-2	keep turning left here		
03:56:52.4 CAM-1	yeah		
03:56:52.4 CAM	sound of stick shaker		
03:56:53.1 GPWS	too low gear (warning)		
03:56:56.0 GPWS	too low gear (warning)		
03:56:57.2 CAM	stick shaker starts and continues to end of recording		
03:56:57.9 GPWS	too low gear (warning)		
03:57:00.8 GPWS	too low gear (warning)		
03:57:02.7 CAM-3	brace yourselves		
03:57:03.6 GPWS	too low gear (warning)		
03:57:05.0 CAM	sound of compressor stall		
03:57:05.4 GPWS	too low gear (warning)		
03:57:07.4 CAM	sound of clunk		
03:57:08.6 GPWS	too low gear (warning)		
03:57:10.8 CAM	sound of compressor stall		
03:57:11.3 CAM	sound of compressor stall		
03:57:11.5 GPWS	too low gear (warning)		
03:57:12.5 CAM-2	what's going on with two		





03:57:13.5			
GPWS	too low gear (warning)		
03:57:15.4			
GPWS	too low gear (warning)		
03:57:17.2			
GPWS	too low gear (warning)		
03:57:17.9			
CAM-3	just seeing what we got		
03:57:19.3			
GPWS	terrain terrain (warning)		
03:57:20.2			
CAM-2	we're goin' down		
03:57:20.5			
CAM	sound of four impact sounds		
03:57:21.8			
CAM	end of transcript end of recording		

REPÚBLICA DE COLOMBIA

AERONAUTICA CIVIL

Unidad Administrativa Especial



Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil
Grupo de Investigación de Accidentes

