

INFORME FINAL

WEST CARIBBEAN AIRWAYS

DC-9-82 (MD-82)

MATRÍCULA HK4374X

MACHIQUES, VENEZUELA

16 DE AGOSTO DE 2005





ACCIDENTE AÉREO

AERONAVE MODELO DC9-82 (MD-82)

MATRÍCULA HK-4374X, VUELO N° WCW708

EMPRESA WEST CARIBBEAN AIRWAYS,

MACHIQUES, A 80 MILLAS NAÚTICAS DEL AEROPUERTO

INTERNACIONAL DE LA CHINITA, ESTADO ZULIA,

REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA.

16 DE AGOSTO DE 2005



ADVERTENCIA

El presente informe es un documento técnico que refleja la opinión de la **JUNTA INVESTIGADORA DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL DEL MINISTERIO DEL PODER POPULAR PARA TRANSPORTE Y COMUNICACIONES DE LA REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA**, con relación a las circunstancias en que se produjo el accidente objeto de la presente investigación, con sus causas y sus consecuencias. De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, ratificado por la República Bolivariana de Venezuela en el Artículo 5 de la Ley de Aeronáutica Civil Venezolana, esta investigación tiene un carácter estrictamente administrativo, sin generar en sus conclusiones, presunción de culpas o responsabilidades administrativas civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación ha sido efectuada únicamente con el objetivo fundamental de prevenir futuros accidentes, emitiendo las recomendaciones necesarias a los fines de evitar que se repita el hecho, de modo que no se ha recurrido necesariamente en todos los casos, a procedimientos de prueba de tipo judicial.

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

El presente informe consta de cuatro partes:

1. **INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.**
2. **ANÁLISIS.**
3. **CONCLUSIONES.**
4. **RECOMENDACIONES.**
5. **ANEXOS.**



INDICE

ABREVIATURAS	vii
SINOPSIS	x
1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS:	1
1.1. HISTORIA DEL VUELO:	1
1.1.1. Base de Operaciones.	1
1.1.2. Información del Vuelo Anterior.	1
1.1.3. Preparación y Despacho del Vuelo.	1
1.1.4. Descripción del Vuelo.	2
1.2. LESIONES A PERSONAS.	10
1.3. DAÑOS A LA AERONAVE.	10
1.4. OTROS DAÑOS.	11
1.5. INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL:	11
1.5.1. Piloto al Mando.	11
1.5.2. Copiloto.	13
1.5.3. Mecánico de Vuelo.	15
1.5.4. Auxiliares de Servicios a Abordo:	16
1.5.4.1. Auxiliar de abordó N° 1 (Jefe de Cabina).	16
1.5.4.2. Auxiliar de abordó N° 2.	17
1.5.4.3. Auxiliar de abordó N° 3.	18
1.5.4.4. Auxiliar de abordó N° 4.	19
1.5.5. Despachador de Vuelo.	20
1.6. INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE:	21
1.6.1. Datos de la Aeronave.	22
1.6.2. Datos de los Motores.	34
1.6.3. Tipo de Combustible Utilizado.	35
1.6.4. Rendimiento (Performance):	35
1.6.4.1. Análisis del rendimiento (performance) de la aeronave con diferentes configuraciones de peso de despegue.	35
1.6.4.2. Estudio del rendimiento (performance) de la aeronave basado en el reporte emitido por la oficina de investigación e ingeniería de la NTSB.	46
1.6.4.3. Estudio adicional de la fecha 22 de Febrero de 2008 sobre el rendimiento (performance) de la aeronave basada en el reporte emitido por la NTSB de la fecha 19 de Abril de 2006	57
1.7. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA.	61
1.8. AYUDAS A LA NAVEGACIÓN.	68
1.9. COMUNICACIONES.	68
1.10. INFORMACIÓN SOBRE EL AERÓDROMO.	68
1.11. REGISTRADORES DE VUELO.	68



1.12. INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO.	70
1.13. INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA.	72
1.14. INCENDIO.	72
1.15. SUPERVIVENCIA.	73
1.16. ENSAYOS E INVESTIGACIONES:	73
1.16.1. Trayectoria Seguida por la Aeronave.	73
1.16.2. Análisis del Sistema Motopropulsor (Motor/ Turbina).	73
1.16.3. Simulación de Vuelo.	91
1.16.4. Historial de Accidentes de la Empresa West Caribbean.	94
1.17. INFORMACIÓN ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN.	96
1.18. INFORMACIÓN ADICIONAL:	97
1.18.1. Evidencias de Testigos.	97
1.18.2. Despachadores de Vuelo.	97
1.19. TECNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES Y EFICACES.	98
2. ANALISIS :	99
2.1. DESARROLLO DEL VUELO:	99
2.1.1. Preparación del Vuelo.	99
2.1.2. Inicio del vuelo o Fase I: Despegue y Ascenso, Fase II: Crucero en nivel 310.	100
2.1.3. Ascenso del nivel 310 al nivel 330 e inicio del crucero (Fase III).	100
2.1.4. Fase IV: Pérdida de velocidad desde el nivel 330.	101
2.1.5. Fase V: Descenso desde el nivel 330 hasta la entrada en pérdida.	103
2.1.6. Fase VI: Pérdida de control de la aeronave.	103
2.2. FACTORES HUMANOS.	108
2.3. FACTORES ORGANIZACIONALES.	120
3. CONCLUSIONES:	121
3.1. GENERALES.	121
3.2. CADENA DE EVENTOS.	122
3.3. FACTOR CAUSAL.	123
4. RECOMENDACIONES.	124
ANEXOS	129



INDICE DE TABLAS

Tabla 1. LESIONES A PERSONAS	10
Tabla 2. Empresas explotadoras que operaron la aeronave desde su fabricación	21
Tabla 3. Datos de los motores	34
Tabla 4. Análisis de la evolución de la potencia de los motores (EPR) y de los modos o configuraciones del sistema de potencia automática (ATS).	44
Tabla 5. *KCAS: velocidad en nudos calibrada	59
Tabla 6. "Factores Humanos asociados con el Capitán"	112
Tabla 7. "Factores Humanos asociados con el Capitán"	114
Tabla 8. "Factores Humanos asociados con el Capitán"	115
Tabla 9. "Factores Humanos asociados con el Copiloto"	116
Tabla 10. "Factores Humanos asociados con el Copiloto"	117

INDICE DE FIGURAS

Fig. 1. La aeronave quedó totalmente destruida luego del impacto, excepto el estabilizador horizontal, el cual quedó casi completo.	10
Fig. 2. Aeronave MD-82 de la empresa West Caribbean.	21
Fig. 3. Localización de los componentes del sistema de protección de hielo y lluvia.	24
Fig. 4. Controles del sistema de protección de hielo y lluvia.	25
Fig. 5. Controles e indicadores del sistema de auto aceleración.	27
Fig. 6. Controles e indicadores del sistema de advertencia de pérdida.	30
Fig. 7. Corte transversal del motor JT8D.	34
Fig. 8. Representación gráfica de las cuatro fases de vuelo.	36
Fig. 9. Cantidad de combustible quemado sin anti hielo	37
Fig.10. Cantidad de combustible quemado a 15 °C	38
Fig.11. Resultados del techo de propulsión con 145.000 Libras de peso de despegue. Sin Anti-ice 35.500 pies, con "Eng. Anti-Ice" 33.500 pies, con "AIRFOIL" 32.500 pies.	39
Fig.12. Resultados del estudio con 148.023 libras de peso. Altitud máxima a las 06:49:40 UTC. Con Anti hielo "OFF" 34.900 pies. Anti hielo de motores "ON" 32.900 pies. Anti hielo "AIRFOIL" + "Eng" "ON" 31.900 pies.	40
Fig.13. Resultado del estudio con peso de despegue de 150.000 Libras. Altitud máxima a las 06:49:40. Anti hielo "OFF" 34.600 pies. Anti hielo de motores 32.600 pies. Anti hielo "AIRFOIL" + "ENG" 31.600 pies.	41
Fig. 14. Resultado del estudio con peso de despegue de 155.000 Libras de peso. Altitud máxima a las 06:49:40. Anti hielo "OFF" 33.700 pies. Anti hielo de motores 31.700 pies. Anti hielo "AIRFOIL" + "ENG" 30.700 pies.	42
Fig. 15. Análisis sobre el comportamiento del FMA Throttle.	45
Fig. 16. Análisis sobre la evolución de la potencia EPR.	45



Fig. 17. Trazas de radar de Cerro Maco (CEM).	46
Fig. 18. Gráficas representativas de la aceleración longitudinal, lateral y vertical extraída del FDR.	47
Fig. 19. Gráficas representativas de velocidad, la altitud y del mach extraída del FDR.	47
Fig. 20. Data extraída del FDR o grabador de datos de vuelo.	49
Fig. 21. Parámetros de EPR.	50
Fig. 22. Parámetros de altitud y de velocidad.	51
Fig. 23. Grafica representativa del ángulo de ataque.	52
Fig. 24. Graficas representativas del ángulo de ataque y del ángulo de cabeceo.	53
Fig. 25. Ilustración sobre la potencia requerida para un número de mach determinado.	54
Fig. 26. Data del EPR valido, número de mach y EPR requerido versus el tiempo.	55
Fig. 27. Data del empuje requerido y de los parámetros emitidos en la simulación realizada por la NTSB.	56
Fig. 28. Carta de análisis de la región tropical a las 00:00UTC 16 de Agosto de 2005.	61
Fig. 29. Carta de análisis de la región tropical de las 06:00UTC.	62
Fig. 30. Carta de análisis de la región tropical de las 07:00:00 UTC.	63
Fig. 31. Carta de análisis de la región tropical de las 12:00UTC.	64
Fig. 32. Imagen satelital donde se puede apreciar el sistema convectivo tropical a las 06:45:00 UTC, momentos antes de ocurrir el accidente y el punto donde impactó finalmente la aeronave.	66
Fig. 33. Imagen satelital a las 07:00:00 UTC.	66
Fig. 34. Imagen satelital a las 07:15:00 UTC.	67
Fig. 35. Representaciones de datos de temperatura de la parte superior de las nubes entre 50.000 y 52.000 pies.	67
Fig. 36. Cinta magnética y mecanismo de CVR.	69
Fig. 37. Grabador de datos de vuelo (FDR).	69
Fig. 38. Grabador de datos de vuelo (FDR) abierto.	70
Fig. 39. Restos de la aeronave.	72
Fig. 40. Motor Nro.1.	74
Fig. 41. Compresor de baja presión del motor Nro.1.	76
Fig. 42. Cámaras de combustión del motor Nro.1.	79
Fig. 43. Motor Nro.2.	82
Fig. 44. Compresor de alta presión del motor Nro.2.	85
Fig. 45. Cámara de combustión del motor Nro.2.	86
Fig. 46. Turbina de alta presión.	88
Fig.47. Sección de turbina.	89
Fig.48. Sección de compresor.	90
Fig.49. Simulación de vuelo basado en los parámetros del FDR.	93
Fig. 50. Panel utilizado en la simulación con los instrumentos básicos de la aeronave.	94
Fig. 51. Organigrama de la empresa West Caribbean.	96
Fig. 52. Plan de Vuelo	99
Fig. 53. Ilustración de una perdida profunda de una aeronave.	105



LISTA DE ABREVIATURAS:

ADF	Equipo automático de hallazgo de dirección.
APU	Unidad de potencia auxiliar.
ATC	Control de tráfico aéreo.
ATS	Servicios de Tránsito Aéreo.
AVGAS	Combustible de Aviación (para motores recíprocos).
CAS	Velocidad aérea calibrada.
CAVOK	Condiciones meteorológicas ilimitadas (buenas).
cc	Centímetros cúbicos.
CG	Centro de gravedad.
cm.	Centímetro.
CRM	Gestión de Recursos de Cabina.
°C,F,M,T	Grados centígrados, Fahrenheit, magnético, verdadero.
DME	Equipo medidor de distancia.
EAS	Velocidad aérea equivalente.
EGT	Temperatura de los gases de escape.
EPR	Proporción de presión del motor.
ETA	Tiempo estimado de arribo.
ETD	Tiempo estimado de salida.
ETE	Tiempo estimado en ruta.
FAA	Administración Federal de Aviación (EUA).
FIR	Región de información de vuelo.
FL	Nivel de vuelo.
ft	Pies (medida de altitud).
ft/min	Pies por minuto.
G	Aceleración de gravedad.
Gls	Galones (medida de capacidad).
GPS	Sistema de posicionamiento global.
GPWS	Sistema de advertencia de aproximación a tierra.
HLV	Hora Legal de Venezuela.
HP	Alta presión.
Hp	Caballos de Fuerza (medida de potencia).
Hrs	Horas (medida de tiempo), tiempo de vuelo de piloto o producto aeronáutico.
IAS	Velocidad aérea indicada.
IFR	Reglas de vuelo instrumental.
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos.
IMC	Condiciones meteorológicas instrumentales.
INAC	Instituto Nacional de Aeronáutica Civil.
In	Pulgadas (medida).
IP	Presión intermedia.
ISA	Atmósfera estándar internacional.
JET A1	Combustible de aviación (para motores a reacción).
JIAAC	Junta Investigadora de Accidentes de Aviación Civil (Venezuela).



KCAS	Velocidad aérea calibrada en nudos.
kg	Kilogramo (medida de peso).
Khz	Kilo hertzios (rango de frecuencia).
KIAS	Velocidad aérea indicada en nudos.
Km	Kilómetro (medida de distancia).
Kt	Nudos (medida de velocidad).
KTAS	Velocidad aérea verdadera en nudos.
Kts	Nudos (medida de velocidad).
Lbs	Libras (medida de peso).
LDA	Distancia de aterrizaje disponible.
LH	Lado Derecho.
LP	Baja presión.
Ltr	Litros (medida de cantidad).
Lts	Litros (medida de capacidad).
M	Metros (medida de distancia).
Mb	Milibares (medida de presión atmosférica).
MDA	Altitud mínima de descenso.
MEA	Altitud mínima en ruta.
METAR	Reporte meteorológico del tiempo en un aeródromo.
Mhz	Mega hertzios (rango de frecuencia).
Min	Minutos (medida de tiempo).
mm	Milímetros (medida de distancia).
Mph	Millas por hora.
NDB	Radio faro no direccional.
Nm	Millas náuticas (medida de distancia).
NOTAM	Información para el piloto.
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional.
OAS	Sello de aire exterior (outer air seal).
OMAC	Organización de Mantenimiento Aeronáutico Certificada.
PAPI	Indicador de ángulo de aproximación de precisión.
PF	El que conduce el avión, piloto que vuela.
PNF	El que no conduce el avión, piloto que no vuela.
Psi	Libras por pulgada cuadrada (medida de presión).
QFE	Colocación de medida de presión para indicar altura sobre el aeródromo.
QNH	Colocación de medida de presión para indicar elevación sobre el nivel medio del mar.
Qts	Cuartos de galón (medida de capacidad).
RA	Mostrador de resolución.
RAV	Regulación Aeronáutica Venezolana.
RH	Lado Derecho.
Rpm	Revoluciones por minuto.
RVR	Alcance visual de pista.
SAR	Búsqueda y rescate.
SSR	Radar secundario de vigilancia.
TA	Alerta de tráfico.



TAF	Pronóstico de aeródromo.
TAS	Velocidad aérea verdadera.
TAWS	Sistema de advertencia de cercanía de terreno.
TCAS	Sistema para evitar colisión con tráfico.
TGT	Temperatura del gas de turbina.
TODA	Distancia de despegue disponible.
TSN	Tiempo desde nuevo.
TSO	Tiempo desde remanufacturado.
UTC	Tiempo Universal Coordinado.
UHF	Ultra alta frecuencia.
VASI	Indicador de ángulo de aproximación visual.
VFR	Reglas de vuelo visual.
VHF	Muy alta frecuencia.
VMC	Condiciones meteorológicas visuales.
VOR	Radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia.
VNE	Velocidad de nunca exceder.
VR	Velocidad de rotación.
VREF	Velocidad de referencia (aproximación).
V1	Velocidad de decisión para el despegue.
V2	Velocidad segura de despegue con un motor.



SINOPSIS

El día 16 de agosto de 2005, el vuelo WCW 708 despegó del Aeropuerto Internacional Tocumen (MPTO), Ciudad de Panamá, a las 05:59 UTC, con destino al Aeropuerto Internacional “Le lamentin Fort de France” (TFFF), Martinica, bajo reglas de vuelo instrumental (IFR), en condiciones meteorológicas instrumentales (IMC); en el sector intermedio de la ruta había formación de nubes del tipo estratocúmulos con fuertes precipitaciones. La aeronave se encontraba en condiciones aeronavegables y no presentaba ningún tipo de falla mecánica. Una vez alcanzado el nivel de vuelo FL 330, la aeronave comenzó una degradación continua de su velocidad hasta alcanzar el valor mínimo de sustentación; posteriormente la aeronave entró en una fase de pérdida (STALL) y seguidamente una caída constante hasta que impactó contra el terreno, en un área topográfica definida como plana con una elevación de 119 pies sobre el nivel del mar, cerca de la población de Machiques, Estado Zulia, Venezuela.



1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS:

1.1. HISTORIA DEL VUELO:

1.1.1. Base de Operaciones:

Aeropuerto “José María Córdoba” de Río Negro, Medellín, República de Colombia.

1.1.2. Información del vuelo anterior:

La aeronave despegó el día 15 de agosto de 2005 con número de vuelo WCA701, del aeropuerto de Río Negro, ubicado en la ciudad de Medellín, Colombia, con dos (2) tripulantes de mando, cuatro (04) tripulantes de cabina, un (01) despachador y un (01) mecánico a bordo; aterrizó a las **05:19 UTC**, en el Aeropuerto de Tocumen en Panamá.

1.1.3. Preparación y Despacho del Vuelo:

Vuelo charter para transporte de pasajeros N° WCW 708, con permiso aprobado de operación por parte de Transporte Aéreo de Aeronáutica Civil de Colombia N° 889, cuya ruta aprobada se inició en el Aeropuerto Internacional “Tocumen” (MPTO) hasta el Aeropuerto Internacional “Le lamentein Fort de France” (TFFF), Martinica.

La empresa West Caribbean Airways tenía contratado en Panamá los servicios de la empresa Balboa Logistics & Airport Services Inc, encargada de realizar todos los procesos de embarque, cargado y despacho de la aeronave. El despegue estaba programado en Panamá para las **03:50 UTC** (22:50 HLC). Una vez suministrado el combustible, embarcados los ciento cincuenta y dos (152) pasajeros y la carga, sale del puesto de aparcamiento número 28 a las **05:54 UTC**, despegando con una demora de dos horas diez minutos (02:10 hrs), con un peso en plataforma de 149.023 lbs. (según manifiesto de peso y balance).



1.1.4. Descripción del Vuelo:

Tomando como base la información de la transcripción del grabador de voces de cabina (CVR), el grabador de datos de vuelo (FDR), y otros documentos como el estudio de desempeño de la National Transportation Safety Board o Junta Nacional de Seguridad del Transporte de los Estados Unidos (NTSB), se realiza la siguiente descripción:

El día **16 de agosto de 2005**, la compañía West Caribbean Airways realizó el vuelo fletado de transporte de pasajeros N° WCW 708, con permiso aprobado de operación por parte de Transporte Aéreo de Aeronáutica Civil de Colombia N° 889, cuya ruta era desde el Aeropuerto Internacional Tocumen (MPTO), Ciudad de Panamá, al Aeropuerto Internacional Le Lamentin Fort de France (TFFF), Martinica, con nivel de vuelo de FL350.

La tripulación agrego una cantidad de combustible suficiente para llegar a su de destino.

Se inició la carrera de despegue por la pista 21L, siendo éste efectivo a las **05:58:13 UTC**; una vez en el aire, fue retraído el tren de aterrizaje e iniciaron el ascenso a nivel de vuelo 310, (31.000 pies de altitud). A las **06:04:30 UTC**, el piloto automático es conectado, navegando directo a la posición ESEDA autorizados por el Control de Panamá. Faltando aproximadamente 30 millas para pasar por dicha posición, la tripulación contactó a Control Panamá y solicitó cambio de frecuencia con Control Barranquilla. Una vez autorizada la tripulación y una vez hecho cambio con Control Barranquilla, se mantuvo el ascenso hasta nivel de vuelo FL310 (31.000 pies); posteriormente la tripulación solicitó un nivel de vuelo superior en el espacio aéreo de Barranquilla. A las **06:17:02 UTC** la tripulación estableció contacto con el Control de Barranquilla, recibiendo instrucciones de continuar el ascenso al nivel de vuelo 310 (31.000 pies) y notificar en **“SIDOS”**, reportando este punto a las **06:25:53 UTC**.

La aeronave alcanzó el nivel de vuelo 310 (31.000 pies) a las **06:26:00 UTC**. Los valores de EPR parecen indicar que el sistema anti hielo de las superficies



aerodinámicas y los sistemas anti hielo de los motores estaban probablemente en funcionamiento en ese momento. El avión se encuentra en fase de crucero en ese nivel de vuelo y a una velocidad de Mach 0.74, esto de acuerdo a los datos de vuelo registrados.

NOTA: Los cálculos de consumo de combustible muestran que para cualquier masa de despegue inferior a 150.000 libras, los motores podían proporcionar el empuje suficiente para mantener un Mach de 0.75 a nivel de vuelo 310 con todos los sistemas anti hielo en funcionamiento. Por encima de esa masa esto ya no era posible. Por consiguiente, es probable que la masa de despegue fuera inferior o igual a 150.000 libras.

A las **06:33:32 UTC** y a las **06:34:18 UTC** el copiloto solicita al controlador aéreo cambios de trayectoria para evitar formaciones tormentosas.

A las **06:39:13 UTC**, la tripulación solicita nivel de vuelo 330. Diez segundos más tarde, la aeronave comienza el ascenso con un Mach de 0.75. Se activa el modo de conservación de Mach en el Piloto Automático (botón Mach SEL en el panel de Control de Guía de Vuelo o FGCP), y se activa el control automático de aceleración en el modo de conservación del EPR de ascenso (EPR climb). Esta selección quiere decir EPR Limited (EPR Lim) en el Control Automático de Aceleración, más el botón de Climb (CLB) en el panel del sistema de control de desempeño o PMS. Desde que se inicia el ascenso, el Mach comienza a disminuir.

Se interrumpe el ascenso, cada vez con una duración aproximada de 20 segundos, a las **06:40:43 UTC** y 31.450 pies de altitud y de nuevo a las **06:41:50 UTC** y 32.300 pies de altitud. En cada una de las dos etapas de vuelo horizontal, el Mach se estabiliza, pero disminuye de nuevo en cuanto la aeronave continúa el ascenso.

A las **06:41:56 UTC**, el modo de piloto automático registrado cambia a "Vertical Speed", modo que mantiene una velocidad vertical de ascenso constante. Diez segundos más



tarde, el Control Automático de Aceleración registrado, cambia a “Mach EPR limited”, modo en el cual el valor del Mach es inferior al Mach seleccionado pero ya se ha alcanzado el empuje máximo permisible, por encima del cual la protección de los motores no queda garantizada.

A las **06:42:30 UTC**, el capitán de la aeronave solicita al primer oficial desconectar el anti hielo de los motores. A las **06:42:40 UTC** se registra una ganancia de EPR correspondiente (probablemente) a la desconexión de los sistemas anti hielo. La medida del valor EPR de cada uno de los motores se vuelve ligeramente superior a 2.0.

A las **06:43:40 UTC** la aeronave alcanza el nivel de vuelo 330FL, la aeronave aceleró a una velocidad de “Crucero de largo alcance” (**Long range cruise speed**), alcanzando una velocidad de 0.7 Mach.

A las **6:45:17 UTC**, el capitán dice “No lo pude acelerar”.

A las **6:45:30 UTC**, el primer oficial va al baño y el capitán queda en control de la aeronave.

A las **6:46:02 UTC**, la velocidad está en 0.72 Mach, el EPR es 2.02 y la altitud es 33.000 pies.

A las **6:46:48 UTC**, el ángulo de ataque decrece hasta los 2.9°, la velocidad se incrementa a 0.73 Mach, la aeronave sigue nivelada.

A las **6:47:28 UTC**, la aeronave alcanza la “VELOCIDAD DESEADA” o “target speed” de 0.75 Mach, el ángulo de ataque alcanza los 2.6°.

A las **06:47:55 UTC** el capitán dice otra vez “no puedo acelerar”.

A las **06:48:02 UTC**, la velocidad se encuentra en 0.75 Mach, el Control Automático de Aceleración reduce el empuje y cambia al modo de conservación de Mach.



Alrededor de las **06:49 UTC**, variaciones del valor de EPR indican probablemente activaciones de los sistemas anti hielo, estos valores son consistentes con la selección de CRUISE con los sistemas anti hielo encendidos. La velocidad se mantiene en 0.75 Mach y empieza a decaer.

A las **06:49:46 UTC**, el control de aceleración se posiciona nuevamente en el modo de "Mach EPR limited" el cual se muestra en la pantalla del FMA como "MACH ALT" y se queda básicamente en esta posición hasta la entrada en pérdida. Sin embargo, el Mach empieza a disminuir lo que indica la imposibilidad para el avión de mantener 0.75 a nivel de vuelo 330.

Alrededor de las **06:50 UTC**, se llevó a cabo el servicio de comida a la tripulación, y esto es consistente con el comentario que el capitán hace a las **6:49:52 UTC** "Mire a ver un pastelito". El copiloto solicita al control aéreo un cambio de frecuencia a fin de contactar con el control de Maiquetía.

A las **06:51:09 UTC**, la tripulación solicita y obtiene autorización de tomar una ruta directa hacia el punto ONGAL. La disminución de Mach prosigue y el piloto automático compensa con el "trim" (compensador) del estabilizador para mantener la altitud.

A las **6:51:57 UTC**, el primer oficial dice "¿Lo prendo ahí capi o qué?" sugiriendo el encendido de los sistemas anti hielo. Alrededor de las **06:52 UTC**, los valores de EPR coinciden con la selección de CRUISE sin los sistemas anti hielo.

A las **06:52:43 UTC**, el capitán pregunta si no tendrán hielo. El primer oficial dice "no". La velocidad cae a 0.69 Mach.

Alrededor de las **06:53 UTC**, variaciones del valor de EPR indican nuevas activaciones de los sistemas anti hielo, estos valores son consistentes con la selección de CLIMB con los sistemas anti hielo encendidos.



A las **06:53:05 UTC**, el copiloto dice: “¿y eso por qué capi? ¿Hielo en las superficies o qué?” Dos segundos después parece sugerir conectar el sistema anti hielo de las superficies aerodinámicas. La velocidad sigue en 0.68 Mach.

A las **06:53:10 UTC**, de manera ininteligible el capitán dice: “¿es engine airfoil...cierto?” El copiloto le responde afirmativamente dos segundos después.

A las **06:55:22 UTC**, la velocidad sigue cayendo hasta los 0.65 Mach, el ángulo de ataque alcanza los 5.8°. El capitán dice “que mal tiempo hermano”

A las **06:56:05 UTC**, el ángulo de ataque es de 6.5° y la velocidad es de 0.63 Mach.

A las **06:56:59 UTC**, con un Mach de 0.62, el copiloto solicita al controlador aéreo la autorización para descender al nivel de vuelo 310. El ángulo de ataque llega a los 7.2°

A las **06:57:10 UTC**, el capitán desactiva el piloto automático. La velocidad alcanza los 0.60 Mach, el ángulo de ataque llega a 7.7°. No hay alarma audible.

A las **06:57:15 UTC**, la aeronave inicia un descenso. La velocidad se sitúa en Mach 0.60 y la posición del estabilizador horizontal fue de -4.05 grados.

A las **06:57:23 UTC**, se registra el aviso sonoro de la alarma de altitud por no mantener la altitud seleccionada (“altitud alert”). Tres segundos (3’) más tarde, el capitán le indica al copiloto “dame tres uno cero”.

A las **06:57:44 UTC**, mientras la aeronave se encuentra a 31.700 pies y descendiendo con una velocidad vertical aproximada es de 2.500 pies por minuto, el valor del EPR se reduce bruscamente hasta 1.8. Simultáneamente se percibe el vibrador de la palanca de mando o “Stick Shaker”, seguido un segundo después por el aviso sonoro de la alerta de pérdida o “Stall” junto con el sonido de la corneta de Stall, ambas alarmas del



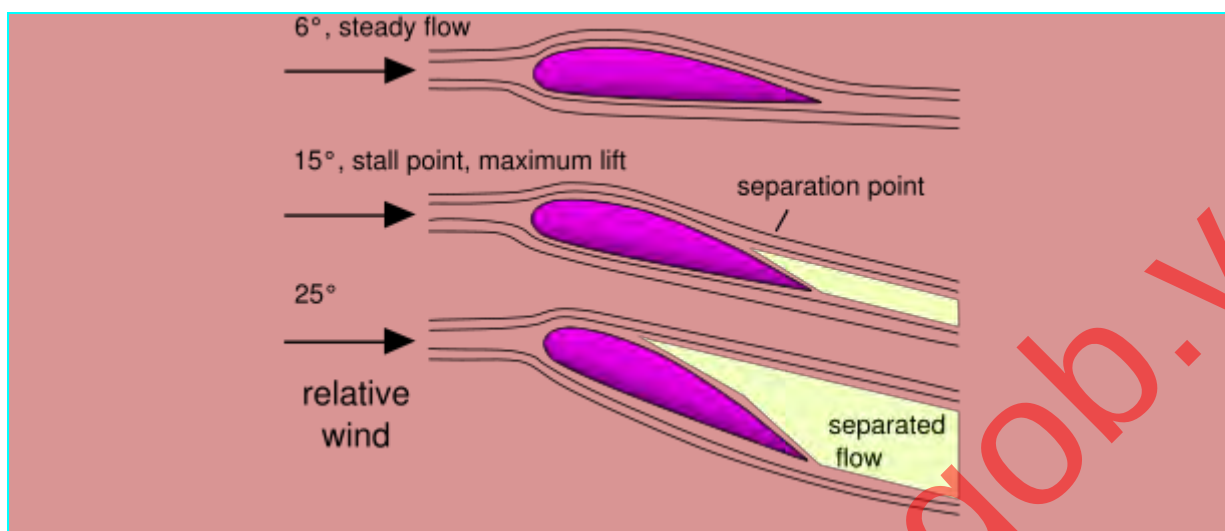
sistema de advertencia de pérdida o stall warning system. Se pueden escuchar las mismas prácticamente de manera continua hasta el final de la grabación.

El Stick Shaker Es un dispositivo mecánico que hace vibrar la columna de control con el propósito de alertar a la tripulación cuando la aeronave alcanza una excesiva rata de AOA o ángulo de ataque momentos antes de alcanzar el ángulo de pérdida.

Stall o pérdida es una condición aerodinámica donde el ángulo de ataque se incrementa llegando a un punto en el cual la sustentación empieza a disminuir. El ángulo en el cual esto ocurre, es llamado ángulo de ataque crítico. El ángulo de ataque crítico es el ángulo donde se alcanza el máximo coeficiente de sustentación.

La separación del flujo de aire o corriente de aire relativo, se inicia a pequeños ángulos de ataque mientras que el flujo todavía tiene una adherencia dominante. A medida que el ángulo de ataque se incrementa, la región de flujo separado sobre la superficie del perfil aumenta en tamaño y disminuye la habilidad del ala para producir sustentación. Cuando se alcanza el ángulo de ataque crítico, el área de flujo separado es tan grande que en vez de producir sustentación lo que crea es una gran área de resistencia.

Las aeronaves de ala fija durante una pérdida pueden sufrir de bataneo (buffeting) el cual es un movimiento turbulento producido por el aire sobre una superficie aerodinámica. El bataneo puede causar problemas de control de vuelo que van desde vibraciones hasta ruido, inclusive puede causar pérdida de control. El bataneo suele ser un síntoma de que la aeronave se acerca a la zona de pérdida. La mayoría de las aeronaves están diseñadas para sufrir de una pérdida gradual, la cual alertará a los pilotos y les proporcionará suficiente tiempo para reaccionar y tomar decisiones.



De las **06:57:44 UTC** hasta las **06:57:54 UTC** el EPR disminuye de 1.89 a 1.16.

A las **06:57:46 UTC**, el compensador (TRIM) del estabilizador comienza a aumentar progresivamente hacia los -5 grados hasta alcanzar el máximo valor de nariz arriba. Las alas de la aeronave, debido al ángulo de ataque, contribuyen a que la entrada de aire a los motores se vea afectada causando las caídas de EPR.

A las **06:58:00 UTC**, el copiloto comunica dos veces al capitán que se trata de una entrada en pérdida, “es el Stall capi”.

A las **06:58:13 UTC**, a solicitud del capitán, el copiloto anuncia al controlador aéreo que la tripulación continúa el descenso a nivel de vuelo 290FL. La velocidad vertical se acerca a 5.000 pies por minuto. El valor del Mach es de 0.50, mientras que el compensador del elevador es de 5 y comienza a aumentar.

A las **06:58:15 UTC**, los valores de EPR se reducen bruscamente. En este momento los valores son inferiores a 1.06. El Mach es inferior a 0.50 y la velocidad vertical se sitúa en torno a 5.500 pies por minuto.

A las **06:58:43 UTC**, el copiloto, sin anunciar una situación de emergencia, indica al controlador aéreo que la tripulación continúa el descenso a nivel de vuelo 240FL. No



Menciona ninguna lista de chequeo. A las **06:58:50 UTC**, el control de Maiquetía pregunta a la tripulación si tiene algún problema a bordo. El Copiloto, bajo la solicitud del Capitán, responde al controlador aéreo que tienen “flame out” en ambos motores (apagado de motores en vuelo). Se autoriza a la tripulación a descender a discreción dado que el EPR se sitúa entre 1.1 y 1.04. La velocidad vertical se acerca aproximadamente a 7.000 pies por minuto.

A las **06:59:12 UTC**, bajo el pedido del capitán, el copiloto solicita al controlador aéreo la altitud mínima en ruta (minimum in route altitud o MEA). La velocidad vertical de descenso es mayor a los 12.000 pies por minuto. El controlador solicita posición o distancia de Puerto Cabello (SVPC). El Copiloto responde al controlador “Negativo”. Una vez más el controlador solicita referencia de posición, ahora respecto a Santa Bárbara del Zulia (SVSZ) o a la radioayuda de Valera (SVVL), respondiendo el Copiloto nuevamente “Negativo”.

A las **06:59:26** el acelerador automático o sistema ATS es desconectado.

A las **06:59:47 UTC**, el valor de EPR aumenta rápidamente alcanzando los 1.80.

A las **06:59:51 UTC**, a petición del capitán, el copiloto anuncia al controlador aéreo que el avión está incontrolable. La altitud era aproximadamente 12400 pies.

A las **06:59:56 UTC**, la altitud registrada es de 10.950 pies y la posición del compensador del elevador es de 10.8.

A las **07:00:01 UTC**, el copiloto reitera al controlador aéreo que la aeronave está incontrolable y llevan 152 personas a bordo. El valor de EPR es de 1.88. La posición del compensador del elevador es de 10.8 nariz arriba. La velocidad se sitúa en 0.38 Mach, en este momento están presentes las alarmas o advertencias: **STICK SHAKER, ALTITUDE ALERT, STALL WARNING.**

A las **07:00:22 UTC**, se registran las alertas del Ground Proximity Warning System (GPWS) “**SINKRATE, WHOOP WHOOP, PULL UP**” La altitud era de 3105 pies y la posición del compensador del elevador es de 12.5 nariz arriba. A las **07:00:31 UTC**, se termina la grabación del CVR y a las **07:00:32 UTC** termina la grabación del FDR.

1.2. LESIONES A PERSONAS

Lesiones	Tripulación de vuelo	Tripulación de cabina	Pasajeros	Otros	Total
Mortales	2	6	152	0	160
Graves	0	0	0	0	0
Ilesos	0	0	0	0	0
Total	2	6	152	0	160

Tabla 1.

1.3. DAÑOS A LA AERONAVE:



Fig. 1: La aeronave quedó totalmente destruida luego del impacto, excepto el estabilizador horizontal, el cual quedó casi completo.



1.4. OTROS DAÑOS:

Dstrucción de la vegetación y árboles en la zona del impacto, contaminación del caño que atraviesa la finca en aproximadamente unos 57.750 metros cuadrados.

1.5. INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL:

La información de la tripulación de vuelo fue suministrada por la empresa West Caribbean Airways S.A, y por parte de Aeronáutica Civil Colombiana.

1.5.1. Piloto al Mando (Capitán):

SEXO: Masculino.

EDAD: 40 años.

NACIONALIDAD: Colombiano.

LICENCIA: Piloto Transporte de Línea (Nº PTL-2072), emitida el 22 de noviembre de 2002.

CERTIFICADO MÉDICO: Valido hasta el 25 de enero de 2006.

RESTRICCIONES MÉDICAS: Uso de lentes correctores.

ANTECEDENTES MÉDICOS: Historia médica desde 1990 con diagnóstico de dislipidemia mixta e hipertrigliceridemia a repetición; lipomas múltiples subdérmicos. Sin antecedentes previos registrados las ultimas 72 horas previas al accidente.

HABILITACIONES: Capitán de DC-9-82 desde el 17 de noviembre de 2004.

HORAS TOTALES EN EL EQUIPO: 422:19 horas totales como capitán de DC-9-82 y

HORAS TOTALES: 5.942,07 horas totales como piloto profesional, con una experiencia acumulada de 14 años.

ÚLTIMA EVALUACIÓN DE SIMULADOR: Entrenamiento y chequeo de simulador para la aeronave DC-9-82, realizado el 24 de junio de 2005, con resultados satisfactorios.



Experiencia laboral:

Obtuvo la licencia de Piloto Comercial (Nº PCA 5671) expedida el 01 de marzo de 1991. Entre los años 1993 y 1998 laboró para la empresa Intercontinental de Aviación S.A., donde logró acumular un total de 2.539,00 horas como copiloto de la aeronave DC-9-15 y cumplía con todos los entrenamientos semestrales dictados por la empresa. A continuación un resumen de su experiencia de vuelo:

Resumen de Experiencia de Vuelo Piloto Equipos DC-9

Equipo de Vuelo DC-9-15/30 (Copiloto):

Total Horas como Copiloto: 2539:00 Desde 24-dic-1993 al 29-may-1998

Equipo de Vuelo DC-9- 30.

Total Horas como Copiloto: 1367:28 Desde 05-jun-1998 al 31-may-2001

Equipo de Vuelo DC-9.

(Series no especificadas).

Total Horas como Copiloto: 314:19 Desde 01-jun-2001 al 31-ene-2002

Equipo de Vuelo DC-9.

Total Horas como Copiloto: 134:27 Desde 31-may-2002 al 13-nov-2002

Chequeo en rutas.

Total Horas como Copiloto **4354:74 hrs.**

Equipo de Vuelo DC-9/81/82 (Piloto al mando)

Total Horas como Piloto: 706:28 Desde 22-nov-2002 al 06-mar-2004

Equipo de Vuelo DC-9.

Total Horas como Piloto: 28:00 Desde 17-oct-2004 al 31-oct-2004

Diferencias Equipo DC- 9/81/82

Equipo de Vuelo DC-9/81/82.

Total Horas como Piloto: 394:19 Desde 17-nov-2004 al 16-ago-2005

Total Horas como Piloto: **1128:47 hrs.**



Observaciones:

- El Piloto tiene 1128.47 horas como capitán al mando, de las cuales 706.28 horas son como capitán de DC-9 y 422.19 horas como capitán de MD-82.
- El Piloto tiene registro de entrenamiento recurrente en el equipo, efectuado menos de 2 meses antes del siniestro.
- **En los últimos 90 días antes del siniestro, las horas voladas en este equipo por el Piloto, fueron aproximadamente 56 horas.**
- **En los últimos 90 días se observa baja frecuencia de vuelo en el equipo MD-82.**

1.5.2. Copiloto (Primer oficial):

SEXO: Masculino.

EDAD: 21 años.

NACIONALIDAD: Colombiano.

LICENCIA: Piloto Comercial Avión (Nº PCA-8092), emitida el 31 de enero de 2003.

CERTIFICADO MÉDICO: Válido hasta el 07 enero de 2007.

RESTRICCIONES MÉDICAS: Ninguna.

ANTECEDENTES MÉDICOS: Historia médica desde el año 1990, con antecedentes de hipermetropía leve y sobrepeso reportado en noviembre de 2003. Último chequeo médico realizado el 5 de julio de 2005, sin antecedentes previos registrados las últimas 72 horas previas al accidente.

HABILITACIONES: Copiloto de LET-410UVP-E, DC-9 Y DC-9-82, desde el 25 de Marzo de 2004.

HORAS TOTALES EN EL EQUIPO: 862,1 horas totales como copiloto de DC-9-82.

HORAS TOTALES: 1.341,3 horas totales como copiloto.



**ÚLTIMA EVALUACIÓN DE
SIMULADOR:**

Entrenamiento y chequeo de simulador en
DC-9-82, realizado el 22 de Julio de 2005, con
resultados satisfactorios.

Experiencia laboral:

Se gradúa como piloto comercial el 14 de diciembre de 2002. Para el mes de marzo de 2003 comienza su relación laboral con la empresa West Caribbean Airways S.A.; en julio del mismo año obtiene la habilitación como copiloto de la aeronave bimotor LET-410UVP-E, posteriormente entre el 13 de febrero y 04 marzo realiza su experiencia operacional como copiloto de la aeronave DC-9-81/82, cumpliendo con todos los entrenamientos semestrales dictados por la empresa.

Resumen de Experiencia de Vuelo del Copiloto Equipos DC-9

Equipo de Vuelo DC-9/81/82 (Copiloto):

Equipo de Vuelo *DC-9- 81/82*

Total Horas como Copiloto 40:27 Desde 13-feb-2004 al 04-mar-2004

Chequeo en Rutas

Equipo de Vuelo *DC-9-81/82*

Total Horas como Copiloto 821:83 Desde 13-feb-2004 al 16-ago-2005

Total Horas como Copiloto **862:10 hrs.**

Observaciones:

- El Copiloto tiene registro de entrenamiento recurrente en el equipo, efectuado 2 meses antes del siniestro.
- En los últimos noventa (90) días antes del siniestro, las horas voladas en este equipo por el Copiloto fueron aproximadamente **155** horas.
- El Copiloto muestra un registro de 40 horas de simulador en un período comprendido entre el 22ene2004 hasta el 04feb2004.



1.5.3. Mecánico de Vuelo:

SEXO: Masculino.

EDAD: 44 años.

NACIONALIDAD: Colombiano.

LICENCIA(S): Técnico Línea de Aviones (N° TLA-1073)

Habilitaciones Provisional.

Fecha de expedición: 18 de mayo de 2000.

Fecha de vencimiento: 18 de agosto de 2000.

Motores a Reacción de más 5.000 libras.

Técnico en Aviones (N° TAV-3856).

Fecha de expedición: 11 de febrero de 1994.

DC-9

Técnico en Plantas Motrices (N° TPM-4965).

Fecha de expedición: 05 de noviembre de 1993.

Motores a Reacción de más 5.000 libras.

CERTIFICADO Ninguno.

MÉDICO:

RESTRICCIONES Ninguna.

MÉDICAS:

ANTECEDENTES No se tiene registro.

MÉDICOS:

ÚLTIMO

RECURRENTE

REALIZADO: No se tiene registro.



1.5.4. Auxiliares de Servicios Abordo:

1.5.4.1. Auxiliar de Servicios a Bordo No. 1 (Jefe de Cabina).

SEXO: Masculino.

EDAD: 28 años.

NACIONALIDAD: Colombiano.

LICENCIA: Auxiliar de Servicio a Bordo (Nº ASA-5317).
Fecha de expedición: 27 de diciembre de 2002.

HABILITACIONES: DC-9-80/F-50/DASH-8/ATR-42.

CERTIFICADO Fecha de expedición: 15 de marzo de 2005.

MÉDICO: Fecha de vencimiento: 12 de noviembre de 2006.

RESTRICCIONES Ninguna.

MÉDICAS:

ANTECEDENTES Historia médica desde el 12 de noviembre de 2002, con antecedentes de Septorinoplastia. Sin antecedentes previos registrados las últimas 72 horas previas al accidente.

MÉDICOS:

ÚLTIMO Entrenamiento de tierra.

RECURRENTE Curso de repaso en los equipos ATR-42 y DC-9.

REALIZADO: Febrero del 2005.
Resultados: satisfactorios.



1.5.4.2. Auxiliar de Servicios a Bordo No. 2:

SEXO: Masculino.

EDAD: 26 años.

NACIONALIDAD: Colombiano.

LICENCIA: Auxiliar de Servicios a Bordo (N° ASA-5629).
Fecha de expedición: 28 de julio de 2004.
Fecha de vencimiento: 28 de octubre de 2004/marzo 12 de 2005.

HABILITACIONES: DC-9/ ATR-42.

CERTIFICADO Valido hasta el 04 Febrero de 2006.

MÉDICO:

RESTRICCIONES Ninguna.

MÉDICAS:

ANTECEDENTES Historia médica desde mayo de 2003, sin antecedentes

MÉDICOS: patológicos.

ÚLTIMO Entrenamiento de tierra.

RECURRENTE Curso de repaso en los equipos ATR-42 y DC-9.

REALIZADO: Sin fecha de emisión.
Resultados: satisfactorio.



1.5.4.3. Auxiliar de Servicios a Bordo No. 3:

SEXO: Masculino.

EDAD: 25 años.

NACIONALIDAD: Colombiano.

LICENCIA: Auxiliar Servicios a Bordo (Nº ASA-5616).
Fecha de expedición: 01 de julio de 2004.
Fecha de vencimiento: 02 de junio de 2005.

HABILITACIONES ATR-42/DC-9.

CERTIFICADO Valido hasta el 02 Junio de 2006.

MÉDICO:

RESTRICCIONES Uso de lentes correctores.

MÉDICAS:

ANTECEDENTES Historia médica desde junio de 2004, sin antecedentes

MÉDICOS: patológicos.

ÚLTIMO Entrenamiento de tierra.

RECURRENTE Mayo de 2005.

REALIZADO: Resultados: satisfactorios.



1.5.4.4. Auxiliar de Servicios a Bordo No. 4:

SEXO:	Femenino.
EDAD:	20 años.
NACIONALIDAD:	Colombiana.
LICENCIA:	Auxiliar Servicios a Bordo (Nº ASA-5488). Fecha de expedición: 08 de enero de 2004.
CERTIFICADO	Fecha de expedición: 07 de octubre de 2003.
MÉDICO:	Fecha de vencimiento: 07 de octubre de 2005.
RESTRICCIONES	Ninguna.
MÉDICAS:	
ANTECEDENTES	Historia médica desde septiembre de 2003, sin
MÉDICOS:	antecedentes patológicos.
HABILITACIONES:	DC-9-80/ATR-42.
ÚLTIMO	Entrenamiento de tierra.
RECURRENTE	Febrero de 2005.
REALIZADO:	Resultados satisfactorios.

**1.5.5. Despachador de Vuelo:**

Adicionalmente se encontraba a bordo un (1) Técnico en operaciones aeroportuarias (Despachador de vuelos).

SEXO: Masculino.

EDAD: 27 años.

NACIONALIDAD: Colombiano.

LICENCIA: Despachador de Aviones (Nº DPA-2272).

Fecha de expedición: 26 de noviembre de 1999.

Fecha de vencimiento: 18 de agosto de 2005.

HABILITACIONES: LET-410/ATR-42/DC-9.

CERTIFICADO Ninguno.

MÉDICO:

RESTRICCIONES Ninguna.

MÉDICAS:

ANTECEDENTES No se tiene registro.

MÉDICOS:

ÚLTIMO

- Repaso Equipo ATR-42.

RECURRENTE

28 de agosto de 2004.

REALIZADO:

- Recurrente anual equipo LET-410 UVP-E.
21 de agosto de 2004.
- Entrenamiento inicial de ADICION EQUIPO DC-9-81-82.
17 de abril de 2004.

1.6. INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE:

La aeronave fue construida por McDonnell Douglas (MD-82) en abril de 1986, por pedido de Continental Airlines INC, serial de fuselaje 49484, siendo su primer vuelo el 10 de diciembre de 1986. Ese año se incorporó a la flota de Continental, con las siglas N72824.



Fig. 2: Aeronave MD-82 de la empresa West Caribbean

FECHA	EVENTO	OPERADOR	PROPIETARIO	
04-11-1986	Entrega de Fábrica	Continental Airlines	Continental Airlines	
04-11-1986	Venta y alquiler	Continental Airlines	Pacific Capital Inc.	Harbor
04-05-2001	Término del alquiler	Continental Airlines	Pacific Capital Inc.	Harbor
10-01-2001	Almacenado	Continental Airlines	Pacific Capital Inc.	Harbor
23-09-2004	Vuelo de traslado a un nuevo lugar de almacenamiento	Continental Airlines	Pacific Capital Inc.	Harbor
10-01-2005	Venta	MK Aviation S.A.	MK Aviation S.A.	
10-01-2005	Alquiler	West Caribbean Airways	MK Aviation S.A.	
16-08-2005	Accidente	West Caribbean Airways	MK Aviation S.A.	

Tabla 2. Empresas explotadoras que operaron la aeronave desde su fabricación.

**1.6.1. Datos de la Aeronave:**

Marca:	McDonnell Douglas
Modelo:	DC9-82 (MD-82)
Nº de Serie:	49484.
Matrícula:	HK-4374X (Ver nota 1)
Certificado de Matrícula:	Nº R000966
Vencimiento:	21-08-2005
Capacidad de pax y tripulnts.:	157 incluyendo la tripulación
Año de fabricación:	1986
Certificado de Aeronavegabilidad:	Nº 12918
Vencimiento:	21-08-2005
Propietario:	MK Aviation S.A. (Ver nota 2)
Explotador:	West Caribbean Airways S.A.
Peso Básico Operacional (OEW):	83.632 Libras.
Peso máximo de rodaje (MTW):	150.500 Libras.
Peso máximo de despegue (MTOW):	149.500 Libras.
Peso máximo de aterrizaje (MLW):	130.000 Libras.
Peso máximo sin combust. (MZFW):	122.000 Libras.
Tiempo total de la aeronave:	49.494,12 Hrs. (Hasta el 14-08-05)
Ciclos totales de la aeronave:	24.312 Ciclos. (Hasta el 14-08-05)
Última inspección de mantenimiento:	17 de Julio de 2.005 - FIAA.
Último servicio de mantenimiento:	27 de Julio de 2005 – SUC “1A”.
Nota 1: La letra X denota que el certificado de aeronavegabilidad es provisional. Ver en el anexo #1 el certificado provisional.	
Nota 2: MK Aviation es el nombre del propietario según se establece en la carta de acuerdo o contrato de arrendamiento. Ver anexo número #2.	



A continuación se hace una breve explicación de algunos sistemas de la aeronave que resultan de interés para el análisis del accidente.

Sistema de protección de hielo y lluvia o Anti-Ice:

El sistema de protección de hielo de la aeronave emplea aire caliente proveniente de los motores y usa en algunas partes resistencias eléctricas como dispositivos anti-hielo, desempañante y tiene funciones de deshielamiento. El sistema cuenta también con dispositivos anti-lluvia y con un sistema limpiaparabrisas operado eléctricamente.

El aire caliente proveniente de los motores es usado para el sistema anti-hielo de los bordes de ataque de los “slats” de las alas, borde del ducto de entrada de aire para el sistema de aire acondicionado, y el borde de ataque del estabilizador horizontal. Hay un sistema separado y controlado de manera independiente de anti-hielo para el borde de ataque de las secciones de entrada de aire de los motores, para la bala o fairing protector de la caja de accesorios delantera del motor y los bordes de ataque de las aletas guía de entrada al compresor. El sistema cuenta también con un tubo de transferencia, el cual permite que el aire caliente pueda ser suplido tanto de uno como de ambos motores.

El sistema de resistencias eléctricas provee calor cumpliendo funciones de anti-hielo y desempañante de los tres (3) parabrisas de la cabina de mando y las ventanas de sobrecabeza. Este sistema también provee el calor necesario para que los parabrisas mantengan su resistencia contra impactos de ave, los cuales se debilitan con las bajas temperaturas. Este sistema se usa en los tubos pitot, puertos estáticos, aletas de ángulo de ataque y en el sensor de temperatura externa.

El sistema anti-hielo de las alas y los bordes de ataque del estabilizador horizontal son activados a través del interruptor “AIRFOIL” iniciando un ciclo automático de 15 minutos para las alas y 2.5 minutos para el estabilizador horizontal. El sistema anti-hielo de los motores se activa a través de interruptores independientes “ENG” del sistema de anti-



hielo de las alas y del estabilizador horizontal. Existe un interruptor para cada motor L y R, lo que quiere decir (L) izquierdo y (R) derecho.

MD-80

FLIGHT CREW OPERATING MANUAL

ICE AND RAIN PROTECTION – Component Location

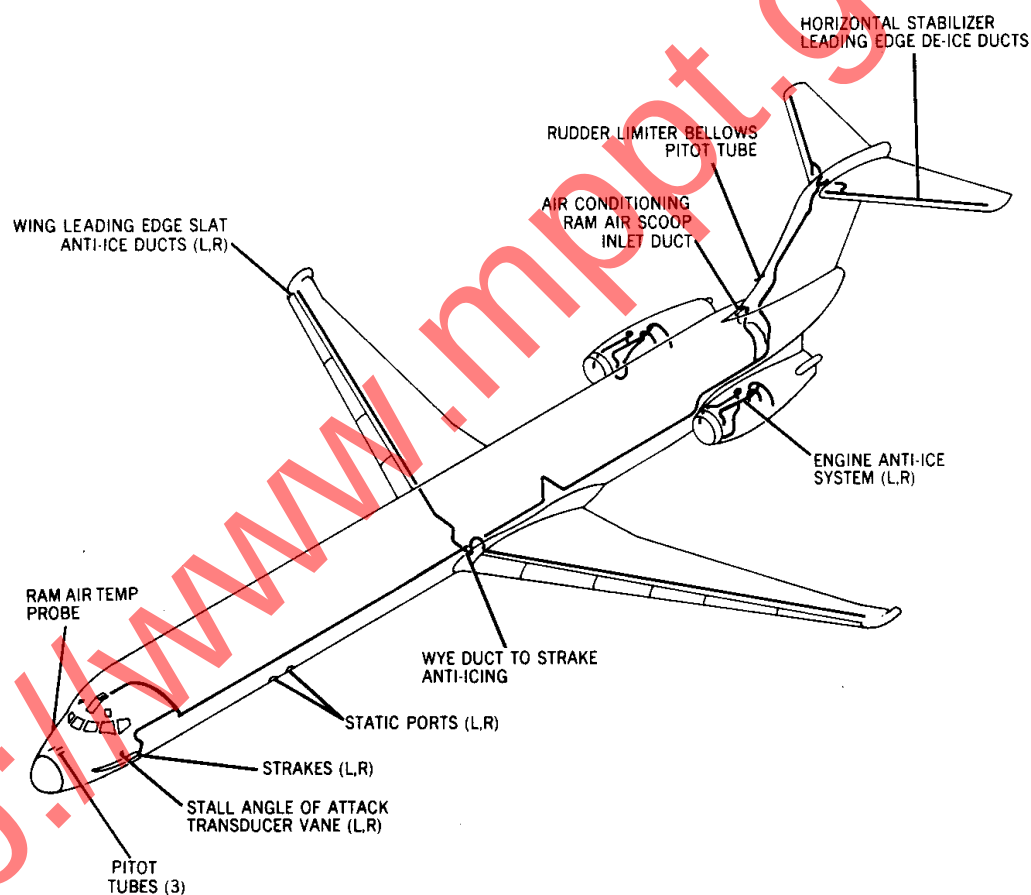


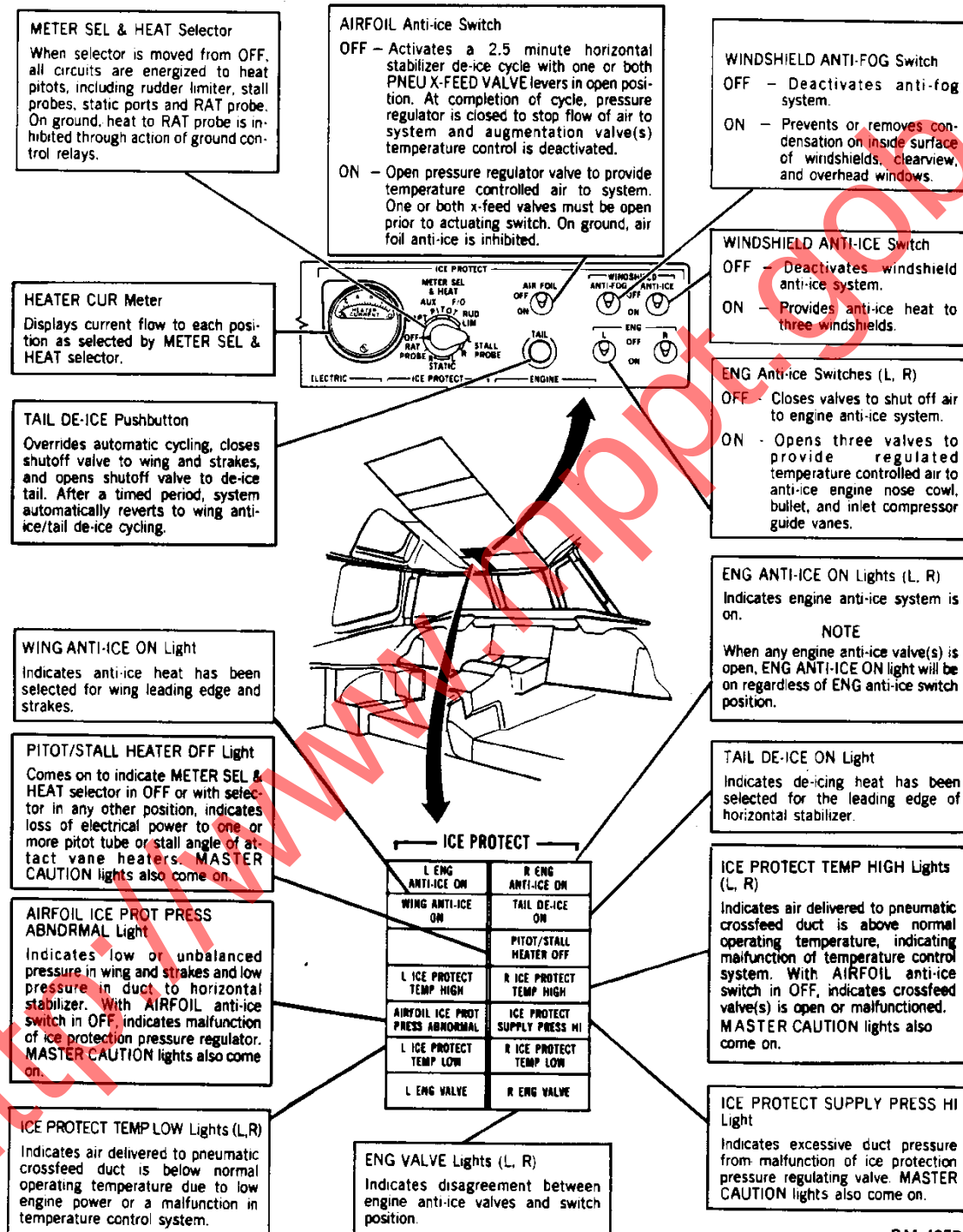
Fig. 3: Localización de los componentes del sistema de protección de hielo y lluvia.



DC-9 Super 80

FLIGHT CREW OPERATING MANUAL

ICE AND RAIN PROTECTION - Controls and Indicators



RA1-007D

Fig. 4: Controles del sistema de protección de hielo y lluvia



Sistema de Auto Aceleración o ATS (Auto-throttle System):

La función de auto aceleración del sistema ATS (Auto – throttle system), controla automáticamente las posiciones de las palancas o comandos de aceleración para mantener la velocidad o el empuje de los motores como se requiera, de acuerdo al modo operacional seleccionado y la configuración de la aeronave. El sistema ATS controlará los aceleradores de acuerdo a las siguientes maniobras: Despegue, Ascenso, Holding o mantenimiento de velocidad, aproximación, “flare” (nivelado), y circulación del campo o “Go around”. El sistema ATS es acoplado moviendo el interruptor del sistema de OFF a AUTO THROT, el cual está ubicado en el panel de control de guía de vuelo en el “Glareshield”. El solenoide del interruptor no se mantendrá en la posición AUTO THROT hasta tanto los seguros (“interlocks”) de los aceleradores cumplan con los requerimientos para el acople del sistema.

El modo de Despegue del sistema ATS proveerá control automático de empuje durante la rotación, despegue y ascenso. Sin embargo, con el Director de Vuelo en modo de Despegue, el interruptor del ATS no acoplará a menos que la computadora de empuje o TCI haya sido colocada tanto en los modos de TO o en TO FLX. Además, el modo de despegue del ATS puede ser iniciado seleccionando TO o TO FLX en la computadora de empuje, presionando el interruptor de despegue en las palancas de aceleración, y seleccionando el interruptor en el panel de control de guía de vuelo. Cuando el interruptor de ATS ha sido acoplado, el sistema ATS mueve los aceleradores hasta el límite de EPR seleccionado en la computadora de empuje. Cuando la aeronave ha acelerado hasta 60 nudos (KIAS), el ATS entrará en el modo CLAMP. La potencia es removida del servo motor del ATS, previniendo el movimiento de los auto-aceleradores durante rotación y despegue, y el acrónimo CLAMP se ilumina en el panel anunciador del sistema de gestión de vuelo FMA.



DC-9 Super 80

FLIGHT CREW OPERATING MANUAL

AUTOMATIC FLIGHT - Controls and Indicators

Autothrottle

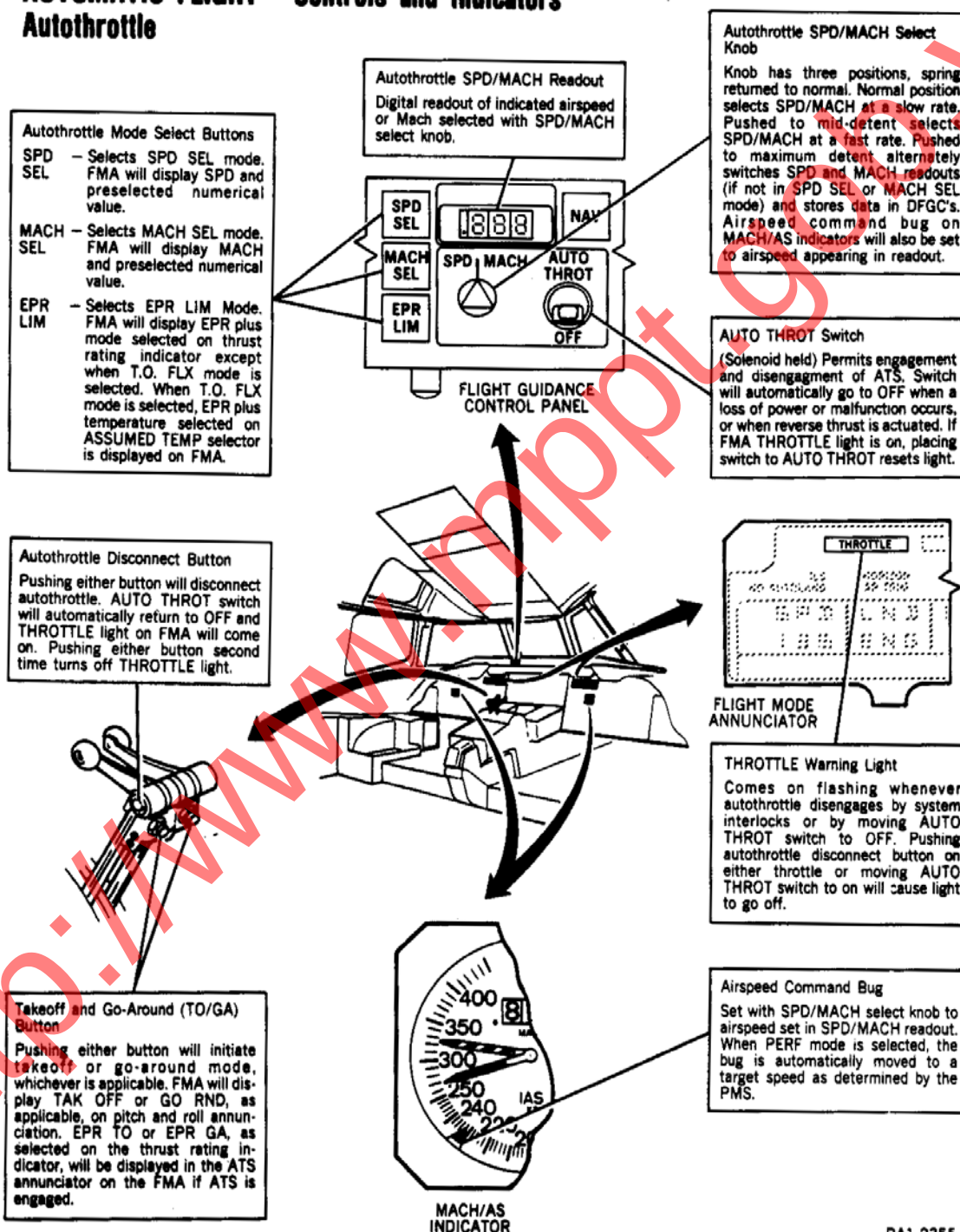


Fig. 5: Controles e indicadores del sistema de Auto aceleración



Control de Velocidad del sistema ATS

Las funciones de autoacelerador/control de velocidad están disponibles para operación tanto en despegue como en aterrizaje. Sensores aerodinámicos, transductores de las superficies de la aeronave, las computadoras centrales de datos de vuelo o CADCs y otras fuentes proveen de datos entradas a las computadoras de guía de vuelo digitales o DFGCs para el procesamiento del control de la velocidad. Las computadoras de guía de vuelo digitales proveen comandos de cabeceo de control de velocidad al director de vuelo o FD, el piloto automático y a la pantalla del indicador "Fast/Slow". El panel de la computadora de guía de vuelo digital contiene los controles necesarios para la selección de la velocidad SPD/MACH y el modo de operación del autoacelerador.

Las funciones del control de velocidad proveen dos modos de velocidad acoplados (despegue y circular el campo). Estos modos están disponibles solo cuando el director de vuelo o el piloto automático están enganchados. Cuatro modos operacionales de aceleración pueden ser seleccionados en el panel de control de guía de vuelo y estos a su vez tienen sub modos. Los modos básicos son: PERF (PMS), indicated airspeed select (SPD SEL), Mach select (MACH SEL) y EPR limit. El indicador de proporción de empuje es usado para seleccionar un empuje determinado EPR para el modo limit. Los sub modos de la selección de empuje o EPRs que pueden ser seleccionados son: Despegue o Takeoff (TO), despegue flexible (TO FLX), circular el campo (GA), empuje máximo continuo o (MCT), ascenso (CL) y crucero (CR).

Sistema de protección de pérdida o STALL:

La aeronave DC-9-82 usa dos computadoras para el sistema de alerta de reconocimiento y protección contra pérdida (stall), las cuales pueden detectar la aproximación a la pérdida y operar el sistema. El sistema monitorea el ángulo de ataque AOA, la rata de cambio del AOA, y la configuración de la aeronave para proveer varias alertas a los pilotos. Cuando la aeronave se encuentra en configuración de despegue, por ejemplo, cuando los flaps (aletas de sustentación o hipersustentadoras de borde de



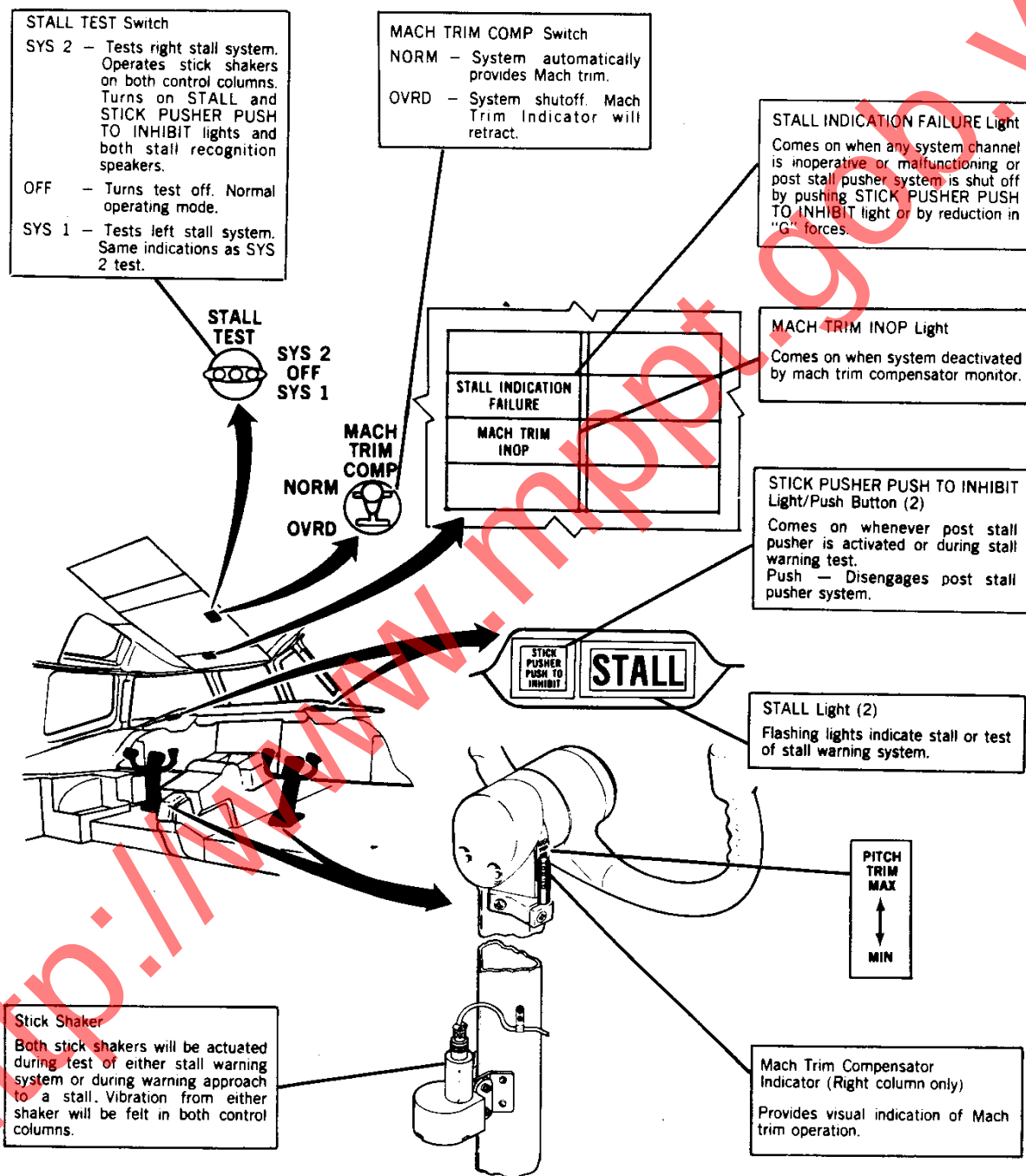
fuga o salida) y los slats (aletas hipersustentadoras de borde de ataque) están extendidos en las posiciones seleccionadas, el sistema anticipará una posible pérdida y activará el sistema de auto slat (la porción automática del sistema de alerta) desde la posición media hasta la full extendida. Si la condición de pérdida todavía persiste o se vuelve a desarrollar, el sistema de STICK SHAKER (agitador o vibrador de la columna de control de vuelo) se activará para poner en alerta a la tripulación e impedir tal condición de pérdida. Esta alerta tiene al menos 4% de margen de velocidad por encima de 1G como velocidad de pérdida. A medida que el ángulo de pérdida se incrementa a casi la pérdida completa, el sistema complementario de reconocimiento de pérdida o SSRS encenderá la luz de STALL a la derecha y a la izquierda en el panel de Glareshield, activará una serie de alarmas audibles, y activará la alarma audible STALL. Este es un anuncio de que el ángulo de pérdida ha sido alcanzado y que ya no hay un margen de seguridad. Si la condición persiste por más de 6 segundos o el ángulo se incrementa por más de 3 grados se activa el sistema de pos pérdida o PSRS, el cual empuja la columna de control (STICK PUSHER) hacia adelante, colocando la aeronave en posición nariz abajo. Si los slats se encuentran retraídos, el sistema de autoslat y el sistema PSRS se deshabilitan.



MD-80

FLIGHT CREW OPERATING MANUAL

FLIGHT CONTROLS - Controls and Indicators Mach Trim and Stall Warning



RA1-2242B

Fig.6: Controles e indicadores del sistema de advertencia de pérdida



Sistema central de alarmas audibles o CAWS:

La aeronave MD-82 posee un sistema central de alarmas audibles, el cual provee de distintas alarmas audibles a la tripulación como por ejemplo: cornetas, cuerdas, chillidos y sonidos de campanas incluyendo una voz generada electrónicamente la cual dice algunas palabras cuando ocurre una condición de peligro potencial, configuraciones inseguras o malfuncionamiento de sistemas. Cada mensaje de voz, es precedido por un tono de alerta asociado. El mensaje de voz es intercalado con un tono en intervalos de un segundo entre ellos. La voz identifica la configuración errónea o el malfuncionamiento durante el periodo de duración de la alarma. El CAWS contiene 12 alarmas definidas.

Boletín de operaciones de vuelo MD-80-02-02^a:

En agosto 6 del 2002, el departamento de operaciones de vuelo de la empresa BOEING, fabricante de la aeronave MD-80, emitió un Boletín Informativo a todos los operadores activos de aeronaves MD-80, entre los cuales se encontraba la empresa West Caribbean Airways. El mismo se refería a la “**Descripción de Modos del Piloto Automático de la Aeronave MD-80**”, el mismo será explicado a continuación.

Boeing emitió el boletín como resultado de un incidente en una aeronave MD-80 series. Este incidente ocurrió después que la misma no pudo mantener la velocidad de crucero mientras se nivelaba a altitud de crucero. En un periodo de entre cinco (5) y siete (7) minutos, la velocidad disminuyó a un punto donde el sistema de STICK SHAKER (agitador de la columna de control de vuelo) se activó y la alarma visual “STALL” se encendió. Durante el periodo de disminución de la velocidad, el piloto automático mantuvo la velocidad de crucero seleccionada. La intención de este boletín fue de examinar las características del sistema de piloto automático de la aeronave MD-80, el cual estuvo involucrado en este incidente.



El sistema de piloto automático y auto acelerador del MD-80, opera en dos modos básicos, Velocidad por Empuje o Speed on Thrust (SOT) y Velocidad por Ascenso o Speed on Pitch (SOP). Cuando se selecciona el modo de Velocidad por Empuje SOT, el elevador es usado para controlar un patrón de vuelo vertical tanto en “ALTITUD HOLD” o en “VELOCIDAD VERTICAL”, mientras que los auto aceleradores ajustan la potencia para mantener la velocidad seleccionada. En el modo de Velocidad por Ascenso SOP, el elevador es usado para mantener la velocidad seleccionada, mientras que los auto aceleradores normalmente van a mínimo o al límite de empuje y se quedaran fijos.

Mientras que en el modo de Velocidad por Empuje SOT, los pilotos deben monitorear la velocidad seleccionada para asegurar que el empuje disponible sea el suficiente para controlar la velocidad. Por ejemplo, si se selecciona una velocidad vertical demasiado alta en descenso, la aeronave irá a sobrevelocidad dado que el empuje irá solo a mínimo. De manera similar, si la velocidad vertical es muy alta en ascenso, la aeronave podría desacelerar a un punto donde podría alcanzar la pérdida antes de que el piloto automático se desenganche. El empuje disponible podría ser insuficiente para mantener la velocidad seleccionada aun con empuje límite.

Sin embargo, el piloto automático comandará al elevador para mantener la velocidad vertical, la cual requiere mayor grado de cabeceo a medida que la velocidad cae. La situación es aun más difícil de percibir cuando se selecciona “ALTITUD HOLD”. Si el empuje requerido para mantener el nivel de vuelo es mayor que el empuje disponible, la aeronave podría desacelerar hasta llegar a pérdida antes que el piloto automático se desenganche. En el modo de Velocidad por Empuje SOT, el comando del piloto automático hacia el elevador no intentará mantener la velocidad.

En “ALTITUD HOLD” una disminución de la velocidad podría ocurrir durante operaciones de, o cerca de la máxima altitud de crucero para las condiciones existentes. Si la aeronave es más pesada que lo que indica el peso y balance, la aeronave podría estar demasiado pesada para la altitud seleccionada, y el empuje



requerido podría ser mayor que el disponible, lo que significaría una disminución súbita de la velocidad. En conclusión, bajo algunas condiciones, la velocidad podría decaer hasta llegar a pérdida antes que el piloto automático se desenganche, los cambios ambientales significativos podrían también crear situaciones donde el empuje disponible será insuficiente para mantener la velocidad a un nivel de vuelo determinado.

En cambio, en el modo de Velocidad por Ascenso SOP, los auto aceleradores no proveerán control alguno de velocidad. La velocidad se mantendrá con actitud de cabeceo nariz arriba. Por lo tanto, si el piloto manualmente vuela en este modo, se deberá tener mucho cuidado al usar el director de vuelo y existirán variaciones de velocidad significativas.

1.6.2. Datos de los Motores:

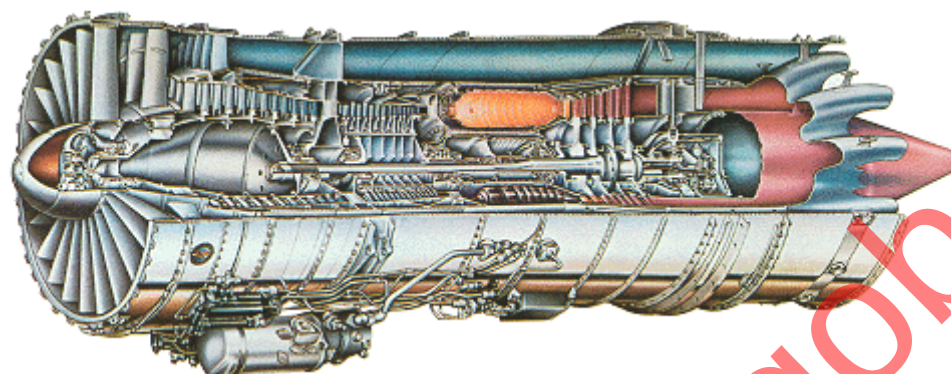


Fig. 7: Corte transversal del motor JT8D

	Motor № 1	Motor № 2
Fabricante.	Pratt & Whitney	Pratt & Whitney
Modelo.	JT8D-217A	JT8D-217A
Nº De Serial.	P708600	P717378
Tiempo total.	43.896,26*	46.457,08*
Ciclos totales.	22.977*	23.606*
Tiempo desde la última visita al taller.	4.552,26*	9.546,08*
Ciclos desde la última visita al taller.	3.657*	5.778*
Ultimo reacondicionamiento.	Realizado el 14 de Marzo de 2000.	

*Datos actualizados hasta el 14 de Agosto de 2005.

Tabla 3. Datos de los motores



1.6.3. Tipo de Combustible Utilizado:

TIPO: JP-1 o JetA-1

1.6.4. Rendimiento (Performance):

El estudio del rendimiento de la aeronave (performance) se basará en los siguientes aspectos:

- 1.6.4.1. Análisis del rendimiento de la aeronave con diferentes configuraciones de peso de despegue y análisis de la evolución de la potencia de los motores (EPR), así como de los modos o configuraciones del sistema de potencia automática (ATS).
- 1.6.4.2. Estudio del rendimiento de la aeronave basado en el reporte emitido por la oficina de investigación e ingeniería de la NTSB (National Transportation Safety Board por sus siglas en ingles o Junta Nacional de Seguridad del Transporte de los Estados Unidos de América).
- 1.6.4.3. Estudio del rendimiento de la aeronave basada en el reporte emitido por la oficina de investigación e ingeniería de la NTSB.

1.6.4.1. Análisis del rendimiento (performance) de la aeronave con diferentes configuraciones de peso de despegue.

Se tomará como base el documento del BEA (Bureau d'Enquetes et D'Analyses o Oficina de Investigación y Análisis de Francia), basado en tablas de rendimiento del FCOM para DC-9-80 equipado con motores JT8D-219 (la relación entre EPR y empuje es casi idéntica entre los modelos de motores JT8D-219 y JT8D-217 el cual era el modelo de motor usado por la aeronave HK4374X), y cuya información se detalla a continuación. El estudio se efectuó con 4 diferentes pesos de despegue (145.000 libras, 148.023 libras, 150.000 libras y 155.000 libras), incluyendo el declarado en el manifiesto de peso y balance real: 148.023 libras. El combustible fue calculado para cada fase de vuelo, tomando las siguientes consideraciones:

ascenso y crucero extendidos (de largo alcance), temperatura ISA + 15°, activación de los sistemas de anti hielo “Airfoil” y “Engines”.

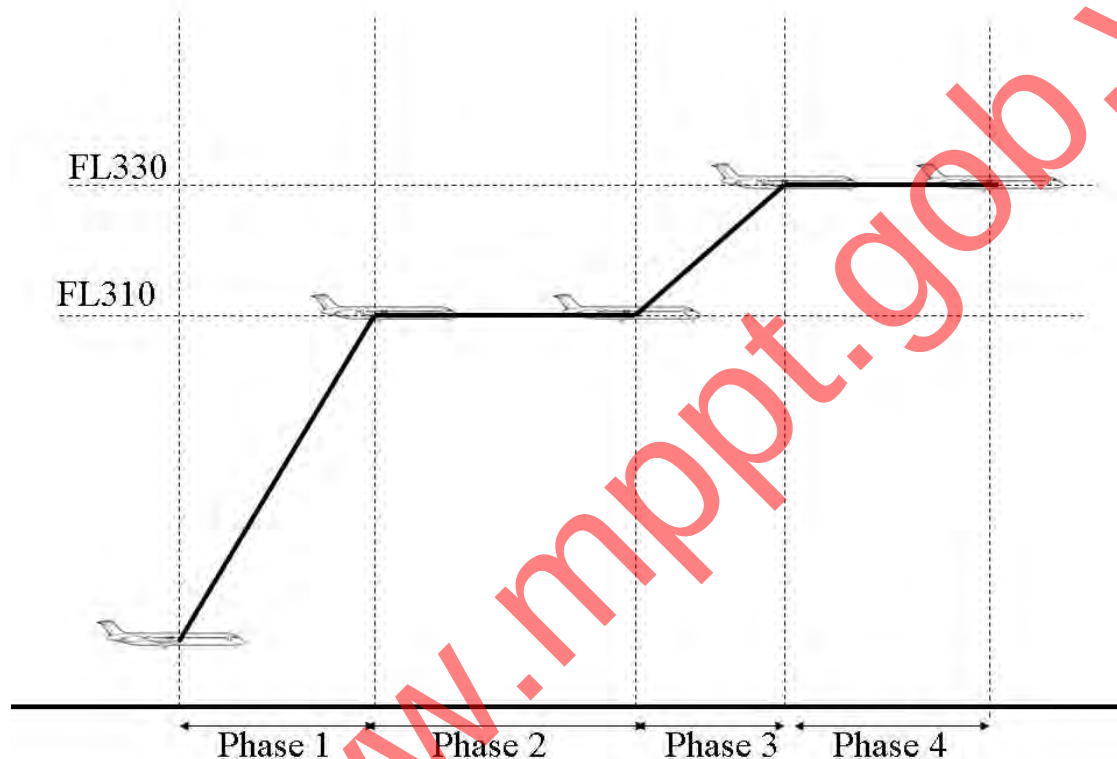


Fig. 8: Representación grafica de las cuatro fases de vuelo identificadas: Fase 1: ascenso a nivel de vuelo 310FL entre las 05:58:56 y las 06:26:00. Fase 2: crucero a nivel de vuelo a 310FL entre las 06:26:00 y las 06:39:22. Fase 3: ascenso desde el nivel de vuelo 310FL al 330FL entre las 06:39:22 y las 06:43:40. Fase 4: crucero al nivel de vuelo 330FL entre las 06:43:40 y las 06:57:02.



Metodología:

ascenso a FL310

Peso de despegue = 145,000 lbs

DC-9 Super 80
FLIGHT CREW OPERATING MANUAL

TIME, DISTANCE AND FUEL TO CLIMB - LONG RANGE JT8D-217A ENGINES

CLIMB SPEED	KEY	THRUST	TEMPERATURE													
				250 KIAS TO 10000 FT 290 KIAS TO 26860 FT .72 M TO CRUISE ALT	TIME (MINS) DIST (NM) FUEL (LBS)	MAX. CLIMB ONE A/C PACK PER ENG NO ANTI-ICE	ISA + 10°C									
PR ALT	TAKEOFF GROSS WEIGHT 1000 LB															
FEET	90	95	100	105	110	115	120	125	130	135	140	145	150	155	160	
37000	12.9	14.0	15.1	16.4	17.8	19.3	21.1	23.3	26.1							
83	90	97	106	115	125	136	148	161	174							
2413	2639	2797	3011	3243	3501	3792	4132	4549								
35000	11.6	12.5	13.5	14.5	15.6	16.8	18.1	19.6	21.3	23.3	25.8	29.0				
74	80	86	93	100	108	117	126	138	151	166	181	196				
2265	2433	2611	2799	3000	3216	3451	3710	4001	4334	4730	5195					
33000	10.6	11.4	12.2	13.1	14.0	15.0	16.1	17.2	18.5	19.9	21.6	23.4	25.7	28.5		
66	71	77	82	88	95	102	109	118	127	138	151	166	185	204		
132	2286	2448	2618	2798	2989	3193	3413	3651	3913	4205	4527	4884	5274			
31000	9.6	10.3	11.0	11.8	12.6	13.5	14.4	15.3	16.4	17.5	18.8	20.1	21.6	23.4	25.4	
59	64	68	73	78	84	90	96	103	110	117	127	138	151	166	185	
1182	2014	2151	2293	2442	2599	2764	2938	3123	3320	3531	3758	4004	4273	4570		
29000	8.8	9.4	10.1	10.7	11.5	12.2	13.0	13.8	14.7	15.7	16.7	17.8	19.1	20.4	21.9	
54	57	61	66	70	75	80	85	91	97	103	111	118	127	137		
1882	2014	2151	2293	2442	2599	2764	2938	3123	3320	3531	3758	4004	4273	4570		
27000	8.1	8.6	9.2	9.8	10.4	11.1	11.8	12.6	13.3	14.2	15.1	16.0	17.1	18.2	19.4	
48	52	55	59	63	67	71	76	81	86	91	97	104	111	119		
1753	1885	2011	2143	2279	2423	2573	2731	2899	3076	3265	3467	3684	3917	4173		
25000	7.1	7.6	8.2	8.7	9.2	9.8	10.4	11.0	11.7	12.4	13.2	14.0	14.8	15.8	16.8	
42	45	48	51	54	57	61	65	69	73	78	82	88	93	99		
1610	1720	1833	1951	2073	2201	2334	2474	2622	2778	2942	3113	3294	3504	3720		

→ Combustible quemado = 4093 lbs, Sin antihielo

BEA

Fig. 9: Cantidad de combustible quemado sin antihielo a 10°C

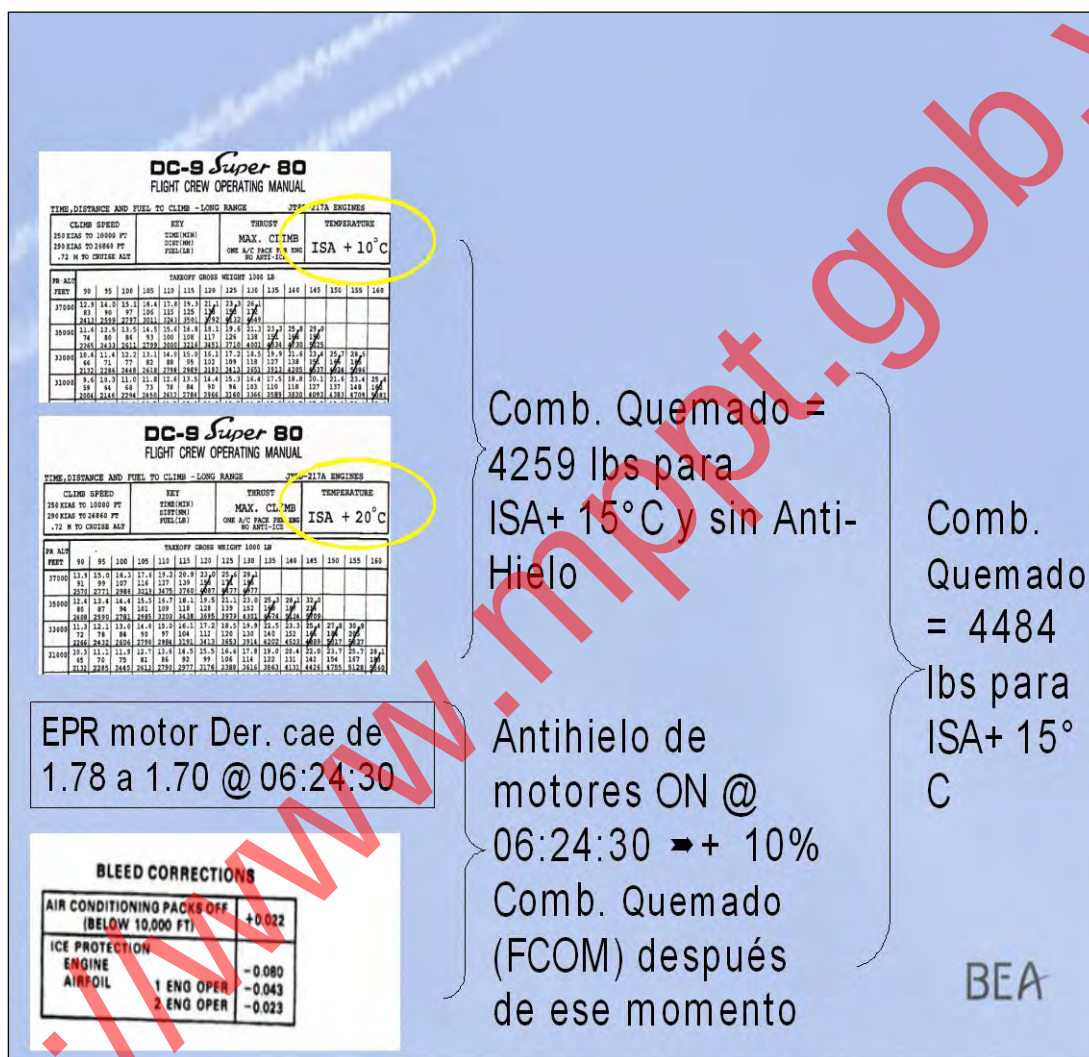


Fig.10: Cantidad de combustible quemado a 15°C

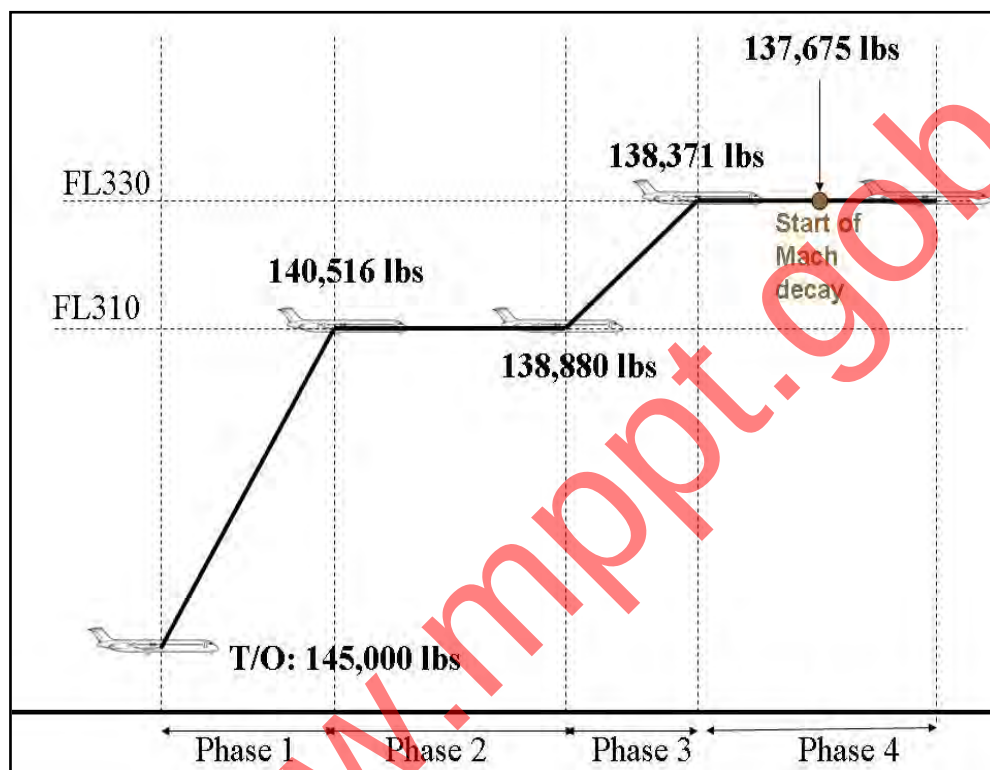


Fig.11: Resultados del techo de propulsión con 145.000 Libras de peso de despegue.
Sin Anti-ice 35.500 pies, con "Eng. Anti-Ice" 33.500 pies, con "AIRFOIL" 32.500 pies.

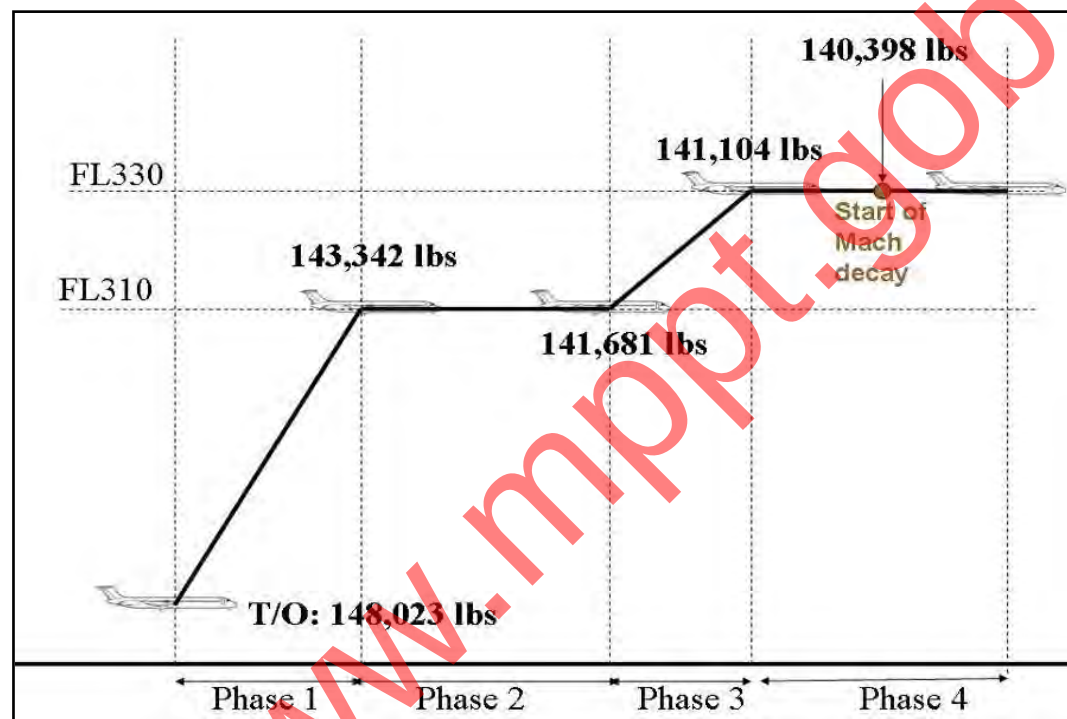


Fig.12: Resultados del estudio con 148.023 libras de peso. Altitud máxima a las 06:49:40 UTC. Con Anti hielo "OFF" 34.900 pies. Anti hielo de motores "ON" 32.900 pies. Anti hielo "AIRFOIL" + "Eng" "ON" 31.900 pies.

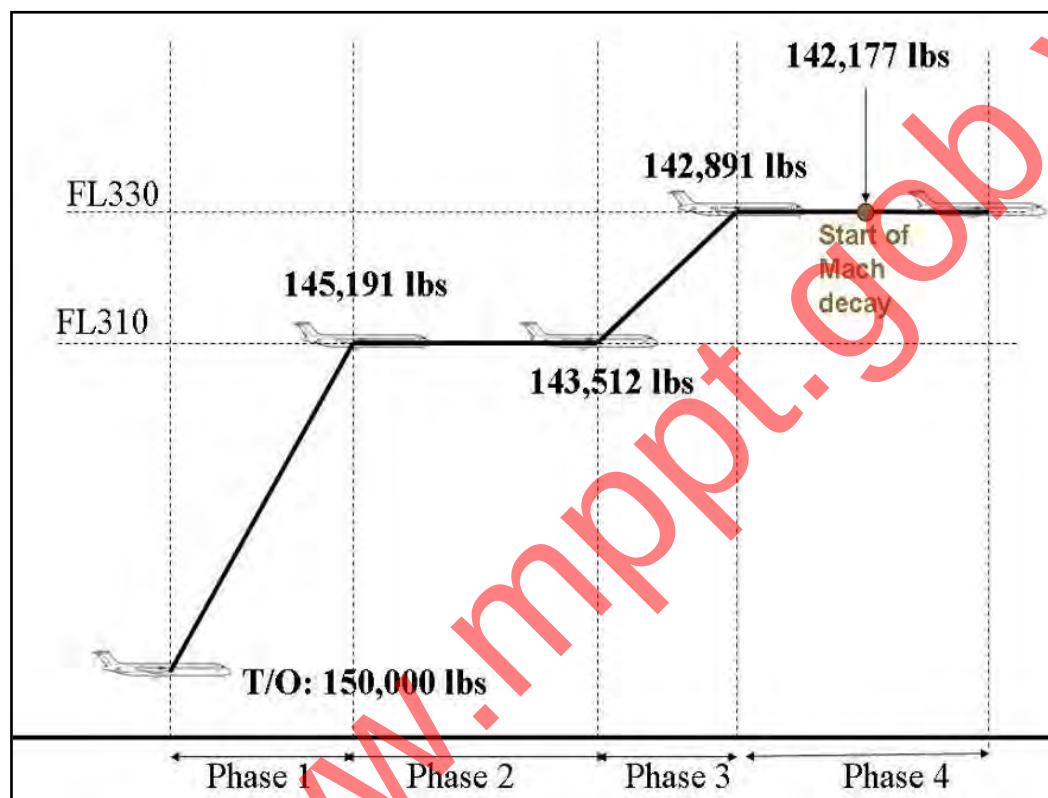


Fig.13: Resultado del estudio con peso de despegue de 150.000 Libras. Altitud máxima a las 06:49:40. Anti hielo "OFF" 34.600 pies. Anti hielo de motores 32.600 pies. Anti hielo "AIRFOIL" + "ENG" 31.600 pies.

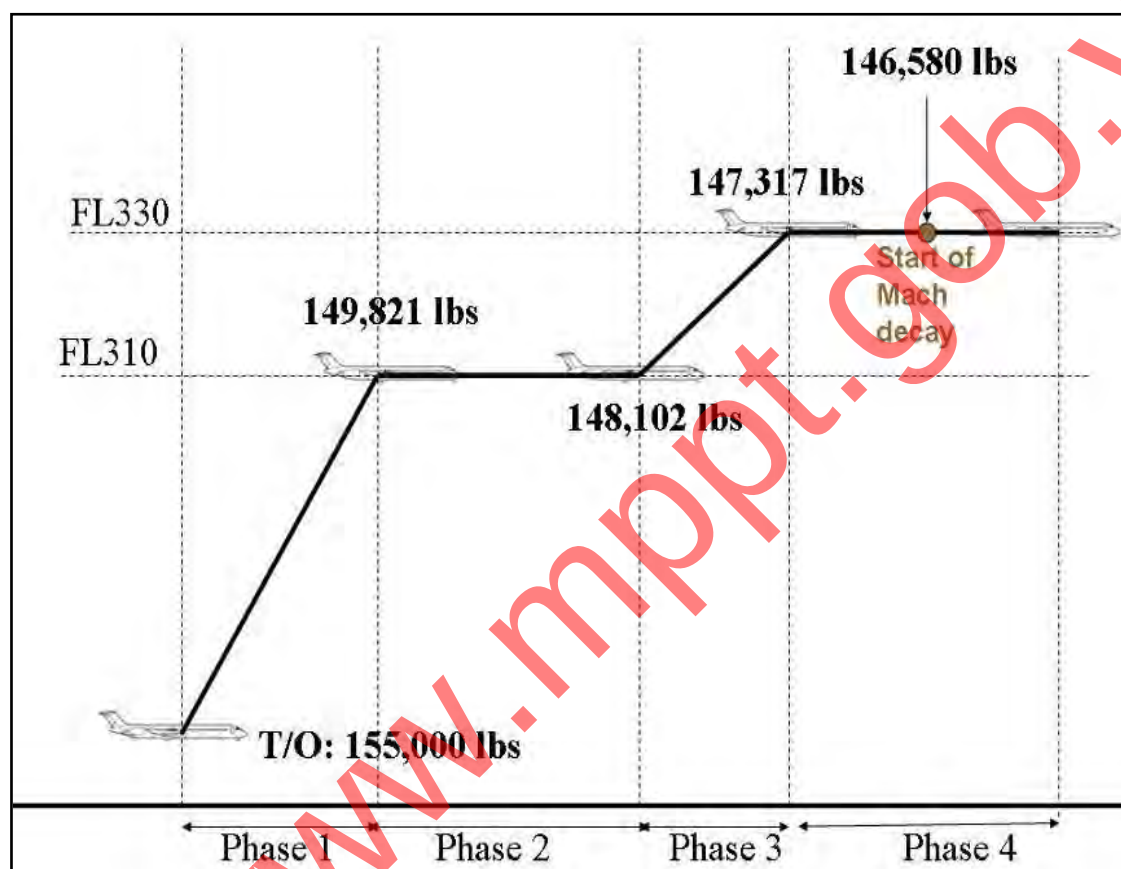


Fig. 14: Resultado del estudio con peso de despegue de 155.000 Libras de peso. Altitud máxima a las 06:49:40. Anti hielo "OFF" 33.700 pies. Anti hielo de motores 31.700 pies. Anti hielo "AIRFOIL" + "ENG" 30.700 pies.



Resultado del análisis del rendimiento de la aeronave:

Con todos los sistemas de anti hielo en posición "OFF", la aeronave pudo haber mantenido el nivel de vuelo 330FL (Altitudes máximas 33.000 pies), inclusive con un peso máximo de despegue mayor a 155.000 Libras. Con todos los sistemas anti hielo en posición "ON", la aeronave no podía mantener el nivel de vuelo 330FL, inclusive con un peso de despegue de 145.000 libras.

Análisis de la evolución de la potencia de los motores (EPR) y de los modos o configuraciones del sistema de potencia automática (ATS).

Nota: Los estudios realizados fueron computados en base a los parámetros del EPR 2. Se usará como referencia el estudio del FDR presentado por la NTSB; en tal sentido, en el mismo se destaca lo siguiente:

Marca	No. Ref.	Hora UTC	Comentarios
A	10270		Durante la fase de ascenso de FL310 a FL330, el modo del ATS cambia automáticamente desde <i>EPR limit</i> (ascenso) a <i>Mach EPR limited</i> . La aeronave no pudo mantener el Mach seleccionado (en ascenso) con la restricción del límite de <i>EPR</i> existente. Previo al cambio del modo, la limitación de <i>EPR</i> correspondía a ascenso máximo (<i>max climb MCL</i>) con la protección de anti hielo de motor activada.
B	10315		Aparentemente el sistema anti hielo de los motores (<i>EAI</i>) fue apagado (aproximadamente 45 segundos después del cambio del modo) lo cual resultó en el incremento del <i>EPR</i> observado, incrementándose hacia <i>MCL</i> (sin anti hielo).
C	10370	06:43:42	El sistema de potencia automática (<i>ATS</i>) debería normalmente revertir de forma automática de <i>EPR Limited</i> (ascenso) al modo de <i>speed</i> ó <i>Mach</i> hasta que la altitud preseleccionada sea alcanzada. Al nivelarse a FL330, desde que la velocidad estaba por debajo del Mach seleccionado (aproximadamente 0.76 como se determinó por el <i>performance management system PMS</i>), la potencia se mantuvo en <i>MCL</i> hasta que el Mach seleccionado fue alcanzado.
D	10630	06:48:02	El ATS revirtió al modo Mach. La potencia mantuvo un <i>EPR</i> suficiente para mantener el Mach seleccionado en el nivel de vuelo. En ese momento, el <i>max cruise (MCR) EPR limit</i> es seleccionado manualmente en el panel de selección de potencia (<i>TRP</i>).
E	10660	06:48:32	Este valor de <i>EPR</i> inicial (1.82) del <i>EPR</i> aparentemente deseado de 1.85 a 1.90 no es inusual durante los cambios de modo en condiciones similares.
F	10670	06:48:42	Sobre los siguientes 30 segundos, el indicador de <i>EPR</i> regresa al valor 1.88; luego se redujo a un nivel en o por debajo de <i>MCR (max cruise limit)</i> con el sistema anti hielo encendido de ambos motores y de las alas (<i>EAI</i> y <i>AAI</i>). Es posible que el sistema anti hielo de motor y alas haya sido encendido cerca de este instante y comenzó una larga fluctuación de <i>EPR</i> .



Marca	No. Ref.	Hora UTC	Comentarios
G	10720	06:49:32	La aeronave mantuvo el Mach seleccionado por aproximadamente 90 segundos; luego la velocidad comenzó a decrecer.
H	10735	06:49:47	El modo del sistema automático de potencia (ATS) cambia a Mach <i>EPR limit</i> (en el <i>Thrust rating panel TRP</i>) fue insuficiente para mantener el Mach seleccionado. El EPR parece estar limitado por el límite de MCR (sistema anti hielo de alas y motor encendidos). La velocidad continúa en descenso.
I	10870	06:52:02	El <i>MCR limit (EAI AAI)</i> se incrementó lentamente hasta que la velocidad cayó, permitiendo una ligera cantidad extra de potencia. El número de Mach había caído a 0.70. Ya que el modo Mach <i>EPR Limit</i> estaba aún activo, presumiblemente en <i>MCR limit</i> (con <i>EAI</i> y <i>AAI</i>) el <i>ATS</i> no debió haber tenido capacidad para acelerar los motores en este punto sin una acción adicional de la tripulación. Esto pudo haber incluido una combinación de: • El piloto hubiese empujado los aceleradores hacia adelante manualmente ó • El piloto hubiese apagado el anti hielo (suministrando un 0.115 de <i>EPR cruise</i> adicional) ó • Que el piloto haya seleccionado <i>MCL</i> o <i>MCT</i> (empuje máximo continuo con <i>EPR LIM</i>) en el panel <i>TRP</i> (presumiblemente mientras dejaba toda la protección anti hielo encendida).
J	10880	06:52:12	Durante la aceleración del motor, parece haber un titubeo en <i>MCL (EAI y AAI)</i> en el recorrido a un EPR por encima del <i>MCR</i> (sin anti hielo). Este titubeo no es típico del <i>ATS</i> directamente con el <i>MCR</i> (sin anti hielo) <i>EPR limit</i> , sugiriendo esto que hubo una acción de algún tipo de la tripulación en este punto.
K	10960	06:53:32	Se observa que el EPR cambia a un nivel consistente con <i>MCL (EAI y AAI)</i> y este <i>EPR limit</i> se mantuvo en airspeed (y TAT) hasta que declinó.
L	11220	06:57:52	La aeronave continuó su descenso con una restricción de potencia por el <i>MCL (EAI y AAI) EPR limit</i> hasta que la reducción de ambos motores descendió a la aeronave en un nivel de vuelo de FL320. Los motores no aparentan ir por debajo del mínimo. Éstos se mantuvieron por encima del mínimo del EPR, en el rango de 1.0 a 1.2.

Tabla 4. Análisis de la evolución de la potencia de los motores (EPR) y de los modos o configuraciones del sistema de potencia automática (ATS).



1.6.4.2. Estudio del rendimiento (performance) de la aeronave basado en el reporte emitido por la oficina de investigación e ingeniería de la NTSB (No. DCA05RA093 de fecha 19 de Abril del 2006).

Se efectuó una simulación en la oficina de Investigación e Ingeniería de la NTSB (National Transportation Safety Board por sus siglas en inglés o Junta Nacional de Seguridad del Transporte ubicada en Washington D.C., Estados Unidos de América). La simulación estuvo a cargo de ingenieros de la NTSB e ingenieros de BOEING Company (fabricante de la aeronave). Se tomó como referencia para realizar esta simulación, los datos disponibles del grabador de datos de vuelo (FDR), del grabador de voces de cabina (CVR), datos del radar de Cerro Maco y datos del radar de Rio Hacha, ambos ubicados en Colombia. En relación a los datos de la aeronave, la empresa BOEING proporcionó todos los datos aerodinámicos; sin embargo, se usaron los datos contenidos en el manifiesto de carga, previo al despacho de la aeronave cuando despegó de Panamá, para obtener el peso de despegue.



Figure 1. Adjusted Ground Track CEM Radar Data

Fig. 17: Trazas de radar de Cerro Maco (CEM).



El reporte contiene una simulación del vuelo basada en cálculos, con el fin de recrear el movimiento y la información de entrada que dio lugar a esos movimientos. Al no existir información crítica del FDR, la simulación sirve para obtener estos datos que son de vital interés. Los resultados de la simulación son comparados posteriormente con los datos del FDR disponibles para su validación.

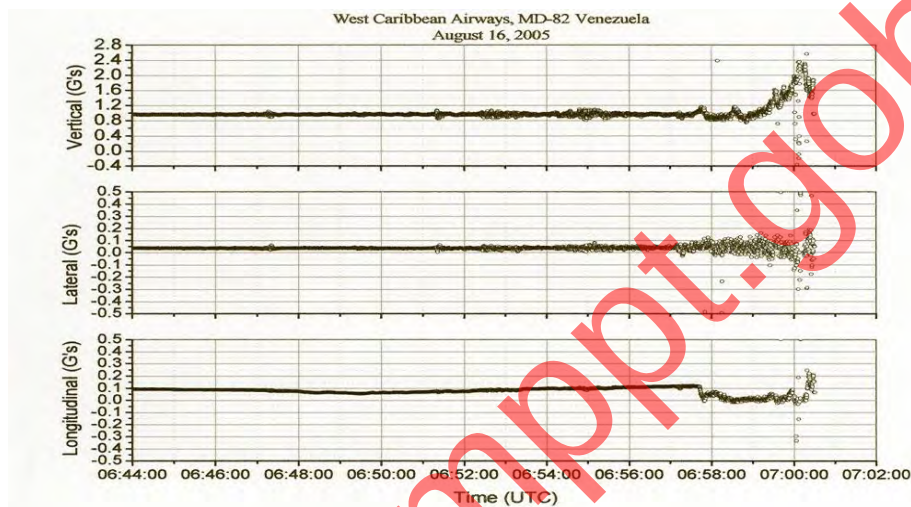


Fig.18: Gráficas representativas de la aceleración longitudinal, lateral y vertical extraída del FDR. (Data cruda no procesada)

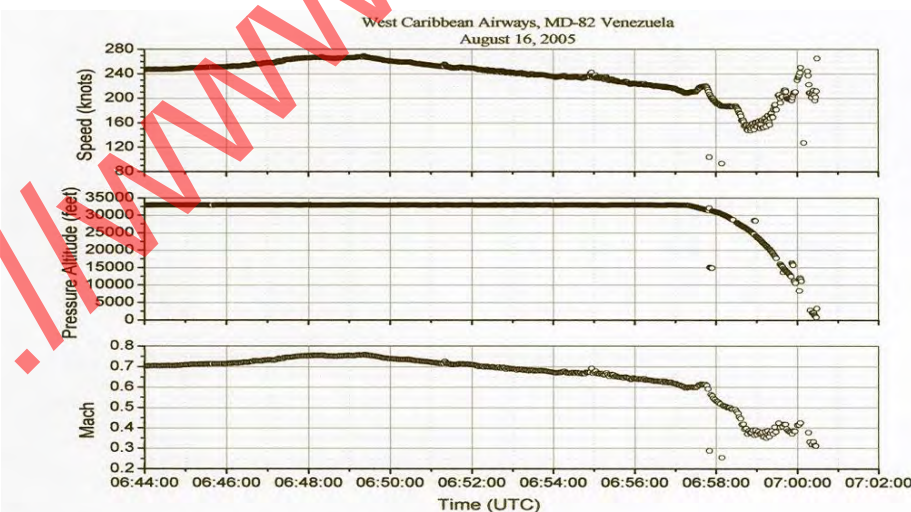


Figure 4. Raw FDR Data, Speed, Altitude, and Mach

Fig.19: Gráficas representativas de velocidad, la altitud y del mach extraída del FDR. (Data cruda no procesada)



La calidad de la simulación depende de la precisión de la coincidencia y, si los parámetros del FDR usados para la comparación son cuestionables, entonces esto afectará los resultados de la simulación. Información acerca de la aeronave tales como datos de aerodinámica, motores, geometría de la aeronave y configuración, son algunos de los necesarios para la simulación. El simulador posteriormente dirigirá o volará la aeronave y calculará los movimientos de la aeronave, requeridos para que coincidan con los del FDR. Sin embargo, la simulación está limitada a regímenes cuando la aeronave es operada normalmente y donde la información validada está disponible. En condiciones extremas de vuelo tales como un elevado ángulo de ataque y más allá de la pérdida, la simulación es inválida.

Para la investigación de este accidente los parámetros críticos tales como cabeceo, ángulo de ataque, alabeo y EPR, no son válidos para efectuar un estudio del comportamiento de la aeronave. Dada la información disponible, la Junta de Seguridad de la NTSB efectuó la simulación usando un software de simulación para derivar estos parámetros claves. Una vez que estos parámetros fueron determinados, hubo un mejor entendimiento del comportamiento de la aeronave en el accidente.

Uno de los objetivos del estudio de desempeño o rendimiento de la aeronave de la NTSB, fue poder calcular el ángulo de cabeceo de la aeronave y el ángulo de ataque de la aeronave, dado que estos parámetros no son grabados y por lo tanto no están disponibles en el registro de datos del FDR. (El parámetro de actitud de cabeceo fue inválido, y el ángulo de ataque es un parámetro que no se registra en el FDR).

La simulación consistió en dos secciones. La primera sección cubrió el periodo de crucero (a las 06:44) hasta que la aeronave alcanzó el bataneo ("Buffet" o vibración), previo al ángulo de pérdida. Los registros de datos de altitud, velocidad y compensación de cabeceo (pitch trim) obtenidos del FDR, se usaron junto con el rumbo obtenido de la traza de radar, como valor inicial en esta primera sección de la simulación. La misma consistió en ajustar el valor de EPR tanto como fue necesario, de manera que los perfiles de altitud y velocidad coincidieran con los registrados en el



FDR. Sin embargo, la región justo antes que el ángulo de ataque alcanzara el ángulo de bataneo de 6.4° , fue aerodinámicamente inválida y no coincidió con el desempeño de la aeronave, debido a las extremas fluctuaciones en el ángulo de cabeceo. La compresión de esta región resultó crítica, porque permitió conocer las características de la pérdida del vuelo. Por lo tanto, se usó un método diferente en la segunda sección de la simulación, para ganar más visión dentro de la región más allá del bataneo ("Buffet").

Esta segunda sección de la simulación consistió en ajustar el valor de posición del elevador como fue requerido, para equiparar una velocidad vertical simulada con la velocidad vertical registrada en el FDR. Esta segunda sección cubrió desde las 06:55:50 hasta el momento cuando el "Stick Shaker" (agitador de la columna de control de vuelo para avisar condición de pérdida) se escuchó en la grabación de voces de la cabina, a las 06:57:45.

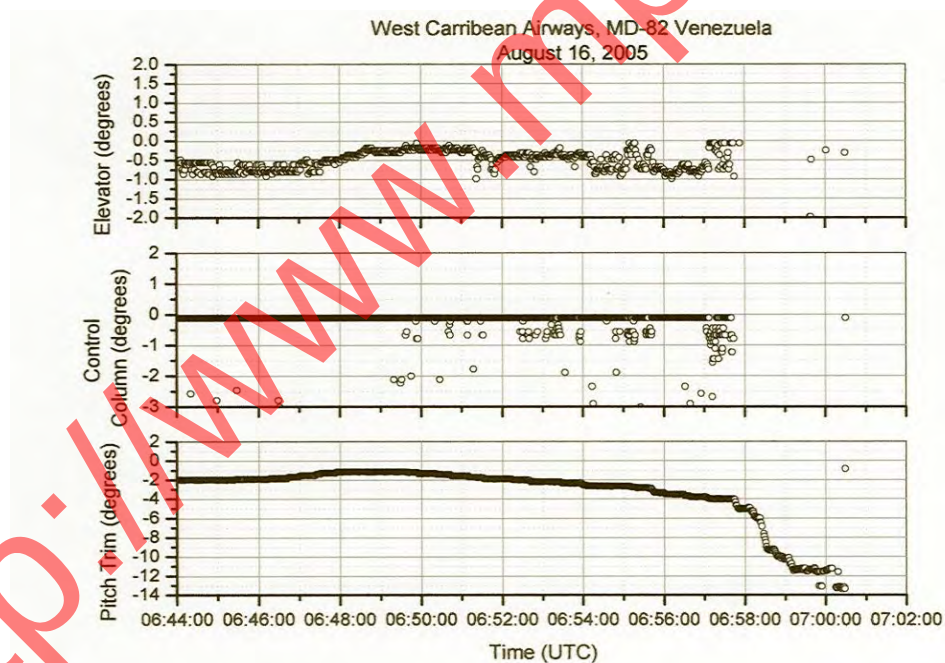


Fig. 20: Data extraída del FDR o grabador de datos de vuelo.



Adicionalmente, a requerimiento de la NTSB, Boeing ejecutó una simulación para determinar los niveles de potencia requerida para las condiciones de vuelo dadas.

Este estudio utilizó la información disponible para calcular el cabeceo de la aeronave, el ángulo de ataque y el comportamiento de los motores desde el momento en que la aeronave estaba en nivel de crucero a 33.000 pies, hasta el momento cuando se activó el dispositivo de vibración o agitación de la columna de control (stick shaker) y se escuchó en el CVR. Los aspectos que son relevantes en este accidente incluyen vuelo cerca de la región de pérdida y los requerimientos de potencia para el vuelo de crucero a la altitud señalada. El trazado de varios parámetros tales como altitud, velocidad, aceleración y ángulos de ataque fueron presentados para ilustrar los hallazgos. (Fig.18 y 19)

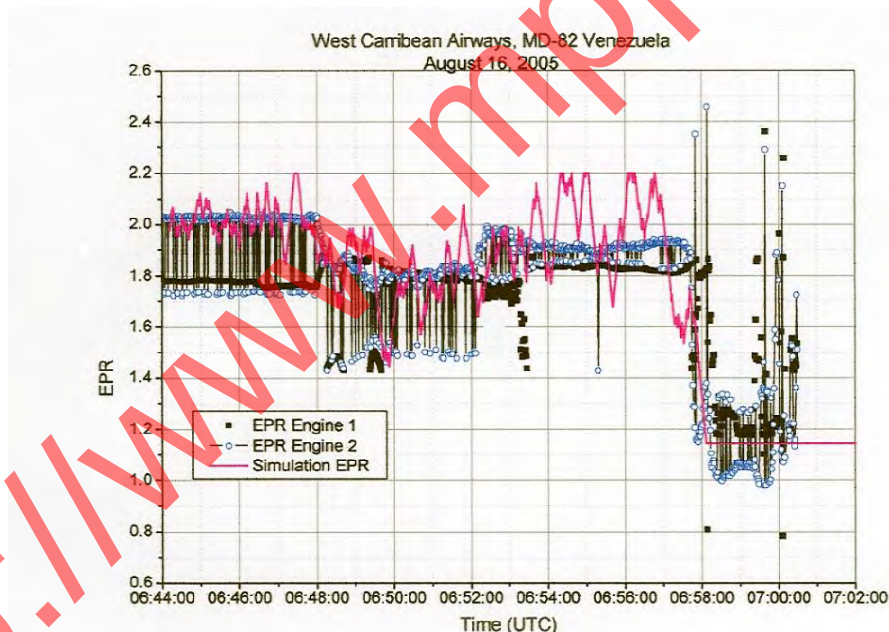


Fig. 21: Parámetros de EPR.

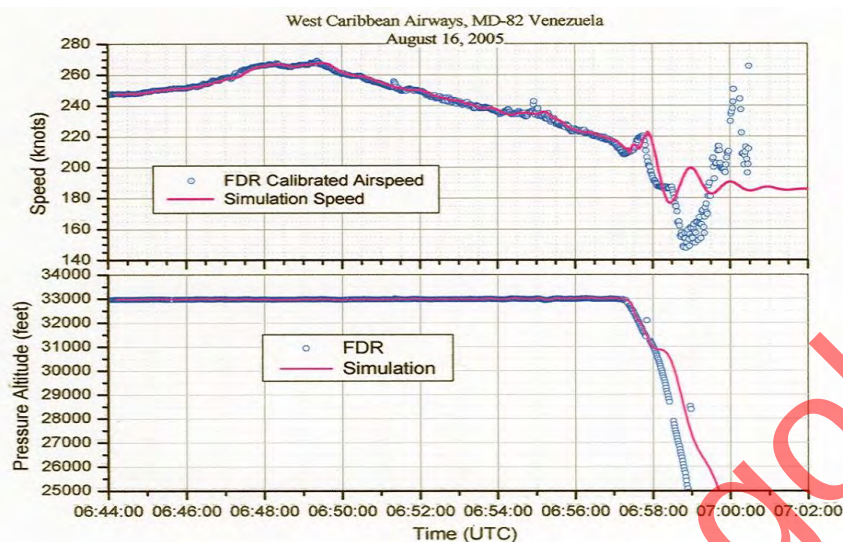


Fig. 22: Parámetros de altitud y de velocidad.

En las gráficas de las figuras 21 y 22, las líneas azules representan los datos reales obtenidos del FDR y las líneas rojas los datos obtenidos de la simulación realizada por BOEING. Como resultado, los datos del FDR mostraron el vuelo en crucero en 33.000 pies con piloto automático, cuando la potencia fue reducida por el sistema de potencia automática (ATS) aproximadamente a las 06:48 UTC. Cerca de 83 segundos después, la velocidad comenzó a decaer desde 270 nudos y 37 segundos después, el compensador del estabilizador comenzó a incrementar desde 1 grado de nariz arriba. A las 06:52:24 UTC, la potencia o EPR de los motores se incrementó de cerca de 1.97 por unos 44 segundos y luego se redujo a 1.92, pero la velocidad continuó decayendo y el compensador del elevador continuó moviéndose nariz arriba. A las 06:57:10 UTC, el piloto automático estaba desconectado y la aeronave comenzó a descender a 31.000 pies. Los datos de altitud mostraron que la aeronave continuó su descenso, pasando por la altitud seleccionada y cercano a las 06:57:45 UTC, la velocidad fue reducida a cerca de 208 nudos y el compensador del elevador había alcanzado aproximadamente 3.5 grados. La aeronave continuó perdiendo altitud hasta que impactó contra el terreno.



El estudio reveló que la potencia fue reducida a las 06:48:00 UTC aproximadamente 80 segundos después, la aeronave no era capaz de mantener velocidad ni altitud para el nivel de potencia seleccionada.

Consecuentemente, la velocidad comenzó a decaer mientras que la altitud se mantenía por el incremento del cabeceo con nariz arriba. Como la aeronave desaceleró mientras mantenía la altitud, la potencia requerida para mantener la velocidad, cada vez era mayor y continuamente la aeronave subía la nariz, hasta que llegó al ángulo de pérdida de sustentación.

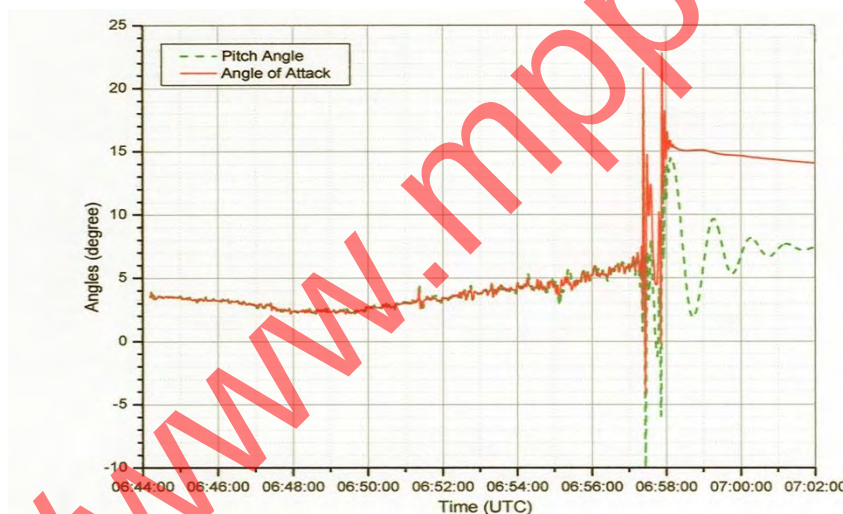


Fig. 23: Grafica representativa del ángulo de ataque.

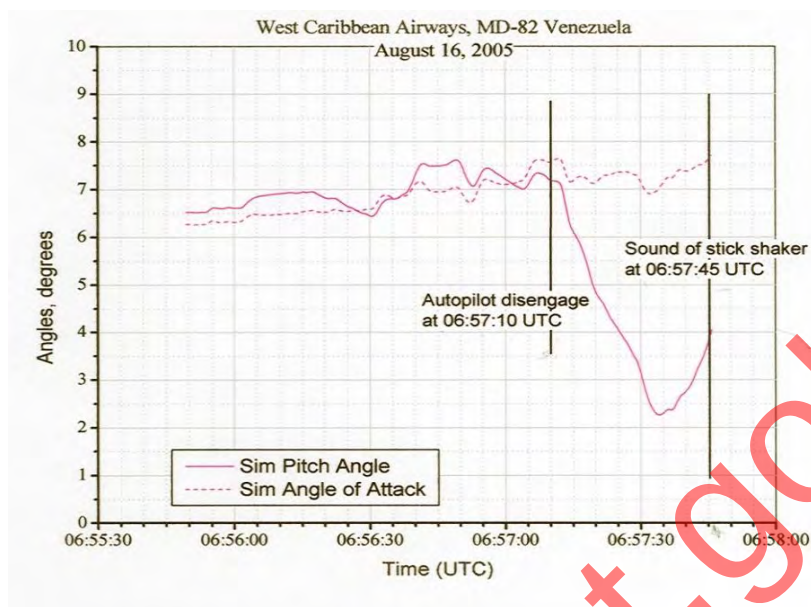


Fig. 24: Graficas representativas del ángulo de ataque y del ángulo de cabeceo.

De acuerdo a los gráficos de la figuras 23 y 24, los datos aerodinámicos relevantes para el cálculo del comportamiento fueron obtenidos del fabricante de la aeronave, Boeing. El manifiesto de carga indicó que el peso de despegue fue de 148.000 libras. Para todos los cálculos, el peso usado fue de 142.000 libras y un centro de gravedad de 14%. Se cree que el peso de la aeronave podría haber sido mayor de 142.000 libras. Cálculos adicionales a 148.000 libras fueron efectuados también para asegurar cualquier imprecisión en el peso de la aeronave. Los “flaps” y “slats” estaban retraídos en todos los cálculos.

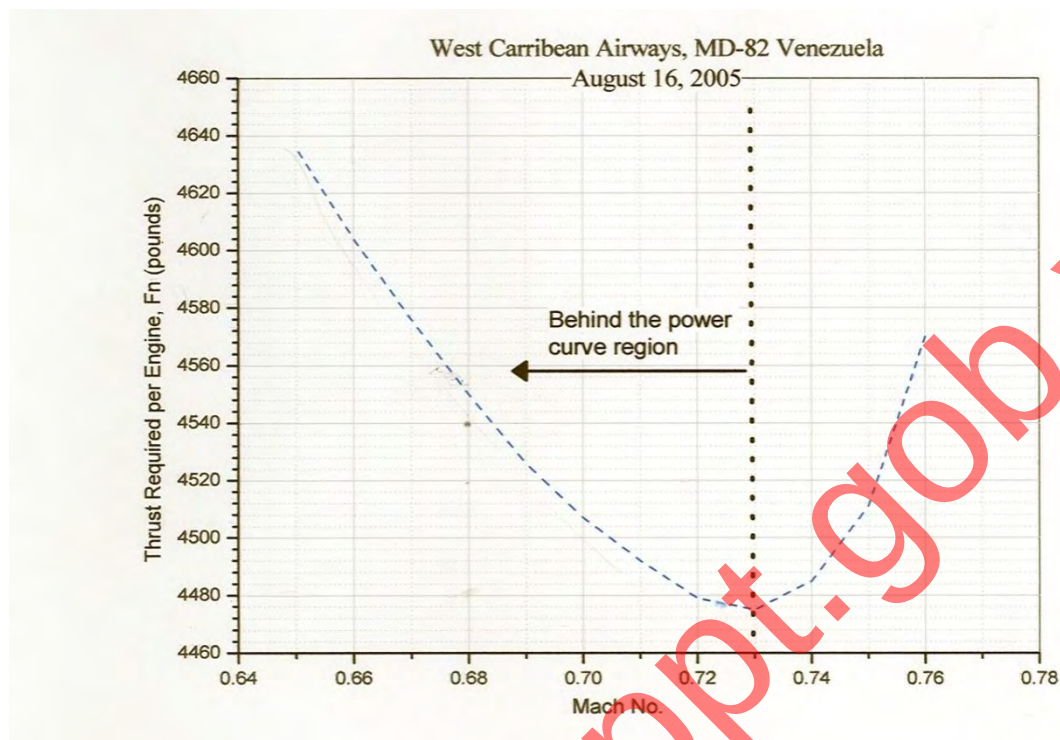


Fig. 25: Ilustración sobre la potencia requerida para un número de mach determinado.

Vuelo detrás de la curva de potencia:

Una aeronave está detrás de la curva de potencia, cuando en una condición dada de vuelo, la aeronave se desplaza por debajo del mínimo de velocidad de resistencia. Descensos adicionales por debajo de la velocidad mínima de resistencia, requieren incrementos de potencia para poder mantener la altitud. Esta condición de vuelo es típicamente referida como “volar por detrás de la curva de potencia”.

Por requerimiento de la JIAAC, Boeing ejecutó una simulación de condiciones del compensador para varias velocidades, a fin de determinar la potencia requerida y el EPR. La simulación se basó en los datos de rendimiento en un vuelo de prueba y usados en las siguientes condiciones: altitud a 33.000 pies, peso de la aeronave de 142.000 libras, anti hielo desconectado, configuración limpia de la aeronave. La figura 25 ilustra la potencia requerida para un número de Mach dado y muestra la resistencia mínima presentada en un Mach de 0.73. Como el número Mach continúa decreciendo por debajo de este número crítico, más potencia es requerida para mantener la altitud.

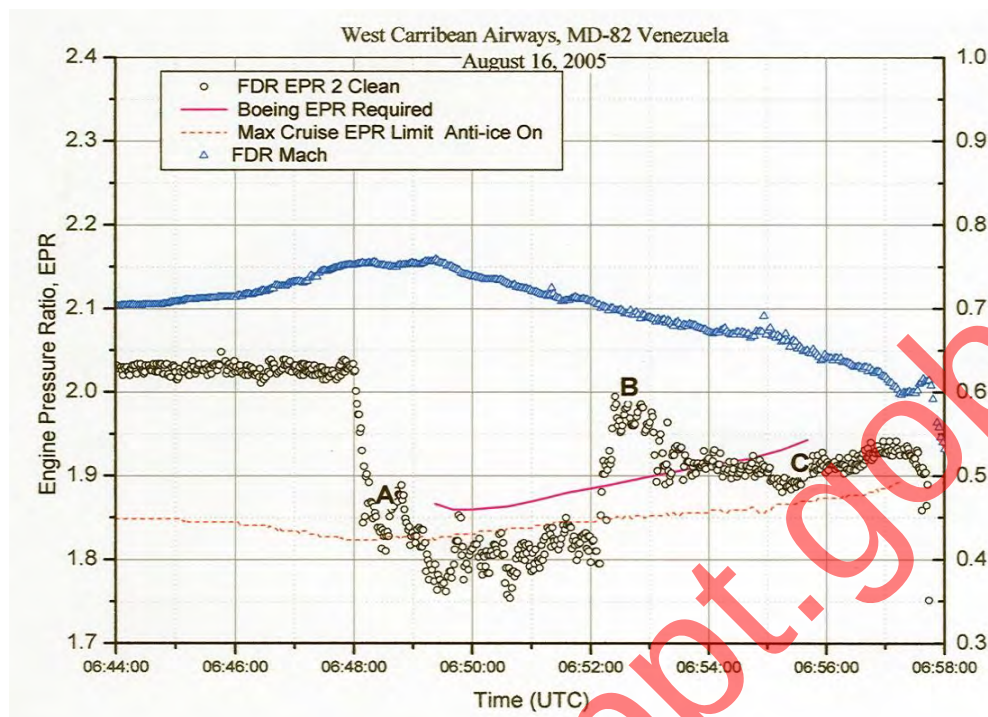


Fig. 26: Data del EPR válido, número de mach y EPR requerido versus el tiempo.

La figura 26 muestra el trazado de los datos del FDR: el EPR válido o limpio y el número de Mach, así como EPR requerido versus el tiempo. El trazado muestra que cerca de las 06:48:00 UTC la reducción de EPR es de 2.03 con un Mach de 0.75, hasta aproximadamente 1.86 de EPR, denotado con el punto A. De acuerdo con el reporte de EPR de Boeing y el reporte del modo del ATS, se cree que en este momento los sistemas anti hielo, tanto de motores como del ala estaban activados.

EPR 2 o limpio: este término es usado para denotar los valores de EPR válidos, en este caso los valores de EPR del motor número 2. Estos valores se usaron debido a que cuando se efectuó la lectura del FDR, estos fueron los únicos valores que se ajustaron a una operación normal. No se consideraron los valores de EPR del motor número 1 ya que todos los valores no correspondían a la operación normal del motor, y los mismos se alejaban de manera considerable de los valores normales, sin que esto indique una operación anormal del motor número 1 durante el vuelo.



Posteriormente, el EPR cae por debajo del nivel requerido con el modo “EPR limit” en crucero, con el anti hielo encendido. El número Mach en consecuencia comienza a decrecer cerca de 80 segundos después. El Mach continúa su descenso hasta 0.70, cuando se registra un incremento del EPR a 1.95 – 2.0, denotado en el punto B de la gráfica. El EPR luego se ve reducido de nuevo a 1.90 mientras que el número de Mach continuamente decrece y el EPR requerido (calculado por Boeing) continúa incrementándose, denotado en el punto C. Los datos de EPR requeridos no estaban disponibles para valores inferiores a Mach 0.65, debido a las limitaciones del software para valores cercanos al ángulo de bataneo (buffet).

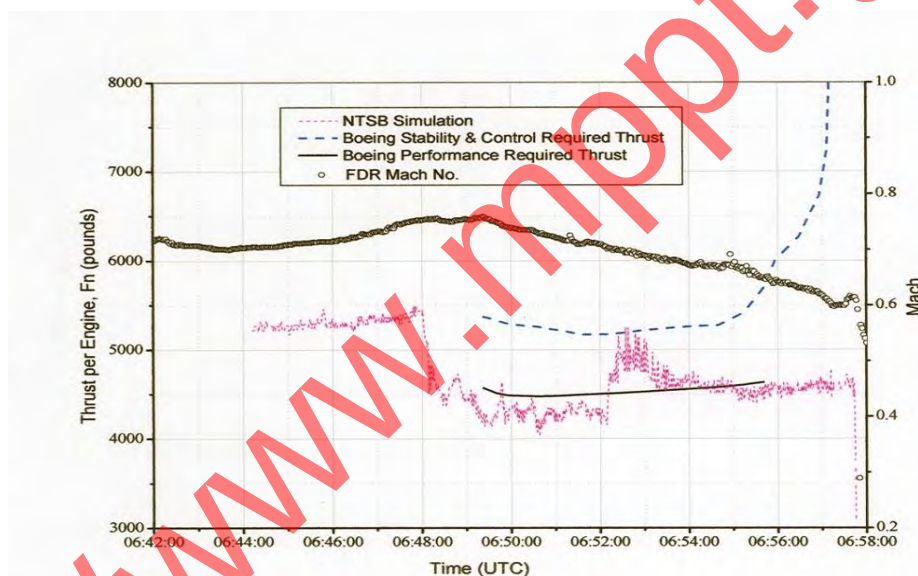


Fig. 27: Data del empuje requerido y de los parámetros emitidos en la simulación realizada por la NTSB.

Nótese que una vez que la aeronave está por detrás de la curva de potencia, cerca de las 06:49:00 UTC, una potencia adicional no recupera a la aeronave de esta condición, aunque ésta fuese la reacción natural de la tripulación. Incrementando la velocidad, sería la única manera de recobrarla y esto se lograría bajando la nariz de la aeronave y reduciendo la altitud.



1.6.4.3. Estudio adicional de la fecha 22 de Febrero 2008 sobre el rendimiento (performance) de la aeronave basada en el reporte emitido por la NTSB de fecha 19 de Abril del 2006.

El estudio de desempeño de la aeronave, mostró que el ángulo de ataque del fuselaje (AOA) alcanzó los 7.7 grados (5.5 grados de la aleta de AOA), cerca al ángulo de pérdida de 9 grados del fuselaje (AOA), cuando el sonido del “STICK SHAKER” fue escuchado, seguido del sonido del sistema suplementario de reconocimiento de pérdida (STALL AURAL WARNING) un (1) segundo después. Debido a las limitaciones del Grabador de Datos de Vuelo (FDR) en cuanto a los valores del ángulo de cabeceo y al ángulo de ataque y a la limitación de la simulación cercano al régimen de pérdida, la causa de la activación temprana de los sistemas de alarma de pérdida de sustentación requieren un análisis más profundo. El estudio del tiempo emitido por la NTSB indicó que el vuelo se realizó en una región de fuertes vientos ascendentes con una velocidad máxima vertical de hasta 69 metros por segundo (m/s), lo cual equivale a 13.662 pies por minuto (ft/min). Esta alta actividad atmosférica, pudo haber afectado de manera adversa el desempeño de la aeronave.

El Stick Shaker: Es un dispositivo mecánico que hace vibrar o agitar la columna de control de vuelo y sirve para alertar a la tripulación cuando la aeronave alcanza una excesiva rata de AOA o ángulo de ataque momentos antes de alcanzar el ángulo de pérdida de la sustentación.

Stall o pérdida: Es una condición aerodinámica en la cual el ángulo de ataque se incrementa llegando a un punto en el cual la sustentación empieza a disminuir. El ángulo en el cual esto ocurre es llamado ángulo de ataque crítico.

Angulo de ataque del fuselaje AOA: Este es un término usado en dinámica de fluidos para describir el ángulo entre una línea de referencia de un cuerpo (generalmente la línea de cuerda de un perfil aerodinámico) y el vector que representa el movimiento relativo entre el fuselaje y el fluido en que se mueve.



Angulo de ataque de la aleta: La aleta referida se usa como un dispositivo de precaución para alertar a los pilotos cuando el ángulo de ataque va a inducir una condición de pérdida aerodinámica. La aleta se instala a un lado del fuselaje y la misma es movida por la corriente de aire, es decir, mide el ángulo entre el eje longitudinal del fuselaje y la corriente de aire relativa.

Buffet o Bataneo: Movimiento turbulento producido por el aire sobre una superficie aerodinámica. El bataneo (Buffet) puede causar problemas de controles de vuelo que van desde vibraciones hasta ruido en los controles; inclusive puede causar pérdida de control. El bataneo suele ser un síntoma de que la aeronave se acerca a la zona de pérdida.

Este estudio se dedica enteramente a estudiar los efectos de las corrientes ascendentes sobre el AOA o ángulo de ataque de la aeronave, el ángulo de pérdida de la misma y como este cambio de ángulos puede causar una activación temprana de los sistemas de alarma de pérdida. Los cálculos fueron realizados para mostrar la magnitud de los vientos verticales requeridos.

Efectos de los vientos ascendentes:

El sistema de alerta de pérdida de la aeronave, en aire claro, mostró que para cero (0) grados de flaps y slats (retraídos), (configuración con la cual impactó la aeronave), El "STICK SHAKER" se activa a los 11.2 grados de la aleta del AOA (10.9 grados del fuselaje) y el sistema auditivo de alarma se activa a los 14.8 grados de la aleta de ángulo de ataque (13.4 grados del fuselaje). El manual de vuelo cualitativo de BOEING, muestra que un bataneo a baja velocidad, ocurre a los 362 nudos de velocidad (KTAS) para una gravedad (1g) de factor de carga, a una altitud dada.

Se debe considerar que todas las pérdidas están en función de la aleta de ángulo de ataque, y estos grados fueron transformados a ángulos del fuselaje solo con propósitos de cálculo.



Las velocidades de referencia en las cuales la alarma de pérdida se activaría para una configuración similar a la aeronave de West Caribbean y en condiciones atmosféricas similares (sin los efectos de la turbulencia) fueron determinadas. Se asumieron las siguientes consideraciones para realizar los cálculos:

- Flaps y slats retraídos.
- Un peso de la aeronave de 142.000 libras.
- Velocidad calibrada de 219 nudos (Mach 0.61).
- Altitud barométrica de 31.700 pies.
- Ángulo del estabilizador horizontal con 4 grados nariz arriba.
- Ángulo del elevador con 2.2 grados nariz arriba.

El simulador fue utilizado para calcular las correspondientes velocidades para los diversos ángulos de ataque en aire claro. Los resultados fueron tabulados como sigue:

Evento	Velocidades
STICK SHAKER del accidente	369 KTAS (219 KCAS)
Alarma de Pérdida del accidente (auditiva)	367 KTAS (218 KCAS)
Bataneo (Buffet) a baja velocidad en aire claro	362 KTAS (215 KCAS)
STICK SHAKER en aire claro	315 KTAS (187 KCAS)
Alarma de pérdida en aire claro (auditiva)	312 KTAS (185 KCAS)

Tabla 5. *KCAS: velocidad en nudos calibrada

La corriente ascendente requerida para aumentar el ángulo de ataque a 3.2 grados y causar una activación temprana del STICK SHAKER, fue calculada en aproximadamente 19.5 nudos o 10 metros por segundo (m/s), significativamente por debajo de la corriente ascendente con velocidad vertical máxima de 69 metros por segundo (m/s), aproximadamente 1.980 ft/min., reportada en el estudio del clima emitido por la NTSB (ver estudio meteorológico más adelante).

De acuerdo a BOEING, el ángulo de ataque de la aleta requerido para activar el STICK SHAKER y el sistema suplementario de reconocimiento de pérdida fue reducido, esto



basado en la proporción del ángulo de ataque de la aleta cuando el ángulo de ataque del fuselaje se incrementa. Esta proporción fue procesada usando un tiempo constante de dos (2) segundos para eliminar ruidos molestos debido a turbulencias frecuentes y otras maniobras.

Para los cálculos en este estudio, se asumió que la aeronave entró en una corriente vertical tan grande y la proporción del ángulo de la aleta fue tan pequeño que la aeronave no tuvo tiempo de activar el STICK SHAKER ni el sistema de reconocimiento de pérdida. Si esta proporción se incluyera en el estudio, el cambio requerido en el ángulo de ataque pudo haber sido menos de 3.2 grados calculados por encima, y la corriente mínima requerida para disparar las alarmas del sistema de pérdida pudo haber sido menos de 10 metros por segundo (m/s).

Conclusión del estudio:

El STICK SHAKER de la aeronave se activó cerca de los 219 KCAS y el sistema auditivo de alarma se activó cercano a los 218 KCAS. Debido a la limitación del Grabador de Datos de Vuelo (FDR), se realizaron cálculos posteriores para entender la causa de la activación temprana del sistema de alarma. Los resultados mostraron que en aire claro un bataneo de baja velocidad pudo iniciarse en aproximadamente 215 KCAS, el STICK SHAKER se activó a los 187 KCAS, y el sistema auditivo de alarma pudo sonar a los 185 KCAS con un margen de 16%.

Adicionalmente, los cálculos mostraron que una corriente vertical de cerca de 10 metros por segundo (m/s) puede cambiar el ángulo de ataque del fuselaje en 3.2 grados, causando una condición de pérdida temprana similar a la experimentada en el accidente. Esta corriente vertical está muy por debajo de la velocidad registrada en el estudio meteorológico efectuado por la NTSB (69 metros por segundo (m/s)), la cual muy probablemente estuvo presente en la actividad convectiva por la cual la aeronave estuvo volando antes de ocurrir el accidente.



1.7. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:

A continuación se describen los resultados del estudio meteorológico emitido por la NTSB para entender las condiciones meteorológicas cercanas al momento del accidente. Esta información es referencial, ya que los resultados de este estudio están basados en una situación muy amplia y no refleja necesariamente las condiciones locales.

Situación Sinóptica:

Para observar a gran escala los sistemas climáticos que influenciaron el área del accidente, se utilizaron las cartas emitidas por el Centro Nacional para la Predicción del Tiempo de los Estados Unidos de América ubicado en Camp Springs, Maryland. Las mismas son la base para interpretar las características del clima, crear pronósticos y emitir alertas.

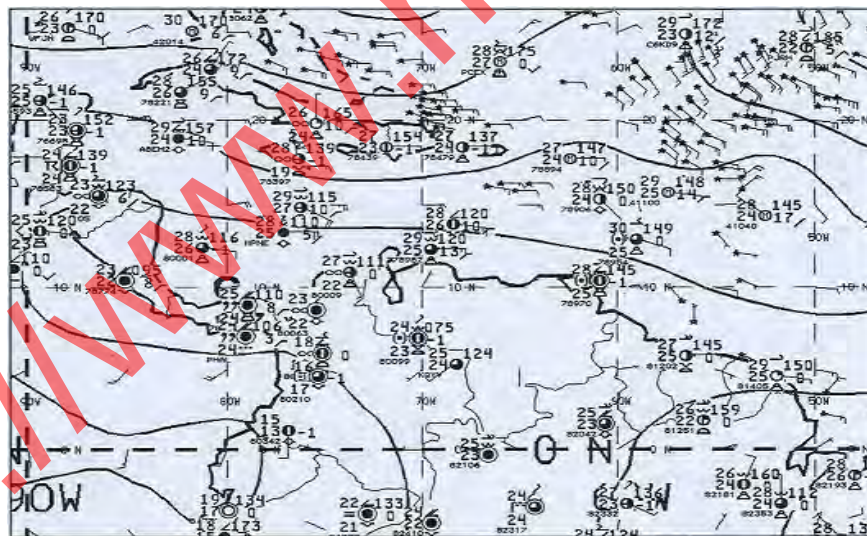


Fig. 28: Carta de análisis de la región tropical a las 00:00UTC
16 de Agosto de 2005.

Esta carta describe un sistema de baja presión con presión barométrica en su centro de 1008 HPa (Hectopascales) sobre el oeste de Venezuela, muy cerca del sitio del accidente. Esto sugiere según el estudio, que la baja presión propició la formación de nubes del tipo Cúmulo Nimbos con precipitaciones dispersas. Se reportaron tormentas en Panamá y sobre el oeste de Venezuela y a lo largo de toda la costa del Caribe.

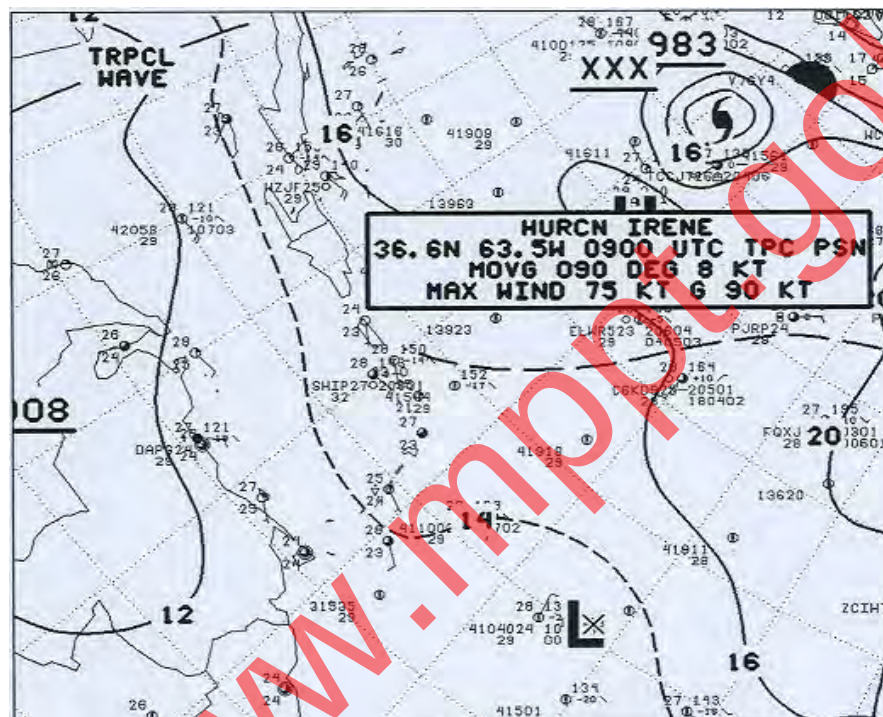


Fig. 29: Carta de análisis de la región tropical de las 06:00UTC.

En la figura 29 se puede apreciar que la carta describe una onda tropical al oeste del Mar Caribe desplazándose hacia el este y extendiéndose hasta el sur-oeste de Cuba, una depresión tropical aproximándose a las Islas de Barlovento y el Huracán Irene ubicado a una latitud de 36.6° norte y una longitud de 63.5° oeste en el Atlántico Medio con una presión barométrica en su centro de 983 HPa (Hectopascales) con vientos sostenidos de 75 nudos y ráfagas de 90 nudos.

Cercano al lugar del accidente, se encontró que un sistema de baja presión con 1008 HPa (Hectopascales) se encontraba sobre el Nor-Oeste de Colombia y al Sur-Oeste del sitio del accidente.

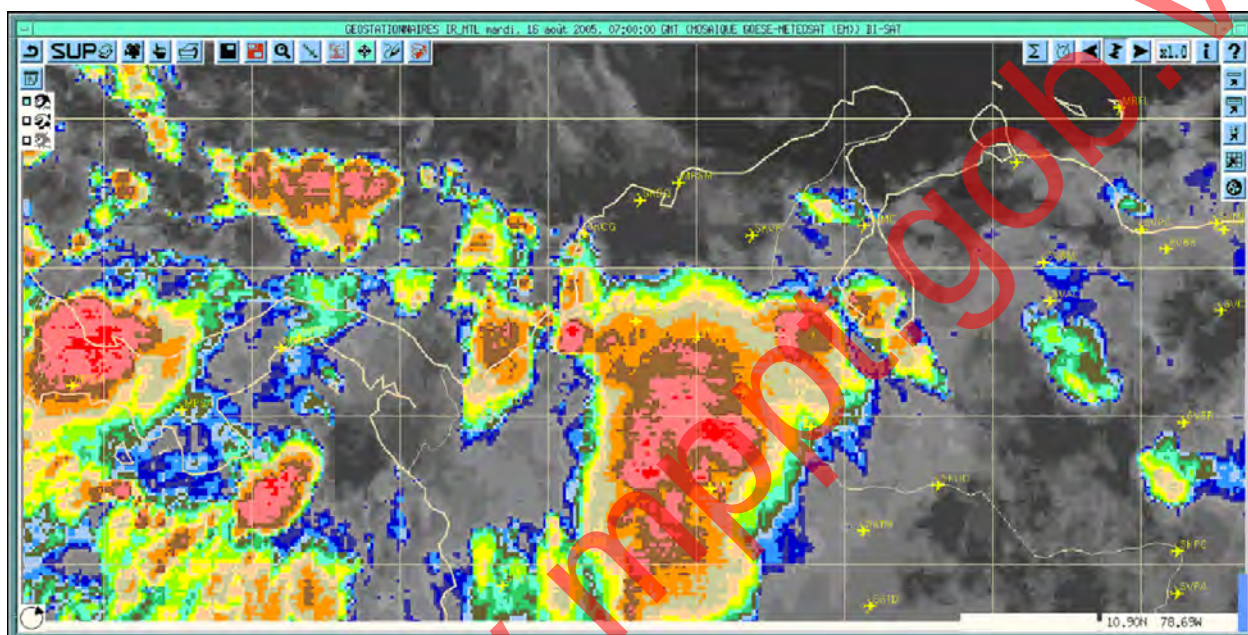


Fig. 30: Carta de análisis de la región tropical de las 07:00:00 UTC

En la figura 30 se puede apreciar que la zona de convergencia intertropical estaba bastante activa, creando una zona de baja presión hacia el oeste de Venezuela. Se puede comprobar en la misma, la formación de torres de cúmulos nimbos aislados en la trayectoria que seguía la aeronave. Nubosidad por demás, del tipo tormentosa.

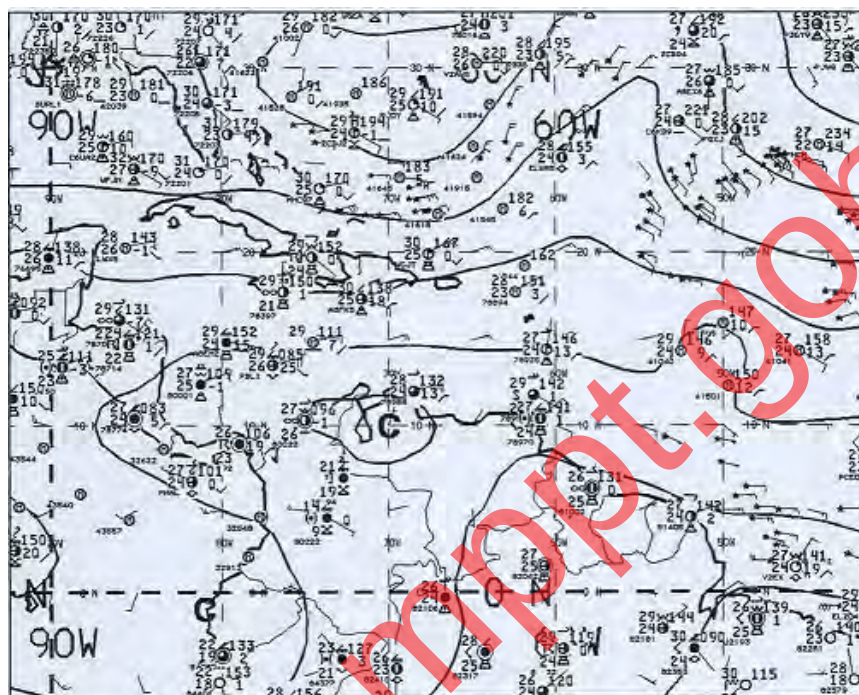


Fig. 31: Carta de análisis de la región tropical de las 12:00UTC

Esta carta nos muestra que a esta hora (aproximadamente 5 horas después del accidente), ya no había sistema de baja presión sobre el área. Sin embargo, las estaciones meteorológicas del área, indicaban que había torres de Cúmulo Nimbos en el área del accidente.

La sonda de observación más cercana al área o RAOB (Rawinsonde observation numero 78988), fue soltada desde el Aeropuerto HATO en la isla de Curazao, la misma estaba ubicada a 20 pies de elevación sobre el nivel del mar y a 250 millas Nor-Este del lugar del accidente. La observación fue obtenida de la Universidad de Wyoming, siendo posteriormente graficada y analizada utilizando el software RAOB2.

La sonda mostró un ambiente de humedad a bajo nivel, con una humedad relativa de 75% o más desde la superficie hasta aprox. 10.000 pies. Los niveles de condensación a



962 HPa o a 1488 pies, los niveles de condensación convectiva (CCL) a 847HcP o 5108 pies, y un nivel de convección libre (LFC) a 857 HPa o 4.795 pies. La altura de la tropopausa se identificó a 52.706 pies. El nivel de equilibrio (EL) o tope de nubes convectivas esperado fue de 149 HPa o 46.511 pies. El valor de precipitación fue de 2.07 pulgadas. Los parámetros de la sonda indicaron que el ambiente de humedad tibia de bajo nivel se encontró desde la superficie a 850 Milibares y el índice de levantamiento (LI) y el índice de estabilidad de -6.0 indican un ambiente inestable favorable al desarrollo de tormentas. La energía potencial disponible convectiva (CAPE) fue de 2.386 Joules por kilogramo. El índice total indicado fue de 47.1, desde precipitaciones moderadas a pequeñas pero severas tormentas. La velocidad vertical máxima (MVV) de las corrientes convectivas ascendentes en las tormentas, se determinó en 69 Metros por segundo o 138 nudos. El Windex o desarrollo de microtormentas húmedas, fue estimada con vientos de salida de 44 nudos.

El perfil de viento de la sonda, mostró vientos del este por debajo de 20.000 pies con succión de bajo nivel a 2.600 pies, incluyendo vientos de los 100 grados con 37 nudos. Los vientos viraron al oeste por encima de los 20.000 pies con altura hasta la Troposfera superior. El nivel de viento máximo fue identificado inmediatamente por debajo de la Troposfera a 45.000 pies con vientos de los 275 grados con 37 nudos.

De acuerdo a las imágenes obtenidas del satélite ambiental geoestacionario GOES 12, se observó la presencia de nubes del tipo cúmulos nimbos, asociadas a un sistema convectivo tropical (MSC) sobre Colombia y Venezuela; esta formación de nubes se extendía desde Colombia hasta Venezuela, incluyendo el lugar del siniestro.

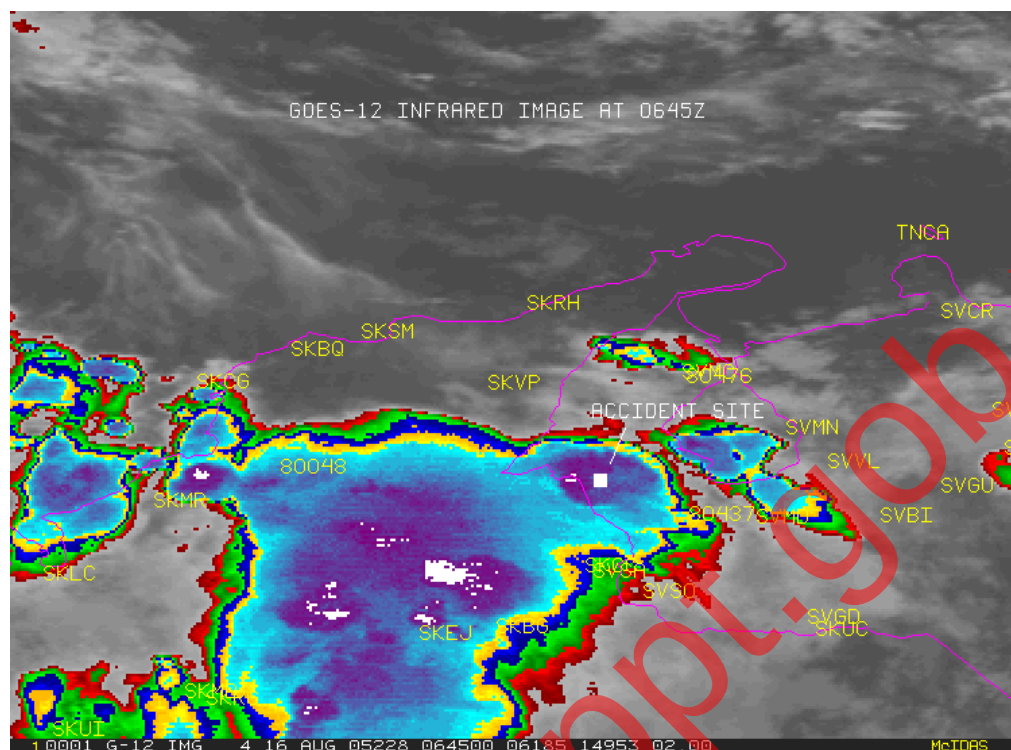


Fig. 32: Imagen satelital donde se puede apreciar el sistema convectivo tropical a las 06:45:00 UTC, momentos antes de ocurrir el accidente y el punto donde impactó finalmente la aeronave.

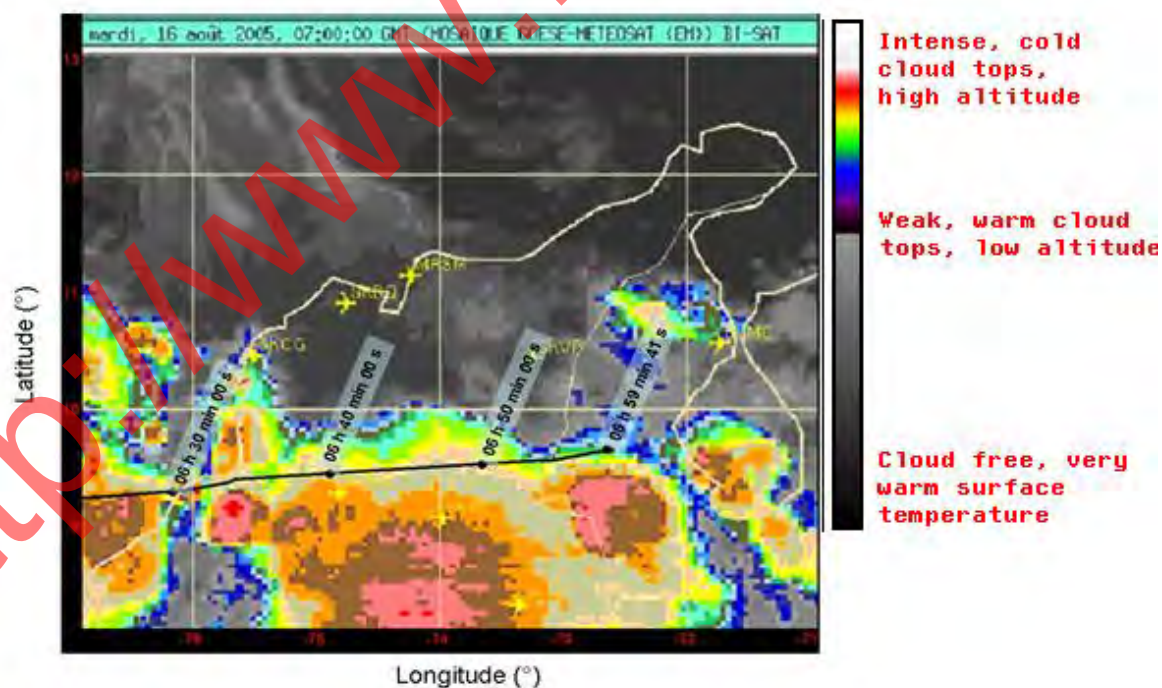


Fig.33: Imagen satelital a las 07:00:00 UTC; se puede apreciar el sistema convectivo tropical justo al momento de ocurrir el accidente.



Fig.34: Imagen satelital a las 07:15:00 UTC. Todavía se aprecia el sistema convectivo tropical sobre Colombia y Venezuela.

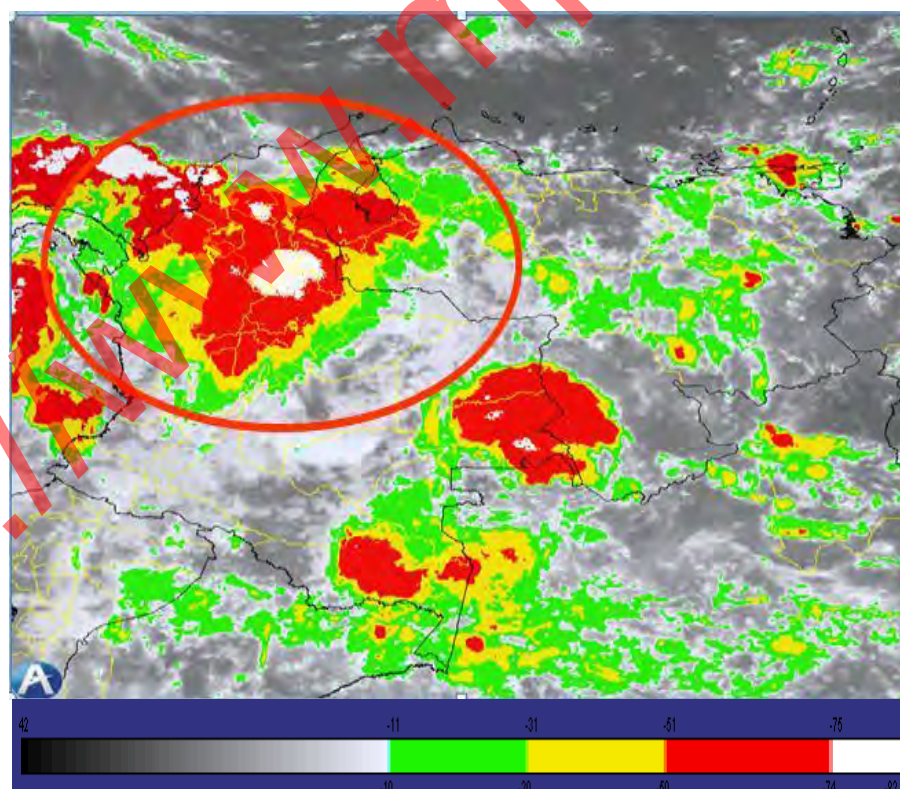


Fig. 35: Representaciones de datos de temperatura de la parte superior de las nubes entre 50.000 y 52.000 pies.



1.8. AYUDAS A LA NAVEGACIÓN:

No se reportaron problemas con las radio ayudas.

1.9. COMUNICACIONES:

La frecuencia de comunicaciones utilizada por la tripulación del vuelo WCW708 antes del accidente, fue con el servicio de control de tránsito aéreo de Barranquilla, en espacio aéreo colombiano, en la frecuencia 124,2 MHz y durante la emergencia, fue con la del servicio de tránsito aéreo de Maiquetía, en espacio aéreo venezolano, en la frecuencia 128,7 MHz; ambas frecuencias operaron normal, sin ningún tipo de anomalía.

1.10. INFORMACION SOBRE EL AERÓDROMO:

Esta información no es significativa para el evento.

1.11. REGISTRADORES DE VUELO:

El registrador de datos de vuelo (FDR) es modelo Allied Signal UFDR (4100), número de parte 980-4100 DXU? (no se pudo determinar la última letra), serial N° 8665.

El registrador de voz de cabina (CVR) es modelo Fairchild A100A, número de parte 93-A100-83, serial N° 50703.

Los laboratorios del Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA), autoridad en materia de investigación de accidentes de la aviación civil de Francia, se encargó de reproducir y transcribir la información contenida en ambos registradores. La transcripción de la cinta del CVR se adjunta en el anexo 3. La decodificación de los parámetros registrados en el FDR se encuentra en el anexo 4.



Fig. 36: Cinta magnética y mecanismo de CVR.



Fig. 37: Grabador de datos de vuelo (FDR).



Fig. 38: Grabador de datos de vuelo (FDR) abierto.

1.12. INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO:

La aeronave se desfragmentó por completo, arrojando parte de la misma hasta unos doscientos cincuenta metros (250mts) hacia adelante del primer punto de contacto, a pesar de haber impactado con una rata de hundimiento bien pronunciada, estimada en más de 11.000 pies por minuto. Se pueden apreciar grandes partes de la aeronave, así como marcas de quemaduras producto del combustible incendiado, que se pueden evidenciar en las fotografías de la aeronave, de algunos sistemas y componentes.

CABINA DE MANDOS: totalmente destruida, convertida en amasijo de materiales; algunos trozos de paneles sin la mayoría de sus instrumentos; los instrumentos que se encontraron estaban destruidos, sin sus agujas indicadoras y llenos de barro y agua.

FUSELAJE: totalmente destruido y convertido en retorcijos de material. Todos los asientos se encontraron totalmente destruidos. En gran parte tenían sus piezas



compactadas y muy pocos tenían adheridos los cinturones de seguridad. Algunas piezas estaban quemadas por acción del fuego.

PLANO IZQUIERDO: Totalmente fracturado, el flap deformado y encontrado de forma aislada, el tren principal izquierdo se encontró aislado, en posición de retraído, con una sola rueda; el alerón totalmente deformado y fracturado.

PLANO DERECHO: Con múltiples fracturas, el flap deformado y encontrado de forma aislada, el tren principal derecho se encontró aislado, en posición de retraído, con una sola rueda; el alerón totalmente deformado y fracturado.

MOTORES: Ambos motores se encontraron sin sus capotas, todas sus partes dañadas, álabes partidos desde la raíz. El motor derecho se encontró en un ángulo de aproximadamente 30° a la derecha de la trayectoria del punto de impacto de los motores con el terreno. El motor izquierdo se encontró en un ángulo de aproximadamente 30° a la izquierda de la trayectoria del punto de impacto de los motores con el terreno. Ambas secciones de escape se encontraron destruidas y medio enterradas en el propio punto de impacto de los motores.

EMPENAJE: Solo la parte superior del timón de dirección con los elevadores, se encontró casi completa; tanto los elevadores como el eje actuador de los mismos se encontraron en posición de máxima actitud de nariz arriba; el cono de cola se encontró completo y con abolladuras a tres (3) mts., antes del punto de impacto de los motores con el terreno.

UNIDAD DE POTENCIA AUXILIAR (APU): Se encontró totalmente destruida y parcialmente enterrada en el punto de impacto de los motores con el terreno.

REGISTRADORES DE VUELO: El CVR y el FDR se encontraron con abolladuras, sin perforaciones, enterrados en el lodo cerca del punto de impacto de los motores con el terreno.

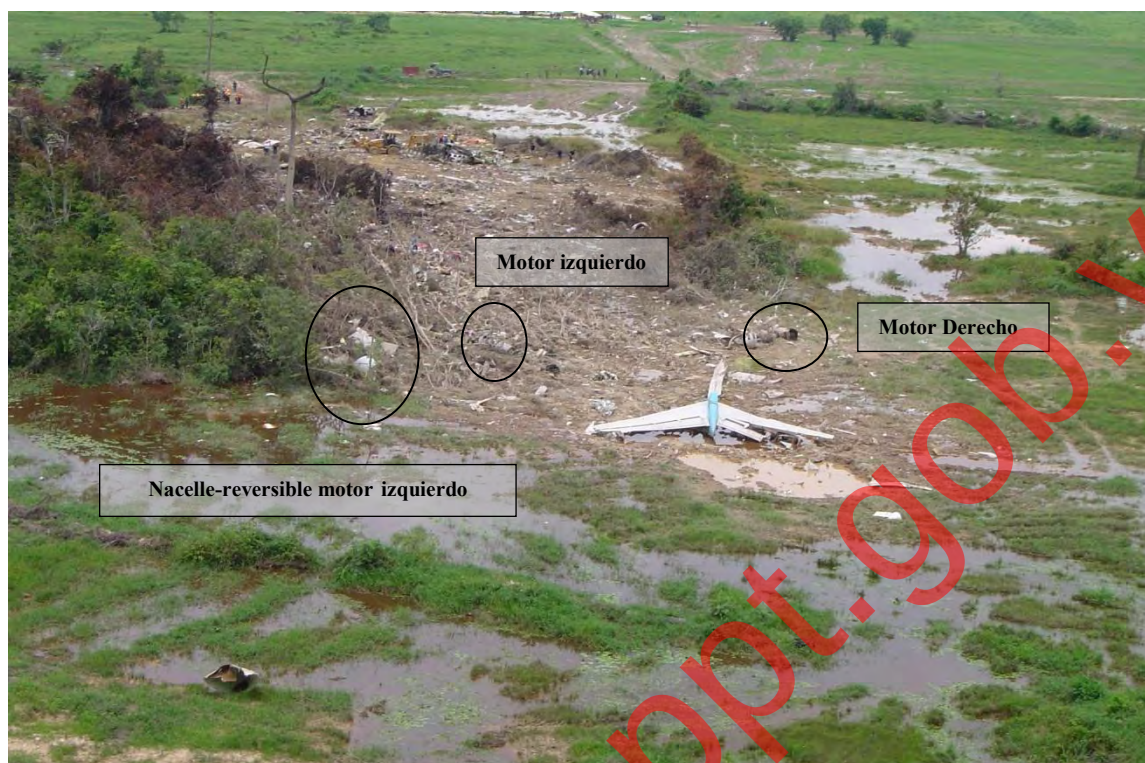


Fig.39: Restos de la aeronave.

1.13. INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA:

Las autopsias llevadas a cabo, no evidenciaron presencia de alguna sustancia que pudiese haber afectado el rendimiento de la tripulación de vuelo.

1.14. INCENDIO:

En un área de aproximadamente 350 mts. de diámetro y a una altura de 30 mts., se observa un grupo de árboles y vegetación con quemaduras; se presume que no se propagó un incendio **post impacto**, debido a que la zona estaba mojada por el desbordamiento del río y estaba lloviendo en el instante del accidente. Solo se determinó la existencia de pequeños incendios localizados en algunas zonas.



1.15. SUPERVIVENCIA:

Personal de los grupos de búsqueda y rescate, así como personal del cuerpo de bomberos de la localidad de Machiques, participaron en las labores de búsqueda y salvamento. No se encontraron sobrevivientes.

1.16. ENSAYOS E INVESTIGACIONES:

1.16.1 Trayectoria Seguida por la Aeronave:

De acuerdo a las trazas de radar de las estaciones de Cerro Macho (CEM) y Río Hacha (RIO) y a las comunicaciones establecidas con el control de Maiquetía, la aeronave siguió la ruta establecida en su plan de vuelo, solo con algunas pocas variaciones para evitar zonas de tormentas.

1.16.2. Análisis del Sistema Motopropulsor (Motor/Turbina):

Se realizó una evaluación sobre el desarme de los motores 1 y 2 en la facilidad de CEPr (Centro de ensayos de motores del Ministerio de la Defensa de Francia), en Francia, entre el 12 y 21 de Junio del 2006, por representantes de Boeing y P&W (fabricante de los motores).

Evaluación sobre el desarme de los motores:

En ambos motores, las aletas guías de entrada (IGV), el ducto completo que da cabida al ventilador (FAN), el protector posterior, el protector de la turbina y los ductos de escape, están separados de la estructura principal del motor. No hay evidencia de fuego antes o después del impacto en las superficies exteriores de los motores.

Los daños a los motores son consistentes; ambos rotores (N1) giraban a bajas revoluciones y ambos rotores (N2) giraban a muy altas revoluciones para el momento del impacto. A continuación se mencionan detalladamente las siguientes observaciones:

Motor Nro. 1



Fig.40: Motor Nro.1.

Rodamiento Nro. 1:

El soporte del rodamiento está fracturado y aproximadamente el 75% de su estructura falta, lo que permitió un examen visual del engranaje. Faltan siete rolines y el resto de ellos no muestran evidencias de algún daño en su estructura. La “jaula” donde se alojan los rolines faltantes (07) no muestra daño alguno. La pista del mismo esta casi intacta.

Sección del ventilador (FAN):

La sección cónica frontal con el engranaje Nro.1 presenta marcas circunferenciales de roce. Hay ocho (08) álabes faltantes en esta sección. Los cuatro sellos posteriores de retención integrados al ventilador (FAN), están fracturados y muestran marcas de roce. Los restantes 26 alabes están fracturados en el punto de sujeción con el “hub”. La



mayoría de los álabes restantes, en el alojamiento del ventilador (FAN), están desplazados hacia atrás en relación a su posición normal.

Compresor de baja presión (LPC):

Todos excepto dos (02) de los álabes de la etapa 1.5 del LPC, faltan en el disco. La superficie fracturada de los dos (02) álabes presenta daños circunferenciales de roce con algún tipo de material que se extiende desde el extremo posterior de la fractura en dirección opuesta a la rotación.

El disco de la etapa 1.5 está intacto. Alrededor de un 30 a 40% de los sujetadores de la plataforma de los álabes están fracturados. Las plataformas sobre los sujetadores de disco tienen marcas de roce en forma circunferencial y algunas de las plataformas adyacentes a los álabes presentan fracturas en la superficie exterior.

El espaciador que va entre la etapa 1.5 a la 2da. del LPC no se encontró. La 2da. etapa se encuentra intacta, excepto por un álabe faltante y algunas marcas de roce. Alrededor del 50% de la segunda etapa y los retenedores del disco están fracturados. La mayoría de las plataformas tiene evidencias de marcas circunferenciales. Entre el espaciador de la segunda y la tercera etapa hay marcas de roce.

El espaciador entre la 2da. y 3ra. etapas, tiene marcas de roce.

Todos los álabes excepto cuatro (04) de la tercera etapa del LPC, faltan en el disco. La superficie fracturada muestra evidencias de marcas de roce en la dirección opuesta de giro del rotor de baja. Alrededor del 75% de las plataformas de esta etapa (LPC), están fracturadas. Las marcas de roce circunferencial se aprecian en la dirección opuesta a la rotación del motor.

El espaciador entre la 3ra. y 4ta. etapa tiene marcas de roce.

Todos los álabes de la 4ta. etapa están ausentes.

El espaciador entre la 4ta. y 5ta. etapa, tiene marcas de roce circunferencial.

Aproximadamente el 75% de los álabes de la 5ta. etapa del (LCP), faltan en el disco. La superficie fracturada en los álabes remanentes muestra evidencias de roce con materiales en forma circunferencial, extendiéndose en dirección opuesta a la rotación del rotor de baja.



Fig.41: Compresor de baja presión del motor Nro.1.

El espaciador entre la 5ta. y 6ta. etapa tiene marcas de roce circunferencial.

El disco de la 6ta. etapa está separado y libre del espaciador de la misma. Aproximadamente el 50% de los álabes de la 6ta. etapa del LCP, faltan en el disco. La superficie fracturada en los álabes remanentes muestra evidencias de roce con materiales en forma circunferencial, extendiéndose en dirección opuesta a la rotación del rotor de baja.



Soporte de los rodamientos Nro.2 y Nro.3:

El escudo de calor del diafragma del soporte del rodamiento No. 3, tiene marcas de roce circunferencial en todo su diámetro y son consistentes con las puntas de los pernos de sujeción o “tierods” de la turbina de alta presión (HPT). La pared interna del compartimiento de rodamiento está dañada. Los dientes del engranaje de potencia del eje de torre tienen daños en toda su estructura. El soporte del protector contra fuego ubicado en el engranaje Nro. 3, tiene marcas de roce circunferencial en el soporte metálico con la turbina de alta presión (HPT). Las marcas están localizadas entre la posición de las 12:00 y las 3:00 del reloj.

Hay cinco aletas en la 6ta. etapa que están fracturadas en el soporte interno y están doblados en la dirección de rotación del rotor de alta. Esas aletas tienen marcas de desgaste circunferencial en la superficie de sustentación lateral cóncava de las mismas. Hay desgaste a los lados entre las aletas.

Compresor de alta presión (HPC):

Los álabes de la 7ma. y 8va. etapa están todos fracturados sobre la plataforma. Diez (10) álabes faltan de la octava etapa del compresor de alta presión. La mayoría de la superficie fracturada en ambas etapas tiene marcas circunferenciales producto del roce con el material, que se extienden sobre la superficie en la dirección opuesta a la rotación del rotor.

El disco de la 9na. etapa del compresor de alta está fracturado en el plano radial de la misma. El disco de la 10ma. etapa está fracturado en el plano radial de la misma. El disco de la 11ava. etapa está intacto. La mayoría de los álabes están todavía unidos al disco, pero todos están fracturados próximos al “hub” o plataforma.

La mayor parte de la superficie fracturada está dañada y debido al roce el material se extiende en la dirección opuesta a la rotación del rotor.



El disco de la 12ava. etapa tiene fractura parcial desde el plano radial hasta la misma y hasta el aro soporte (rim) del disco. Aproximadamente 165 grados del disco no existen. En la cara trasera del disco, cerca del borde del plano externo, hay roce consistente con su soporte o rim. Alrededor del 50% de los álabes permanecen en el disco. Todos los álabes están fracturados próximos a la plataforma o hub. La mayoría de los álabes fracturados, están dañados y la superficie tiene roces en la dirección opuesta a la rotación del rotor.

El disco de la 13ava. está intacto. El disco de la 13ava. etapa, entre la sujeción de la cara trasera y el sello posterior, tiene marcas circunferenciales de roce de 360 grados. No hay álabes de la 13ava. etapa estatora.

El cubo posterior o hub del compresor de alta, está fracturado en varios fragmentos. La reconstrucción de los fragmentos indicó que la circunferencia entera en la localización del balance fue recuperado. Nueve (09) de los doce (12) pernos de sujeción o tierods del compresor de alta, están fracturados y siete (07) recuperados. El tubo central del compresor de alta tiene una fractura en espiral, la cual progresa de atrás hacia adelante en dirección contraria a las agujas del reloj.

Caja del difusor:

El protector de la caja del difusor, tiene un hueco de aproximadamente 3.75 pulgadas de circunferencia por 1.0 pulgadas en dirección axial. El hueco está centrado a 1.75 pulgadas del extremo frontal cercano a la posición del 12:30 del reloj. La deformación del metal hacia fuera indica que el objeto vino desde el interior de la caja del difusor y viajó hacia afuera de la pared interna de la caja del difusor, la cual está localizada en el estator de la treceava etapa y tiene cinco huecos en varias localizaciones alrededor de la circunferencia; el hueco más grande está entre las 10:30 y la 1:00 del reloj.

No hay huecos que pudieran corresponder a la pared exterior de la caja del difusor.

Cámara de combustión:

El protector interno del quemador está fracturado los 360 grados alrededor de una pulgada y $\frac{1}{2}$ detrás de la bisagra frontal. El protector exterior de las cámaras de combustión (CCOC), el cual fue observado aplastado hacia adentro, fue cortado y removido del motor para facilitar la remoción de los quemadores. Los quemadores 3, 4 y 5 están aplastados.

Todos los quemadores fueron lavados con agua a presión para limpiarlos. No hay evidencia de metalización de los quemadores. Los quemadores están libres de cualquier operación anormal producto de excesivo calor.



Fig.42: Cámaras de combustión del motor Nro.1.



Eje de la turbina de baja y rodamiento de 4 ½:

El rodamiento de 4 ½ estaba mojado en aceite y rotaba libremente. Su sello de carbón está intacto. La pista del rodamiento está en buenas condiciones. El eje de baja tiene varias marcas circunferenciales alrededor de si mismo. Las marcas de roce son consistentes en el área que está por debajo de la octava etapa, adelante y atrás del tubo central del compresor de alta, la tuerca que acopla el eje del compresor de alta, el extremo del eje y el disco debajo del compresor de alta.

El eje de baja está doblado cerca de su parte frontal, que está ubicada bajo los compartimientos de los rodamientos 2 y 3.

Sección de la turbina:

Una de las aletas guías de entrada (TIGV) fue recuperada durante el desarme del motor.

Turbina de alta presión (HPT):

Todos los álabes de la turbina de alta presión están fracturados y no falta ninguno. La superficie fracturada en el borde de ataque y borde de salida de los álabes tienen evidencias de roce en forma circunferencial. La plataforma de álabes de la turbina de alta en el extremo delantero y en el lado posterior, muestra evidencias de marcas de roce en forma circunferencial.

Turbina de baja presión (LPT):

La cubierta interna de la aleta de la 2da. etapa está intacta. Todos los álabes de la 2da. etapa que permanecen en el disco están fracturados. Hay ocho (08) álabes de la 2da. etapa que faltan en la sección donde faltan los sellos de aire Nros. 2 y 3. Algunos álabes de la 2da. etapa muestran fractura de roce circunferencial y en algunas áreas se extiende fuera de la superficie cóncava de los álabes, la cual está en dirección opuesta de la rotación del rotor de baja.



La falda protectora del estator Nro. 3 falta. El sello de aire Nro. 2 y el 3 tienen entre 30 a un 40 % de la sección faltante. Los sellos de aire 2 y 3 están localizadas en la cara frontal del 3er. disco. En la sección de los sellos de aire 2 y 3 la mayoría de los espaciadores anti rotación, están doblados hacia adentro. La superficie exterior de los sellos de aire tiene marcas donde el sello está dañado hacia el sello del pedestal.

Alrededor del 50 a 60% de los álabes de la turbina de baja de la 3ra. etapa, están faltando en el disco. Todos los álabes remanentes están fracturados en la plataforma o hub. Las aletas interiores de la 4ta. etapa están intactas.

Hay 10 álabes de la 4ta. etapa que faltan en el disco. Los álabes remanentes están todos fracturados en la parte adyacente a la base del álabe del extremo delantero. Los álabes de la 4ta. etapa tienen marcas circunferenciales.

Cajas de HPT y LPT:

Las cajas no tenían indicadores de contaminación. La mayoría de las cajas están fracturadas y rasgadas. Las cajas están todavía unidas. El ensamblaje de la caja no ha sido desarmado; sin embargo, la bisagra es visible desde el interior e indica que está separada entre las posiciones 3 y 8 del reloj. El protector de la turbina de alta no evidencia contaminación. La pantalla protectora está aplastada entre las 5 y las 7 de la posición del reloj, producto del impacto con la tierra. El sello exterior de la turbina de alta y de la 2da. y 3era. etapa de la turbina de baja está intacto; falta el sello de aire exterior de la 4ta. etapa. El sello del aire exterior de la 2da. y 3ra. etapa, tiene marcas de roce circunferenciales cerca de la posición de las 5 del reloj, donde el sello de aire del panel de abeja está generalmente dañado. El resto de la circunferencia entre las 7:30 y las 4:30 del reloj tiene el sello del panel de abeja todavía unido al sello de aire exterior.

Motor Nro. 2:

La inspección visual del eje de la turbina de baja indicó que estaba doblado bajo el compartimiento entre los engranajes 2 y 3. Basado en experiencia de accidentes y desarme de motores, se recomendó cortar el motor en la mitad para ver el compresor de alta. El equipo de investigación decidió cortar el motor a la mitad a la altura del difusor. El rodamiento Nro. 1 no fue desarmado. Los soportes de los rodamientos estaban intactos.



Fig.43: Motor Nro.2.

Sección del FAN (Ventilador):

La sección cónica frontal al rodamiento Nro. 1 tiene una marca de roce. Todos los álabes del ventilador están fracturados; todos los álabes excepto 3, están fracturados cerca de la base de los álabes. Varios de los álabes del ventilador tienen marcas de roce circunferencial. Hay 3 o más álabes con marcas azuladas en su superficie.



Sucio en los álabes fracturados requirió la inspección visual de todos los álabes. Trece de los 34 álabes están en una posición posterior a su ubicación normal. Los 3 álabes fracturados en la parte exterior de la base tienen una distancia entre 2,4 y 5 ½ pulgadas sobre la raíz de la plataforma. Esos álabes están doblados en una dirección opuesta a la rotación. Dos álabes fueron recuperados en el sitio del accidente y fueron enviados al CEPr. Esos dos álabes fracturados coinciden con los dos álabes de este rotor y son identificados como Nro. 2 y 28.

Compresor de baja presión (LPC):

Doce de los álabes del compresor de baja presión de la etapa 1.5 faltan en el disco. La mayoría de los álabes remanentes en el disco están situados en un arco de 90 grados. Los álabes estatores de 1.5 están fracturados juntos; sobre la plataforma y la superficie fracturada muestran marcas circunferenciales. Hay marcas circunferenciales en el espaciador del disco entre la etapa 1 ½ y 2.

Hay seis álabes remanentes en el disco de la 2da. Etapa del compresor de baja. Las superficies fracturadas tienen marcas de roce y algún material se extiende en dirección opuesta a la rotación del rotor de baja. Hay marcas de roce entre el espaciador ubicado en el compresor de baja 2 y 3. El protector del compresor de baja y los ensamblajes fueron cortados para exponer las etapas desde la 3ra. Hasta la 6ta. Del compresor de baja.

La 3ra. Etapa del compresor de baja tiene aproximadamente un arco de 90 grados donde todos los álabes están doblados hacia la dirección opuesta de rotación del rotor de baja.

Los álabes remanentes faltan en el disco de la 3ra. Etapa; la mayoría de los componentes internos del estator estaban en el espaciador entre la 3ra. Y 4ta. Etapa del compresor de baja. La 4ta. Etapa del compresor de baja tiene 2 áreas con los álabes completos; uno alrededor del arco de 90 grados y el otro alrededor del arco de 30 grados, en los cuales están dobladas en la dirección de rotación del rotor de baja.



Los componentes internos del estator de la 4ta. Etapa que están alrededor del espaciador 4to. Y 5to. Del compresor de baja de la 5ta. Etapa tienen dos áreas donde los álabes están completos; un área está aproximadamente en un arco de 60 grados y el segundo en un arco de 90 grados y está doblado en la dirección opuesta de rotación del rotor de baja.

Los componentes internos del estator de la quinta etapa están alrededor del espaciador entre la 5ta. Y 6ta. Etapa. Alrededor del 50% de los álabes de la 6ta. Etapa están completos y doblados en la dirección opuesta de rotación del rotor de baja.

Soporte del rodamiento 2 y 3:

El compresor de baja y de alta no está separado de la estructura intermedia. El compartimiento de los rodamientos Nros. 2 y 3 y el diafragma que soporta el rodamiento, no estaban accesibles a la vista. La 6ta. Aleta del estator de la 7ma. Etapa, está superpuesta dentro de la 7ma. Aleta en el curso exterior del compresor de alta. Un intento de quitar la parte frontal del eje del compresor de baja presión del rodamiento Nro. 2 y 3 fue infructuoso debido a que el eje estaba doblado.

Los componentes y la caja del compresor de alta fueron cortados y removidos. Todos los discos estaban intactos. Los álabes de la 7ma. Estaban fracturados sobre la plataforma. La fractura muestra superficie con roce y material que se extiende más allá de la fractura en la dirección opuesta a la rotación del rotor de alta.

Los álabes de la 8va., 9na. Y 10ª. etapa del compresor de alta están fracturados cerca de la plataforma. La mayoría de las superficies fracturadas que permanecen en el disco muestran marcas circunferenciales con material que se extiende más allá de la fractura, en dirección opuesta a la de rotación del rotor de alta.

La 8va. Etapa tiene un arco que abarca aproximadamente 90° de álabes faltantes. La 9na. Etapa tiene un arco de aproximadamente 45° de álabes faltantes. La 10ª. etapa tiene solo 11 álabes.

La 11va. Etapa tiene un arco que abarca aproximadamente 120° de álabes faltantes. La 12va. Etapa tiene todos los álabes en el disco y están golpeados en dirección circunferencial. Los extremos traseros de las aletas estatorias de la 12va. Etapa, están golpeados en dirección circunferencial.

La mayoría de los álabes de la 13va. Etapa están en el disco. Todos los álabes ubicados en el extremo trasero están golpeados y doblados en dirección opuesta a la rotación del rotor de alta. Hay un daño circunferencial muy fuerte en el sello posterior del disco de la 13va. Etapa. El ensamblaje de las guías estatorias de la 13va. Etapa está intacto. El sello interior tenía un arco de 90° de fuertes marcas. Una de las barras de unión del compresor de alta está fracturada.

El cono posterior del compresor de alta está fracturado en múltiples fragmentos. La reconstrucción determinó que la circunferencia entera en el plano del balance fue recuperada. La sección delantera del tubo central del compresor de alta fue inspeccionada en la posición instalada. Se evidencia una fractura axial delantera en el tubo central.



Fig.44: Compresor de alta presión del motor Nro.2.

Caja del difusor:

En su pared interna frontal tiene tres penetraciones pero no hay agujeros en la parte exterior de la caja del difusor.

Cámara de combustión:

La cámara fue cortada axialmente y removida para permitir estudiar los quemadores. Los quemadores 4 y 5 están aplastados. Todos ellos fueron lavados con agua a presión; no han sido sometidos a stress por extremo calor. La caja del quemador posterior está fracturada en la posición 360° alrededor de una pulgada y media en el borde posterior y también está fracturada en la posición entre los 290° y 300° alrededor de dos pulgadas y media del borde posterior.



Fig.45: Cámara de combustión del motor Nro.2.

Eje de la turbina de baja y rodamiento de 4 1/2:

La porción removida del eje de baja tiene tres marcas circunferenciales de las cuales dos están en el plano interior del disco de alta y el eje posterior de la turbina de alta. El rodamiento de 4 1/2 y su sello de carbón están intactos.



Sección de la turbina de Alta Presión HPT:

Todos los álabes del compresor de alta están fracturados y no hay álabes en la turbina de alta. La placa posterior tiene marcas de roce en dirección circunferencial. Los álabes fracturados tienen marcas de roce en dirección circunferencial.

Sección de la turbina de Baja Presión LPT:

La cubierta de las aletas internas de la 2da. etapa está intacta. Todos los álabes de la 2da. etapa del disco están fracturados y el álabe más largo está a una pulgada y media sobre la plataforma. Hay siete álabes faltantes de la segunda etapa en la sección donde el sello de aire interno está doblado hacia adentro y hay 11 álabes faltantes en otras áreas de la circunferencia. La mayoría del borde delantero de los álabes está fracturado y hay evidencia de marcas de roce en la superficie.

La guía de la tercera cubierta interior falta. Entre el 2do. y 3er. sello de aire hay un arco de 90° que está doblado hacia adentro en el segundo disco de la turbina de baja presión. La superficie exterior del sello de aire tiene marca de roce y falta la mayoría del sello del borde, con respecto al sello del pedestal.

Todos los álabes remanentes del disco están fracturados cerca de la plataforma. Se observó 12 álabes faltantes. La cubierta de la 4ta. guía está intacta. La mayoría de los álabes de la turbina de baja están fracturados cerca de la plataforma. Los dos álabes más largos son de una y dos pulgadas respectivamente. Hay dos álabes faltantes; la mayoría de ellos están fracturados y con marcas de roce.

Cajas de las turbinas de alta y baja presión (HPT y LPT):

La caja de la HPT está todavía unida al CCOC. Alrededor del 50 a 60% de la caja del HPT a la unión del CCOC está separada ya que los puntos de unión están fracturados. Hay alrededor de un 40 a un 50% de la TIGV, unida o atrapada entre la guía de soporte interior y la caja del HPT. Las aletas están aplastadas cerca de la posición de las 4:30 del reloj, en relación a la caja del HPT.

Cuando se desmontó, se encontró que había 20 aletas unidas a la caja de la HPT y 25 que estaban flojas fueron recuperadas. No quedó evidencia de metal esparcido en las aletas que no se limpiaron. La caja de la HPT está axialmente y radialmente distorsionada entre las 3:30 y 5:30 del reloj.

Alrededor de la posición de las 4:30 hay una fractura axial que va desde la unión posterior de la HPT al soporte posterior de la TIGV, de cuatro pulgadas en forma circunferencial y luego axialmente media pulgada en el soporte frontal delantero de la TIGV. Las superficies de fractura remanentes adelante del plano del TIGV sugieren que había un hueco de una pulgada y cuarto con material de la caja faltante, cercano a la posición de las 5 del reloj. Falta el sello de aire exterior (OAS) de la HPT.

El protector de la HPT está intacto y distorsionado. El mismo está aplastado entre las 4 y las 8 del reloj y es consistente con el impacto en tierra. La caja de la LPT está separada de la caja de la HPT; se encuentra aplastada entre las 4 y 8 del reloj. El 2do. y 3er. OAS están intactos. El segundo OAS está muy dañado en la base del material, entre las 4:30 y 7 del reloj. Las áreas cercanas a la circunferencia todavía tienen panel de abeja unido a la base del OAS. El tercer OAS está severamente dañado entre las 7 y 6:30 del reloj. El cuarto OAS falta. No hay muestras de rotura ni huecos en la caja de la LPT.

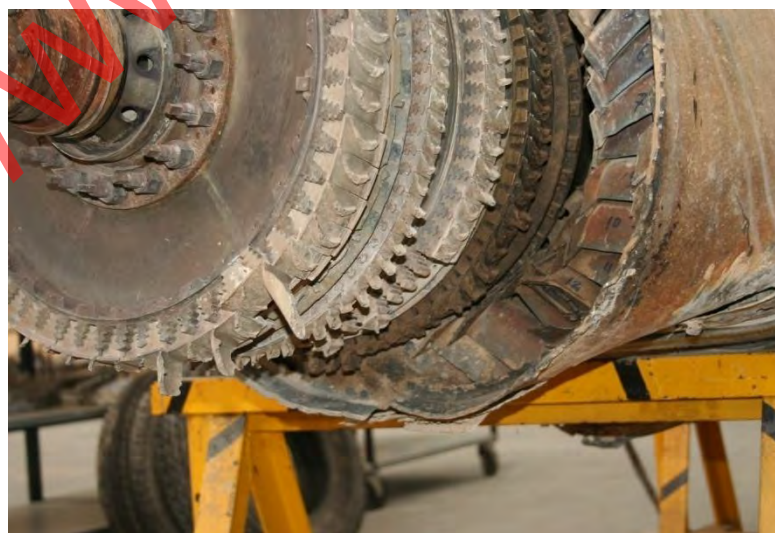


Fig.46: Turbina de alta presión.



Fig. 47: Sección de turbina.



Fig.48: Sección de compresor.

Como se puede observar en la figura 47 y en la figura 48, los álabes del compresor y los álabes de la turbina presentan un serio desgaste; esto es la evidencia de que estaban en rotación justo antes de que la aeronave impactara contra el terreno. Otra observación es la presencia de fracturas en los álabes de la turbina; esto se debe a los cambios bruscos de temperatura que sufrió el material, haciendo que éste cambiara sus propiedades físicas, transformándolo en un material frágil.



1.16.3 Simulación de vuelo:

Fue producida una animación, usando toda la data disponible provista por el FDR y la grabación de la cabina junto con todos los análisis efectuados por los entes investigadores de apoyo para ayudar a identificar la secuencia de eventos del accidente.

Se usaron los siguientes documentos de apoyo: el reporte del BEA CVRFDR_HK-4374X_2005_hvn, el cual describe la lectura e interpretación de los datos del FDR. El documento de la NTSB DCA05RA093 de estudio de desempeño, en el cual se simulan el ángulo de cabeceo y el ángulo de ataque de la aeronave. Todos los resultados obtenidos de estos estudios junto con los resultados del ADENDUM al estudio de desempeño fueron usados para alimentar la simulación.

Sin embargo y para producir una animación más real, algunos datos del FDR fueron interpolados y algunas veces ajustados y modificados. Esta animación describe como se usó la data para construir la cadena de eventos y proporciona las advertencias que deben ser tomadas en cuenta cuando se observa la misma.



Fig.49: Simulación del vuelo basado en los parámetros del FDR.

La animación empieza a las 6:44:00 y culmina al momento del impacto (07:00:32); sin embargo, los ángulos de cabeceo y ángulos de ataque están disponibles hasta las 06:57:45.

La estructura de la pantalla de la animación esta compuesta por dos ventanas: una ventana superior donde se muestra una vista externa de la aeronave en vuelo. El tiempo UTC es mostrado en la esquina superior izquierda. La transcripción del CVR se muestra bajo la figura de la aeronave. Una flecha roja representa el vector de la velocidad, indicando el ángulo de ataque del fuselaje. El valor del ángulo de ataque simulado (de acuerdo al estudio de desempeño de la NTSB) se muestra cerca de la punta de la flecha.



La ventana inferior es un panel con algunos instrumentos genéricos para mostrar algunos parámetros de la manera más conveniente y cómoda. Estos instrumentos no necesariamente representan los originalmente instalados en la aeronave y usados por la tripulación.

Escenario:

El escenario no es representativo de las condiciones climatológicas encontradas durante el vuelo o de las características topográficas del área de Machiques, Edo. Zulia.

Rumbo de vuelo y actitud:

El rumbo de vuelo horizontal usado para la animación no representa el patrón de vuelo original de la aeronave. Fue generado usando una velocidad de tierra constante de 300 nudos (Kt) desde el este. El único propósito de esto es simular un patrón de vuelo de izquierda a derecha con movimiento hacia delante.

La Z usada para el patrón de vuelo, está basada en el parámetro grabado de presión altimétrica. La actitud de cabeceo se deduce de las figuras 13 y 15 del estudio de desempeño de la NTSB y proporciona valores hasta las 06:57:45. Después de este momento, aparece una cruz roja en la ventana y el mensaje **"No pitch or AOA data"**.

La actitud de alabeo no es un parámetro válido del FDR ni fue simulado. Es por ello que se usó cero (0) grados durante toda la animación. Como valor de rumbo se usó noventa (90) grados durante toda la animación. Sin embargo, éste no es apreciado ya que la vista lateral de la aeronave no lo permite.

Flecha Roja:

Una flecha roja representa el vector de la velocidad del aire y la misma se origina desde el centro de gravedad aproximado de la aeronave.

El ángulo entre la flecha y el cuerpo o fuselaje de la aeronave es de 15 grados, de acuerdo al reporte de desempeño emitido por la NTSB mostrado en la sección 1.6.4.3. de este informe, el cual proporciona valores hasta las 06:57:45 UTC. Después de este valor de tiempo, una cruz roja aparece en la ventana de la simulación con la leyenda “No pitch or AOA data”. Los valores numéricos de los ángulos de ataque son también mostrados en la pantalla. La longitud de la flecha varía, de acuerdo a los valores de velocidad indicada o IAS.



Fig.50: Panel utilizado en la simulación con los instrumentos básicos de la aeronave.

1.16.4. Historial de accidentes de la empresa West Caribbean:

A continuación una breve reseña del accidente previo al WCW708, con una aeronave LET 410 matrícula HK-4146 de la empresa West Caribbean, ocurrido el 26 de marzo del 2005 en Providencia, Colombia. Este accidente ocurrió 5 meses antes del accidente del MD82. Hubo 23 personas fallecidas.



Narrativa:

Durante el despegue, cerca de la V1, el motor número uno falló. El despegue continúa pero la velocidad del aire disminuyó. La aeronave se inclinó hacia la derecha hasta alcanzar los 135 grados. El descenso fue invertido, en un ángulo de 40 grados y se estrelló contra árboles; los restos fueron localizados aproximadamente a 113 metros del inicio de la pista 17.

Causas Probables: "La no observancia de los procedimientos descritos para la falla de un motor luego de la V1, en especial los que se refieren al mantenimiento de la velocidad de despegue seguro de 84 nudos, la retracción de la aleta de banqueo automático, la operación de la palanca del tren de aterrizaje y el empleo de la potencia de reserva.

La operación errónea de la palanca de combustible FCL del motor uno, al moverla desde la posición abierta a cerrada durante la cadena de eventos, con lo que se dejó sin empuje al avión, y además, la operación no apropiada de la palanca de combustible FCL del motor dos, al llevarla a la posición MAX NG en un intento por obtener rendimiento de dicho motor.

El mantenimiento del avión en una actitud de despegue luego de la falla del motor dos con la consecuente reducción de velocidad, y posteriormente, el mantenimiento del avión en una actitud de ascenso luego de haber apagado el motor uno, con lo que se llegó a la velocidad de pérdida de sustentación y la posterior ausencia de control de la aeronave.

La falla del motor dos por motivos indeterminados durante la carrera de despegue, luego de la V1, obligó a la tripulación a realizar una serie de procedimientos de emergencia para afrontar la falla y continuar con el ascenso inicial.

La ausencia o falta de manejo de recursos de cabina entre los miembros de la tripulación durante la secuencia de eventos.



La reducción en una medida no determinada de la alerta o conciencia situacional de la tripulación, como resultado de la situación financiera de la empresa y de la separación en la que estaba inmerso el Capitán de la aeronave."

1.17. INFORMACION ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN:

West Caribbean Airways fue una sociedad anónima constituida el 28 de diciembre de 1988. Su objeto social principal era la explotación de transporte público aéreo de correo, carga y pasajeros, comercial troncal, en la modalidad de regular de acuerdo con el Manual de Reglamentos Aeronáuticos, en el territorio nacional y en el exterior.

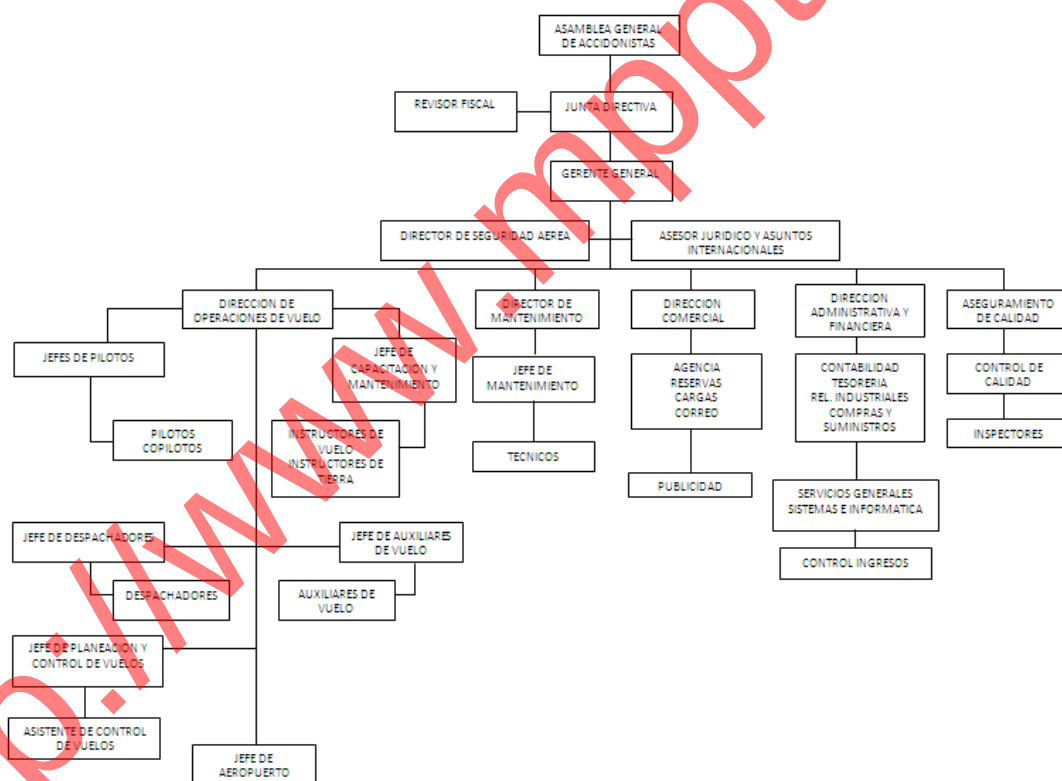


Fig. 51: Organigrama de la empresa West Caribbean.



Para el momento en que ocurre el accidente, presentaba problemas de carácter administrativo y financiero los cuales afectaban seriamente la operatividad de dicha empresa; de las tres (03) aeronaves modelo MD, sólo estaba operativa la aeronave que tuvo el accidente y las otras dos aeronaves estaban inoperativas en espera de servicios de mantenimiento, y administrativamente, en espera de capital para cubrir sus respectivos gastos. Se evidenció que el personal técnico y administrativo, debido a la misma situación coyuntural que atravesaba la empresa, tenía un retardo considerable en el cobro de sus salarios; en el caso del Capitán de la aeronave siniestrada, llevaba seis (06) meses sin cobrar. En el año 2005 esta empresa fue sancionada dos veces por parte de la Aeronáutica Civil Colombiana; una por sobrepeso de 1.652 Kg. en un vuelo en el año 2.004, y otra, al determinarse en una inspección anual, que infringieron los tiempos de descanso, servicio y vacaciones de los tripulantes, así como el hecho que no estaban dando entrenamientos reglamentarios a sus tripulantes y por inconsistencia en los registros de los libros de vuelo de las aeronaves.

1.18. INFORMACION ADICIONAL:

1.18.1. Evidencias de testigos:

No se encontraron testigos presenciales del accidente.

1.18.2. Despachadores de vuelo:

Se efectuó una entrevista al despachador del vuelo WCW708 correspondiente a la aeronave HK-4374X el 09 de Agosto de 2007, a través de un cuestionario previamente elaborado. Entre los aspectos más importantes de la entrevista, se destaca el hecho que el plan de vuelo era enviado desde Medellín en paquetes de formularios y se llenaban en Panamá aspectos como el combustible completado. La parte operacional venía desglosada, la ruta y el nivel de vuelo era remitida vía internet antes del vuelo, con base al anterior. **No se incluía información meteorológica.**



Otro aspecto importante es que efectivamente en el plan de vuelo estaba estipulado un nivel de vuelo de 35.000 pies. Las entrevistas se encuentran en el anexo 5.

1.19. TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES Y EFICACES:

Estudio del comportamiento (performance) de la aeronave, punto 1.6.4.3 de este informe, basado en el estudio emitido por la oficina de investigación e ingeniería de la NTSB de fecha 19 de Abril del 2006.

Este estudio contiene una simulación del vuelo basada en cálculos con el fin de recrear el movimiento y la información de entrada que dio lugar a esos movimientos. Al no existir información crítica del FDR, la simulación sirve para obtener estos datos que son de vital interés. Los resultados de la simulación son comparados posteriormente con los datos del FDR disponibles para su validación.

Al mismo tiempo, se efectuó un análisis de las luces del panel de alarmas.

Entre las cuarenta luces identificadas sobre los restos del panel de alarmas, sólo cinco luces presentaron bombillos con filamentos fuertemente deformados y espiras estiradas, las cuales son indicios característicos de luces encendidas al momento del impacto y características de luces chocadas con calor.

Se trata de las luces de advertencia “L ENG ANTI-ICE” o luz de antihielo del motor izquierdo, “R ENG ANTI-ICE” o luz de antihielo del motor derecho, y “WING ANTI-ICE” o sistema antihielo de las alas; todas indican estar siendo operadas sobre ambos motores y sobre el ala.

También se detectó que la luz “AUTO-SLAT FAIL”, estaba encendida. Este componente forma parte de los dispositivos de hipersustentación de la aeronave. En esta fase de la investigación, no fue posible determinar la razón por la cual dicha luz estuvo encendida.



2. ANÁLISIS:

2.1. DESARROLLO DEL VUELO:

2.1.1. Preparación del Vuelo:

De acuerdo al análisis del comportamiento de vuelo llevado por la aeronave MD-82, Matrícula HK-4374X perteneciente a la empresa West Caribbean Airways, se alcanzaron los siguientes resultados:

FOLIO Nº 000179

PLAN DE VUELO FLIGHT PLAN			
PRIORIDAD PRIORITY FF		DESTINATARIO(S) ADDRESSEE(S)	
HORA DE DEPÓSITO FILING TIME		REMITENTE ORIGINATOR	
IDENTIFICACIÓN EXACTA DEL (DE LOS) DESTINATARIO(S) Y/O DEL REMITENTE SPECIFIC IDENTIFICATION OF ADDRESSEE(S) AND/OR ORIGINATOR			
3. TIPO DE MENSAJE MESSAGE TYPE FFPL	7. IDENTIFICACIÓN AERONAVE AIRCRAFT IDENTIFICATION MD-82	8. REGLAS DE VUELO FLIGHT RULES S	9. TIPO DE VUELO TYPE OF FLIGHT S
4. NÚMERO NUMBER 01	11. TIPO DE AERONAVE TYPE OF AIRCRAFT MD-82	12. CAT. DE ESTELA TURBULENTO WAKE TURBULENCE CAT. 1	10. EQUIPO EQUIPMENT SMW16
13. AERODROMO DE SALIDA DEPARTURE AERODROME MPTO	14. VELOCIDAD DE CRUCERO CRUISING SPEED M0.450	15. NIVEL LEVEL FL350	16. HORA TIME 0000
17. RUTA ROUTE DET TBC UA 553 DCT PBL UA 553 DCT MIQ UA 551 DCT			
18. AERODROMO DE DESTINO DESTINATION AERODROME TFFR		19. EST. TOTAL TOTAL EST 0300	
20. AERODROMO ALT. N. ALT. AERODROME TFFR		21. 2º AERODROMO ALT. N. 2ND ALT. AERODROME TFFR	
22. OTROS DATOS OTHER INFORMATION REG: HK-4374X OPR: WEST BMR: VEN CHARTER EEI/SEEC: 0130 ISVZM: 0200 TTPR: 0245			
23. INFORMACIÓN SUPLEMENTARIA (EN LOS MENSAJES FPL NO HAY QUE TRANSMITIR ESTOS DATOS) SUPPLEMENTARY INFORMATION (NOT TO BE TRANSMITTED IN FPL MESSAGES)			
24. AUTONOMÍA ENDURANCE HR MIN 0200	25. PERSONAS A BORDO PERSONS ON BOARD P/TM	26. EQUIPO RADIO DE EMERGENCIA EMERGENCY RADIO UHF VHF ELBA R/U/V/E	
27. EQUIPO DE SUPERVIVENCIA/SURVIVAL EQUIPMENT POLAR DESERT MARITIME JUNGLE S/P/D/M/J		28. CHALECOS/JACKETS Luz Fluor J/L/F/U/Y	
29. BOTES NEUMÁTICOS/DINGHIES NÚMERO CAPACIDAD CUBIERTA COLOR NUMBER CAPACITY COVER COLOUR D 10 170 C VERDE		30. COLORES Y MARCAS DE LA AERONAVE AIRCRAFT COLOUR AND MARKINGS N VLO CM450R	
31. OBSERVACIONES REMARKS		32. PILOTO AL MANDO PILOT-IN-COMMAND	
33. PRESENTADO POR/FILED BY		34. ESPACIO RESERVADO PARA REQUISITOS ADICIONALES SPACE RESERVED FOR ADDITIONAL REQUIREMENTS	

RECIBIDO 16 AGO 2005

Fig. 52: Plan de Vuelo



2.1.2. Inicio del vuelo o Fase I: Despegue y Ascenso, Fase II: Crucero en nivel 310.

La aeronave se posicionó para el despegue a las 06:00:00 UTC aproximadamente, el piloto automático fue conectado a los nueve mil (9.000) pies y el perfil de ascenso fue realizado con alta velocidad y sin restricciones de altura (300 nudos y Mach 0.74). La aeronave tardó aproximadamente veintiséis (26) minutos en alcanzar nivel 310 (06:26:00 UTC); de acuerdo a las tablas de rendimiento lo normal es veintiún (21) minutos. Durante el crucero a 310, se requirieron varias desviaciones de ruta al ATC para evitar mal tiempo (la información suministrada en la transcripción del CVR, muestra que a las 06h. 33min. 32s. el primer oficial solicitó desviar la aeronave a la izquierda para evitar formaciones de mal tiempo). Se mantiene a ese nivel por espacio de unos catorce (14) minutos.

Nota: El tiempo que tardó la aeronave desde el momento del despegue hasta alcanzar el nivel de vuelo FL310, fue computado por FDR.

2.1.3. Ascenso del nivel 310 al nivel 330 e inicio del crucero (Fase III):

Seguidamente se inició un ascenso de nivel de vuelo 310 a 330, a las 06:39:30 UTC con los sistemas anti hielo encendidos; este nivel no lo permiten las tablas de rendimiento, lo que se llama el "Altitude Capability para dos motores" debido al peso de la aeronave y al uso de los protectores de anti-hielo que lo penalizaban, en este caso, por tres mil pies de altitud.

Este nivel no puede ser alcanzado debido al peso de la aeronave y al uso de los protectores de anti-hielo que restringían la potencia de los motores; esto es lo que se conoce como el "Altitude Capability para dos motores" en las tablas de rendimiento del manual de vuelo de la aeronave o AFM.

A las 06:42:00 UTC, se efectuó el ascenso y la tripulación al mando cambió el modo de vuelo del piloto automático de "Mach Hold" a "Vertical Speed" sin hacer ningún comentario al respecto, presumiblemente unos quinientos (500) pies por minuto de rata



de ascenso, seleccionado manualmente, y pasando por nivel de vuelo FL 320 a las 06:42:30 UTC el capitán sugirió desactivar los sistemas antihielo. El copiloto acató la instrucción y unos segundos después los valores de EPR muestran que los sistemas antihielo fueron apagados para incrementar los valores de EPR. Sin embargo, los auto-aceleradores cambiaron de “EPR limit (Climb)” a “Mach EPR limited”, que en el anunciador del modo de vuelo aparece como “Mach ATL”, lo cual significa que el Mach actual, el cual en ese momento era 0.72, es menor que el seleccionado ya que los auto-aceleradores están tratando de incrementar la velocidad al Mach deseado, pero la potencia elegida está en su límite; la aeronave no pudo mantener el número Mach seleccionado en el ascenso. Para este momento la altitud era de 32.200 pies.

Cuando la altura pre-seleccionada de nivel de vuelo 330 fue alcanzada a las 06:43:40 UTC, el sistema automático de aceleración se mantuvo en “Mach ATL” durante la aceleración a Mach 0.76 seleccionado por la tripulación. La potencia se mantuvo a “Max Climb” en el indicador de la computadora de empuje (TRI), lo que produjo que la aeronave acelerara al número Mach deseado de 0.76 y el modo de los auto-aceleradores se revirtiera a “Mach hold”, la lectura del EPR estaba entre 2.0 y 2.05; en ese momento la tripulación al mando, seleccionó presumiblemente de forma manual en el indicador de la computadora de empuje (TRI) “Max cruise”; la lectura del EPR (válido) se redujo a valores entre 1.80 y 1.90, con los protectores de hielo desactivados.

2.1.4. Fase IV: Pérdida de velocidad desde el nivel 330.

A las 06:48:42, y sobre los siguientes 30 segundos, el indicador de EPR regresa al valor 1.88, luego se redujo a un nivel en o por debajo de MCR (*max cruise*) limit con el sistema antihielo encendido de ambos motores y de las alas (EAI y AAI). Es probable que el sistema anti hielo de motor y alas haya sido encendido cerca de este instante y comenzó una larga fluctuación de EPR.

La aeronave se mantuvo en esta condición con Mach 0.76 (268 nudos IAS) hasta alrededor de las 06:49:25 UTC, cuando la velocidad comenzó a disminuir. A las



06:49:46 UTC, hubo un cambio de modo a MACH ATL, lo cual indica que el sistema ATS entregaba el máximo empuje seleccionado por la tripulación. Esta potencia estaba por debajo de la requerida para el nivel de vuelo, en consecuencia la aeronave perdía velocidad. Al mismo tiempo, el piloto automático el cual se encuentra en modo ALT HOLD, mantenía la altitud incrementando el ángulo de cabeceo.

A las 06:49 aproximadamente y como se puede observar en la figura 25 de la página 54, la cual muestra que por debajo de Mach 0.73, la aeronave entra en una región crítica llamada “detrás de la curva de potencia”. La única manera de salir de esta área es descender para cambiar (aumentar) su estado de energía.

La aeronave continúa el decaimiento de velocidad hasta alrededor de 06:52:00 UTC, cuando la tripulación apagó los sistemas anti hielo; el número Mach se redujo a 0.71 (250 nudos IAS). En este momento el leve aumento de los valores de EPR sugieren que la tripulación hizo un cambio de aceleración manualmente.

A las 06:52:40 la tripulación sugiere la activación de los sistemas anti hielo. De acuerdo a los datos, se observa la activación de los sistemas anti hielo y un cambio en el modo de aceleración de CRUISE a CLIMB. Esta configuración se mantuvo hasta el final del vuelo.

El compensador del estabilizador horizontal se movió de 1.1 a 3.8 unidades nariz arriba, entre las 06:49:00 hasta las 06:57:45. Los datos muestran que el ángulo de ataque aumento de 2.5 grados a 7.5 grados nariz arriba.

Este efecto aerodinámico de pérdida de velocidad, está descrito en el boletín de operaciones de vuelo número **MD-80-02-02A** emitido por BOEING en fecha 6 de Agosto del 2002. **No se encontró evidencia que la tripulación conociera el contenido de este boletín.**

Durante esta fase la tripulación estuvo ocupada mientras recibía el servicio de comida en la cabina y con las comunicaciones con el centro de control de MIQ. Esto contribuyó



a que no notaran el cambio de modo y la pérdida progresiva de velocidad de la aeronave, lo cual generó (ya por cierto tiempo) que la tripulación de vuelo perdiera la conciencia de entorno o situacional, al no darse cuenta realmente de los cambios que se venían sucediendo con respecto a la actitud y al rendimiento de la aeronave a la altitud de vuelo que la misma llevaba (cambios de velocidad, ajustes de potencia y cambios de actitud de vuelo). La tripulación insistió en mantener la aeronave a una altitud de vuelo a la que, según gráficos y tablas de rendimiento, y además, al uso y efectos de los sistemas de anti-hielo sobre el rendimiento de los motores, no podía mantenerse en vuelo de forma apropiada.

2.1.5. Fase V: Descenso desde el nivel 330 hasta la entrada en pérdida.

A las 06:57:10 UTC, el piloto automático fue desconectado por el Capitán, quien solicita descenso a nivel 310, y 700 pies antes de alcanzar este nivel, se escucha la alarma de ALTITUD ALERT. Se estima que en este momento el capitán haló la columna de control con la intención de estabilizar la aeronave al nivel seleccionado. Este cambio de nivel de vuelo quizás se debió al bataneo previo a la condición de pérdida, dado el bajo estado de energía de la aeronave y debido a los vientos ascendentes presentes. Para este momento, la aeronave estaba cercana a alcanzar los 7.5 grados nariz arriba.

A las 06:57:45 UTC se produjo el sonido de vibración de la columna de control STICK SHAKER y un segundo después se activa la alarma de STALL WARNING.

2.1.6. Fase VI: Pérdida de control de la aeronave.

Después de la alarma de STALL WARNING, el compensador "Trim" del estabilizador es consistente con la acción ejecutada desde la cabina de mando. Al mismo tiempo se observa una pérdida de potencia en ambos motores. Los valores de EPR caen hasta alrededor de 1.2. Esta pérdida de potencia se puede explicar con la variación del flujo de aire de entrada (a los motores) afectado por las alas y el aire turbulento, debido al elevado ángulo de ataque. Esta caída de EPR está registrada entre las 06:57:46 y las 06:59:54.



Acorde con la información obtenida del CVR, se presume que el capitán se enfocó en las indicaciones de los instrumentos de los motores, aun cuando el copiloto manifestó haber identificado la pérdida.

Mientras el descenso continuaba, y debido a la acción inapropiada, en lo que se refiere al aumento del compensador del estabilizador nariz arriba, se aumentó la resistencia al avance de la aeronave, al punto en el cual la recuperación de la misma no era posible, debido a la altitud remanente.

Durante el descenso, no anuncia ninguna situación de emergencia al controlador aéreo, ni tampoco mencionan la ejecución de las listas de chequeo.

En ese momento, todavía no identifica la gravedad de la situación y sólo se requirieron por la radio, los niveles de vuelo inferiores al control de MIQ.

Los valores de EPR subieron hasta 1.8, treinta segundos antes del impacto.

El movimiento del estabilizador horizontal durante el descenso no fue continuo, pero si consistió de activaciones intermitentes con tiempos de duración variables. En adición, la proporción del movimiento fue consistente con la velocidad del compensador del motor primario y no con la del motor secundario o alterno. Por lo tanto, los incrementos de cabeceo durante el descenso se deben a comandos manuales. Dicho movimiento alcanzó hasta doce (12) unidades de nariz arriba, lo cual corresponde a la extensión completa del compensador.

El piloto automático no estaba enganchado.

A pesar que los parámetros del elevador y la columna de control extraídos del FDR no fueron válidos, el movimiento inmediato del estabilizador en dirección nariz arriba, es consistente con la activación de los interruptores del compensador de manera inadvertida, mientras se halaba la columna de control para levantar la nariz del avión. Por lo antes mencionado, la respuesta inicial fue contraria a los procedimientos de recuperación de pérdida establecidos en los manuales operacionales de la aeronave.

En la fase de descenso, al atravesar el nivel de vuelo 250, la velocidad llegó a alcanzar ciento cincuenta (150) nudos. El estabilizador horizontal se movió durante esta fase, de

manera escalonada, de acuerdo a las acciones manuales registradas. A las 06:59:50 UTC informan que están pasando catorce mil (14.000) pies y que la aeronave está incontrolable.

A medida que el descenso continuaba y se seguía moviendo el estabilizador horizontal hacia su máxima posición nariz arriba, la resistencia creada por la aeronave iba creciendo, lo cual condujo a que se incrementara la rata de descenso (similar a lo que se conoce como “Deep Stall” o pérdida profunda). Luego de esto y a medida que la aeronave continuaba descendiendo, se alcanzó un punto en el cual la aeronave no podía ser recuperada dada la altitud remanente y debido a la selección inapropiada de la actitud de cabeceo.

El final de la cinta es a las 07:00:31 UTC. La zona del accidente confirmó que la aeronave impactó con una actitud nariz arriba. Esta condición coincide con la data extraída del FDR, al igual que las evidencias obtenidas del análisis efectuado a los bombillos del panel central de alarmas, el cual mostró que se estaba usando el sistema anti hielo de la aeronave.



Fig. 53: Ilustración de una perdida profunda.



Una pérdida profunda o Deep Stall, es un tipo de pérdida muy peligrosa que afecta ciertos diseños de aeronaves, en especial aquellas aeronaves que usan la configuración de “Cola en T” como el MD-82. En estos diseños, la onda turbulenta del ala en pérdida debido al ángulo de ataque excesivo, “enceguece” al estabilizador horizontal, haciéndolo totalmente inefectivo, perdiéndose los efectos aerodinámicos que permiten el control y los cambios de actitud de cabeceo (nariz arriba y debajo de la aeronave) y causando que la recuperación de la aeronave sea imposible de efectuar.

El análisis del sitio del accidente confirma que la aeronave impactó con una actitud de nariz arriba, es decir, con el compensador del estabilizador en la máxima posición nariz arriba. Los datos obtenidos de FDR confirman esta actitud.

Antecedentes a ser considerados en esta investigación:

Puede tomarse como ejemplo un accidente ocurrido a una aeronave DC-8 de la empresa **Airborne Express**, el cual tiene gran relevancia en relación a este caso. En este accidente, se indujo la pérdida a la aeronave intencionalmente a un nivel de altitud medio (aprox 140FL o 14.000 pies) durante un vuelo de prueba post-mantenimiento nocturno, sin embargo el “Stick Shaker” no se activó. Una vez la pérdida fue reconocida por la tripulación de vuelo, trataron de recuperar la aeronave solo con potencia de los motores. La aeronave descendió en condición de pérdida por al menos setenta (70) segundos hasta el impacto con el terreno. Un aspecto interesante de este accidente, fue que la maniobra se realizó de noche, y el proceso de recuperación de la pérdida en esta condición (IMC) es más difícil. En este accidente, la NTSB concluyó que la conducción de estas maniobras de noche y sin un horizonte natural visible, privó a la tripulación de una importante referencia visual de actitud, la cual pudo haber ayudado de manera significativa durante el proceso de recuperación de la pérdida.

En otro caso en el año 1997, una aeronave de **American Airlines** durante un ascenso mas allá de la capacidad de la aeronave, inicio un decaimiento de energía logrando una condición de pérdida posterior mientras lograba mantener una altitud intermedia, ya que la tripulación inadvertidamente desconectó el sistema de aceleración automático y no



reconoció nunca la pérdida de velocidad. Este evento ocurrió en un lapso de aproximadamente más de un (1) minuto y si la tripulación hubiese monitoreado la velocidad, el decaimiento hubiese sido fácilmente detectable. En otro suceso parecido, una aeronave de **Pinnacle Airlines**, a nivel de vuelo 410FL y durante el ascenso, excedió la capacidad de la aeronave, llegó a esta altitud usando una configuración equivocada y usando el modo de velocidad vertical del piloto automático. La aeronave alcanzó la altitud deseada sin suficiente potencia de reserva para acelerar. La tripulación reconoció el deterioro del rendimiento de la aeronave en este caso, pero actuó muy tarde para prevenir la pérdida, la cual estuvo acompañada de pérdida de control de la aeronave.

Dos casos muy importantes que merecen ser mencionados, son el de la empresa **Scandinavian Airlines System (SAS)** en el año 1998, incidente ocurrido en una aeronave **MD-81** a nivel de vuelo FL330, en el que la tripulación reconoció el decaimiento de energía y luego del bataneo (buffet) y posterior activación del STICK SHAKER, identificó un problema de apagado (Flame Out) en los motores e inició un descenso inmediato. Durante la recuperación, los valores de EPR de los motores volvieron a la normalidad y la tripulación fue capaz de controlar la situación y aterrizar en el aeropuerto de origen. El segundo corresponde a la empresa **Spirit Airlines** en el año 2002, en la que una aeronave MD-82 experimentó una pérdida de empuje en sus motores mientras ascendía a nivel de vuelo FL330, presentando un decaimiento en las indicaciones de EPR, N1 y de velocidad. Posteriormente, se activó el STICK SHAKER y la tripulación decidió, en el momento adecuado, descender hasta recuperar la aeronave, logrando aterrizar sin mayores complicaciones.

Es importante notar que, los eventos mencionados, adicionalmente las pruebas de certificación de pérdida y las pruebas en túneles de viento, demuestran que la aeronave MD-80 en todas sus series, puede ser recuperada desde una condición de pérdida, a una condición de vuelo normal cuando se utilizan los procedimientos de recuperación apropiados (descritos en los manuales del fabricante).



2.2. FACTORES HUMANOS:

El área de “Factores Humanos” en la investigación de accidentes e incidentes de aviación enfatiza la importancia del desempeño del ser humano en condiciones que implican la exposición a elementos que se encuentran fuera de su ambiente natural, y hace referencia a su adaptación a una serie de aprendizajes para poder ejecutar de manera exitosa el cumplimiento de su rol.

Se emplea entonces, el análisis del “comportamiento humano” para investigar factores causales o contribuyentes de accidentes e incidentes, considerando la probabilidad de que dentro de sus limitaciones está el riesgo de una inadecuada operación de cualquiera de las funciones que garantizan la seguridad del vuelo.

El caso en estudio, se enfoca dentro del marco de las acciones de la tripulación de cabina de mando, por lo que se presentan en dos (2) etapas del desarrollo del vuelo, tomando en cuenta la importancia de la ejecución de los procedimientos errados, que en cada fase de la operación contribuyeron al siniestro: La primera, las acciones anteriores al evento de pérdida de sustentación; y la segunda, la acción posterior al evento de pérdida de sustentación.



ACCIONES ANTERIORES DEL EVENTO DE PÉRDIDA DE SUSTENTACION O STALL:

- ✓ El uso del sistema anti hielo bajo las condiciones de rendimiento establecidas.

En el MD-80, el sistema anti hielo es accionado por un interruptor de dos posiciones (on/off) localizado en el panel de sobrecabeza (Overhead Panel); hay uno para cada motor. Cuando el interruptor está en la posición “Arriba”, el sistema es desactivado; y cuando está en la posición “Abajo” el sistema esta activado. Un sistema similar de dos interruptores existe para el sistema “Airfoil”. En relación a este sistema, se deduce la probabilidad de que las variaciones de EPR grabadas por el FDR, donde se observan al menos 8 configuraciones distintas debido a cambios en el sistema anti hielo en un periodo de 9 minutos, son el resultado de la acción del uso del interruptor, específicamente, la manipulación de los interruptores del sistema anti hielo, permitiendo variaciones de potencia de los motores cuando el sistema anti hielo “Airfoil” es activado, incluso la activación en un solo motor.

Lo antes expuesto se confirma en la transcripción del CVR, en la cual se hace referencia al sistema anti hielo, donde se verbaliza en dos momentos la condición del sistema anti hielo, aunque cabe destacar que ninguno de los pilotos hace referencia a cualquier configuración de empuje o EPR durante el vuelo.

Es importante resaltar del accidente, la falta de interpretación oportuna con relación al decaimiento de energía de la aeronave, (la velocidad desciende de 0.76 Mach a 0.60 en un periodo de 10 minutos), de los cambios en la actitud de cabeceo sobre el eje transversal de la aeronave, y por último, las alarmas asociadas a múltiples ajustes de compensador (“trim”) cuando la aeronave trataba de mantener la altitud seleccionada. De esto se deduce, que no se mantuvo un nivel apropiado de vuelo no venía manteniendo un nivel apropiado de la conciencia situacional o conciencia de entorno, la cual se refiere a percibir, saber o conocer en todo momento, qué es lo que está sucediendo a nuestro alrededor, que para el caso de este accidente, se detectan varios



elementos que reflejan esta insuficiencia de conciencia situacional y que podemos mencionar a continuación:

- a) percepción del tiempo en que van ocurriendo cada uno de los eventos relativos al rendimiento de la aeronave: obtención y mantenimiento de la altitud deseada, mantenimiento de la velocidad, respuesta de la aeronave ante los distintos cambios de ajuste o selección de opciones en los sistemas de piloto automático, aceleración automática y obtención de las proporciones de empuje de los motores (EPR).
- b) percepción inapropiada de los cambios de actitud de la aeronave.
- c) percepción y reacción inapropiadas ante las advertencias dadas por los dispositivos o sistemas de aviso de condición de pérdida de la aeronave.
- d) falta de correlación entre la condición de peso y balance de la aeronave y el rendimiento que ofrecía la misma a las altitudes seleccionadas o previstas, tanto en la planificación (antes de despegar) como en la ejecución del vuelo.

ACCIONES DESPUES DEL EVENTO DE PÉRDIDA DE SUSTENTACION O STALL:

En esta etapa, se observa la incapacidad para recuperar el estado de energía de la aeronave, luego de la pérdida de la sustentación. La transcripción del CVR indica que el sistema de protección de pérdida estuvo activado y dio a la tripulación una clara indicación para que la recuperación fuera efectuada. De hecho, la transcripción indica que el primer oficial identificó correctamente la situación como una pérdida y comunicó esto al Capitán al menos dos veces. Sólo se manifiesta la observación de problemas con las indicaciones de los motores, y al percatarse de la pérdida de altitud, se toma la acción de usar el control de cabeceo para mantener la nariz arriba. Además, no se hace comentario alguno sobre las listas de verificación (checklists).

Ha de mencionarse que el entrenamiento de las tripulaciones de la empresa West Caribbean, en sus sesiones de simulador no se contemplaba el reconocimiento del bataneo (buffet o buffeting: vibraciones o sacudidas en condición de pérdida de



sustentación de las alas) y procedimientos de recuperación de pérdidas de aeronaves MD-80 a grandes altitudes. El departamento de seguridad de la aviación y reporte de la NASA o Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio, emitió el reporte de investigación 6712 en fecha 6 de Dic. 2005 (ver anexo 6), el cual resume un gran número de incidentes relacionados con pérdidas específicas para las aeronaves MD-80, el cual refleja la importancia de incluir en el entrenamiento de simulador la detección y recuperación de pérdidas a grandes altitudes.

A continuación se muestran tres tablas, las cuales describen los diferentes aspectos a ser evaluados en el análisis de los hallazgos, a la luz de una serie de competencias que se consideran relevantes para el desempeño óptimo de la tripulación, como son: la persona, los procedimientos y el contexto o entorno general de la situación presentada. Una primera columna describe los aspectos generales a ser valorados para elaborar la “autopsia psicológica” del Capitán para el momento del accidente. Cabe destacar que la mayoría de estos aspectos fueron obtenidos luego de realizar entrevistas a familiares directos, amigos y compañeros de trabajo, además de un amplio estudio de los antecedentes del entrenamiento y la experiencia de vuelo.



TABLA N° 6 “Factores Humanos asociados con el Capitán”

Manejo de recursos adecuados a la actividad como piloto al mando	Competencias evaluadas	Hallazgos	Factores psico-emocionales asociados
Si Mismo	- Liderazgo - Gerencia - Autoconcepto: autoestima y autoimagen - Autocrítica - Responsabilidad. - Comunicación Asertiva. - Trabajo en equipo - Toma de decisiones. - Trabajo bajo presión. - Clima organizacional positivo - Filosofía de CRM (Gestión de Recursos de Cabina)	6 meses sin salario Perdida del rol proveedor Relación laboral inestable Rechazo familiar de situación laboral Frustración laboral Negación de la programación de vuelo Demora en vuelo por pago de combustible Ausencia de CRM (Gestión de Recursos de Cabina) Falta de comunicación con copiloto Manejo inadecuado del liderazgo Rasgos de Personalidad: Rígido/Severo Autoexigido Autocontrol extremo Sobreprotector/ dependiente Bajo insight Antecedentes. Duelo no realizado (Pérdida del padre) -Falta de establecimiento de prioridades en situación de alta exigencia.	Depresión Estrés Frustración Fatiga Psicofísica Ansiedad Baja Autoestima

La Tabla No.6 describe los factores que inciden significativamente en el comportamiento del piloto al momento de la ocurrencia del accidente. De estos se puede observar que el mismo, estuvo sometido a altas cargas de estrés y ansiedad, como consecuencia del estado financiero de la empresa, lo cual derivaba en inestabilidad laboral, reflejándose en un clima organizacional de alta inseguridad. En tal



sentido, es importante mencionar que a consecuencia de esta situación de inestabilidad salarial, el piloto tuvo que establecer un negocio familiar de tipo Bar-Restaurant para obtener ingresos, disminuyendo, por una parte, las horas de descanso requeridas, y por otra, mermando sus expectativas de crecimiento como piloto profesional.

Los factores psicoemocionales descritos en esta tabla vienen a evidenciar que el Capitán se encontraba afectado negativamente para el desempeño de sus funciones.



TABLA N° 7 “Factores Humanos asociados con el Capitán”

Manejo de recursos adecuados a la actividad como piloto al mando	Competencias evaluadas	Hallazgos	Factores psico-emocionales asociados
Manejo de cabina y procedimientos	- Conocimiento del Sistema - Manejo de la automatización - Escaneo del panel de Instrumentos - Escaneo del entorno - Manejo de procedimientos anormales y de emergencia - Filosofía de CRM (Gestión de Recursos de Cabina) - Manejo de listas de chequeo - Experiencia en el equipo adecuada al rol de capitán	Inicio tardío de la profesión de piloto: -Experticia profesional tardía -La anticipación y planeación de las consecuencias de los actos es menor y está asociada a asumir riesgos mayores Bajo nivel de pericia técnica: -Para el chequeo en simulador no aplica entrenamiento en pérdida a gran altitud -Ocasional repetición de ítem de aproximación a la pérdida en sesión de simulador 422.19 Horas totales como capitán de equipos MD-82: -Insuficientes para la experticia como capitán en el equipo -Transferencia negativa Operación de la aeronave fuera de los límites y parámetros establecidos por el manual de desempeño del fabricante -Ausencia de CRM (Gestión de Recursos de Cabina): -No se expresa manejo de memory ítems, listas de chequeo o aplicación de procedimientos de emergencia -Ausencia de seguimiento psico-emocional en renovación de certificado de salud periódico: -Ausencia de información de deterioro cognitivo	Desempeño inadecuado en Cabina -Pensamiento integrador con capacidad de análisis y síntesis limitado -Baja atención a múltiples estímulos secundarios. -Ausencia de retroalimentación con el copiloto. -Insuficiente experticia de vuelo en el equipo MD-82

A partir del análisis de la tabla No.7 se observa la insuficiente experiencia para operar los modos del sistema de vuelo automático de la aeronave. De acuerdo a los registros del CVR, no se expresa haber identificado la pérdida de velocidad, ni el bataneo (instantes antes de la pérdida como tal); incluso no se manifiesta reconocimiento de la



emergencia, ya que no se verifica la tabla de performance, ni se ejecutan los memory ítems de la lista de chequeo para iniciar la recuperación de la pérdida.

TABLA N° 8 “Factores Humanos asociados con el Capitán”

Manejo de recursos adecuados a la actividad como piloto al mando	Competencias evaluadas	Hallazgos	Factores psico-emocionales asociados
Ambiente	- Conciencia de Posición - Conciencia situacional - Análisis de información - Anticipación y planeamiento	Aprehensión a las alarmas. -Inapropiada planificación del vuelo: -Considerar un nivel de vuelo fuera de los límites establecidos en las tablas. -Ausencia de información meteorológica actualizada con condiciones atmosféricas adversas -Ausencia de CRM (Gestión de Recursos de Cabina): - Disociación de la realidad - Ignorancia de las alarmas presentes	Estado de alerta disminuido (baja atención y concentración durante el vuelo) Capacidad de planeamiento inadecuada. Falla en la toma de decisiones apropiadas ante la situación de emergencia.

Se destaca en la tabla No. 8 la inadecuada anticipación y planeación del vuelo, evidenciada en la falta de actualización de la información meteorológica del plan de vuelo, y considerando que las condiciones atmosféricas presentes, antes y durante la ocurrencia del accidente eran adversas, no se toma la decisión de modificar la ruta para prevenir formaciones de hielo y por ende, utilización continua de los sistemas anti hielo, además que la altitud seleccionada en el plan de vuelo, dado el peso de despegue, se encontraba fuera de las limitaciones indicadas en las tablas de rendimiento de la aeronave.



TABLA N° 9 “Factores Humanos asociados con el Copiloto”

Manejo de recursos adecuados a la actividad como piloto al mando	Competencias evaluadas	Hallazgos	Factores psico-emocionales asociados
Si Mismo	• Autoconcepto: autoestima y autoimagen • Responsabilidad • Comunicación Asertiva • Trabajo en equipo • Toma de Decisiones • Trabajo bajo presión • Filosofía de CRM (Gestión de Recursos de Cabina)	6 meses sin salario. Relación laboral inestable Frustración laboral Ego disminuido Demora en vuelo por pago de combustible Ausencia de CRM (Gestión de Recursos de Cabina): Falta de comunicación con capitán Rasgos de Personalidad: Sumiso y obediente Colaborador Respetuoso de la autoridad Reprimido Dependiente Metódico Altruista	Depresión Estrés Frustración Baja autoestima



TABLA N° 10 “Factores Humanos asociados con el Copiloto”

Manejo de recursos adecuados a la actividad como piloto al mando	Competencias evaluadas	Hallazgos	Factores psico-emocionales asociados
Manejo de cabina y procedimientos	- Conocimiento del Sistema - Manejo de la automatización - Escaneo del panel de instrumentos - Verificación del entorno - Manejo de procedimientos anormales y de emergencia - Filosofía de CRM (Crew resource management) - Manejo de listas de chequeo - Experiencia en el equipo adecuada al rol de copiloto	La habilitación de la licencia como Copiloto del equipo tenía alrededor de un (1) año desde su emisión: -La anticipación y planeación de las consecuencias de los actos estaba limitada por la experiencia. 862.10 horas totales como Copiloto de equipos MD-82/Let 410: -Suficientes para la operación como Copiloto en el equipo, más no para obtener la experticia que le permitiera tomar el control de la situación. -Operación de la aeronave fuera de los límites y parámetros establecidos por el manual de desempeño del fabricante -Ausencia de CRM (Gestión de Recursos de Cabina): -No se expresa manejo de “memory ítems”, listas de chequeo o aplicación de procedimientos de emergencia	-Desempeño inadecuado en Cabina -Ausencia de retroalimentación con el capitán. -Insuficiente experiencia de vuelo en el equipo MD-82
Ambiente	- Conciencia de Posición - Conciencia situacional - Análisis de información - Anticipación y planeamiento	Inapropiada planificación del vuelo: -Ausencia de información meteorológica actualizada con Condiciones atmosféricas adversas -Ausencia de CRM (Gestión de Recursos de Cabina): - Disociación de la realidad	Estado de alerta disminuido (baja atención y concentración durante el vuelo) Capacidad de planeamiento reducida. Falla en la toma de decisiones apropiadas ante la situación de emergencia.



Dada la importancia del entrenamiento en “CRM” (Gestión de los recursos de cabina) como filosofía orientada al manejo adecuado de los recursos de cabina, cuyo objetivo es crear una cultura organizacional de seguridad, tomando como lineamientos el desarrollo de actitudes enfocadas en el liderazgo efectivo, la comunicación asertiva y el trabajo en equipo, se describen los “factores humanos asociados con el copiloto” en la tabla “ No. 9, los cuales nos permiten correlacionar los aspectos que de manera significativa integraron las acciones que culminaron en el accidente en cuestión.

De esta información se concluye:

- 1) La existencia de una correlación positiva (severidad/sumisión y autocontrol/obediencia) entre los perfiles o rasgos que caracterizan a ambos tripulantes de cabina de mando, explica la ausencia de comunicación apropiada, y por ende la falta de intercambio de información relacionada con puntos de memorización (memory items), listas de chequeo, manipulación sin verbalización de las acciones o manifestación alguna de índole emocional bajo una situación de tensión elevada (estrés).
- 2) La diferencia generacional (dada por las edades de 40 años del Capitán y 21 años de edad del Copiloto), sumada al perfil conductual descrito en el punto anterior, soportan el inadecuado manejo de las jerarquías y consecuentemente la falta de trabajo en equipo.
- 3) La insuficiente experiencia de ambos pilotos, producto de las horas en el equipo y la falta de entrenamiento en la emergencia específica, justifican la falta de reconocimiento del decaimiento de la energía de la aeronave y sugieren la utilización de mecanismos de defensa relacionados con disociación de la realidad y por ende generan un efecto negativo en la toma de decisiones.



- 4) El estado de alerta disminuido, como consecuencia de la fatiga creada por la demora del vuelo, el estado de incertidumbre e inestabilidad profesional de la tripulación y algunos factores de distracción de la atención en vuelo, explican el momento de conflicto y pérdida de conciencia situacional o de entorno que se presentó, lo cual no permitió que los tripulantes de vuelo percibieran de manera oportuna y apropiada la situación anormal que se fue generando y agravando a lo largo de un tiempo determinado y de una serie de eventos que pudieron haber sido identificados y enfrentados adecuadamente, antes de que los mismos se convirtieran en una situación negativa demasiado crítica e irreversible que culminó en accidente fatal.
- 5) Este análisis del Factor Humano permite también concluir inicialmente lo siguiente:
- a) Se realizó una planificación inadecuada e incompleta del vuelo al no verificarse apropiadamente los efectos del peso y balance del avión sobre el rendimiento que “se esperaba” para la altitud de vuelo seleccionada o prevista.
 - b) Análisis incompleto o inapropiado de las condiciones meteorológicas en la ruta de vuelo seleccionada.
 - c) Insuficiente nivel de conciencia situacional por parte de ambos tripulantes de vuelo, debido a su incapacidad y retraso en percibir oportuna y correctamente lo que venía sucediendo con respecto al rendimiento que se esperaba de la aeronave, para tomar acciones correctivas adecuadas.
 - d) Inexistencia de una comunicación efectiva entre el Capitán y su Primer Oficial durante el vuelo, en la que conjuntamente se hizo evidente lo siguiente:
 - inadecuada retroalimentación,
 - insuficiente intercambio efectivo de ideas,
 - falta de asertividad,



- ausencia de respuestas oportunas y adecuadas,
- posible atención canalizada por parte del Capitán,
- ausencia de situación de “desafío” para obtener respuestas apropiadas y eliminar la condición de atención canalizada,
- inadecuado proceso de reconocimiento de situaciones anormales, problemas o emergencia,
- inadecuado proceso de toma de decisiones.

2.3. FACTORES ORGANIZACIONALES.

Para el momento en que ocurre el accidente la empresa presentaba problemas financieros, que afectaban sus operaciones; de las tres aeronaves del tipo series MD 80 que estaban en la empresa, solo quedaba una, la que tuvo el accidente. En el año 2005, esta empresa fue sancionada dos veces por parte de Aeronáutica Civil Colombiana; una sanción por sobrepeso de 1.652 Kg en un vuelo en el año 2.004, y una sanción al determinarse en una inspección anual, que infringieron los tiempos de descanso, servicio y vacaciones de los tripulantes, así como el hecho que no estaban dando entrenamientos reglamentarios a sus tripulantes y por inconsistencia en los registros de los libros de vuelo de las aeronaves.



3. CONCLUSIONES:

3.1. GENERALES:

- 3.1.1. La aeronave se encontraba aeronavegable.
- 3.1.2. La tripulación estaba debidamente entrenada y apta para realizar el vuelo WCW708.
- 3.1.3. El tipo de combustible era el adecuado y suficiente para el vuelo.
- 3.1.4. La aeronave mantuvo la ruta establecida en el plan de vuelo con algunas desviaciones mínimas producto del mal tiempo en la aerovía UA-553.
- 3.1.5. El uso del sistema anti hielo, causó una disminución en la proporción de empuje de los motores (EPR), que bajo las condiciones dadas de rendimiento en cuanto a la configuración inadecuada del sistema de aceleración automática ATS en el modo de EPR Limit Cruise, afectó la relación del estado de energía de la aeronave, causando un decaimiento gradual de la velocidad de vuelo. Esto trajo como consecuencia que la aeronave volara por detrás de la curva de potencia, la cual define que el empuje que requería la aeronave para mantener su velocidad era mayor a la que producía.
- 3.1.6. Las evidencias demuestran que se realizó un inadecuado monitoreo de las indicaciones de velocidad y por lo tanto, no se identificó la pérdida continua de ésta, cuando se presenta un decaimiento del estado de energía, haciendo que la aeronave se ubicara por detrás de la curva de potencia con un alto ángulo de ataque (AOA).
- 3.1.7. La tripulación reconoció que hubo un nivel de degradación en el rendimiento de la aeronave, pidiendo así un descenso hasta llegar a un nivel de vuelo de 310. Cuando la aeronave estaba aproximadamente a un nivel de vuelo de 317, los motores reducen su empuje y al mismo tiempo se activa el avisador de condición cercana de pérdida (Stick Shaker) en conjunto con el aviso sonoro de la alerta de pérdida.
- 3.1.8. En el momento en que se activa la advertencia de pérdida (Stall Warning), el compensador del estabilizador horizontal comienza a incrementar su ángulo de forma gradual hasta llegar completamente a la posición nariz arriba.



- 3.1.9. Los motores estaban operando a elevadas revoluciones, produciendo energía segundos antes de que la aeronave impactara contra el terreno.
- 3.1.10 El 6 agosto de 2002 el fabricante de la aeronave emitió un boletín informativo, advirtiendo a los operadores de los equipos MD80 que la aeronave podría desacelerar hasta llegar a pérdida antes que el piloto automático se desenganche, si el empuje requerido para mantener el nivel de vuelo es mayor que el empuje disponible. No se lograron obtener evidencias claras sobre la divulgación o instrucción dentro de West Caribbean, relativas a procedimientos ante situaciones anormales o de emergencia donde ocurrieron casos de pérdida de sustentación a grandes altitudes.
- 3.1.11 La NASA emitió en diciembre de 2005 un reporte en el que realizó el análisis de varios casos de situaciones similares a este accidente, en aeronaves de la serie MD-80, recomendando mejoras en cuanto al entrenamiento de tripulaciones en los simuladores de vuelo, para enfrentar condiciones de pérdida de sustentación a grandes altitudes.

3.2. CADENA DE EVENTOS:

- 3.2.1 La condición de crisis financiera de la empresa West Caribbean generó un ambiente desfavorable en las operaciones aéreas al propiciar un entorno caracterizado por la incertidumbre y el estrés.
- 3.2.2. No se consideraron en la programación ni en el despacho del vuelo, las limitaciones establecidas en las tablas de rendimiento en referencia a: peso de despegue, nivel de vuelo programado, peso de la aeronave a lo largo del vuelo y techo de propulsión.
- 3.2.3. De la misma manera, no se tiene evidencia que la tripulación de vuelo tuviera el conocimiento de las limitaciones de la aeronave en cuanto a su rendimiento con las condiciones dadas; probablemente la tripulación no tenía conciencia sobre accidentes previos del equipo ni del boletín de operaciones de vuelo (FOB)



relacionado con la descripción de modos de piloto automático de la aeronave MD 80.

3.2.4. No se efectuaron las acciones necesarias y apropiadas para recobrar de manera oportuna el estado de energía de la aeronave, la atención estaba enfocada a las indicaciones de los instrumentos de los motores, aun cuando el Copiloto manifestó haber identificado la pérdida.

3.3. FACTOR CAUSAL:

Dadas las condiciones aerodinámicas y de rendimiento, la aeronave fue llevada a un estado crítico, lo cual provocó que esta perdiera la sustentación.

Consecuentemente, la gestión de recursos de cabina (CRM) y la toma de decisiones durante el desarrollo de la emergencia fueron desacertadas. Esto fue originado por lo siguiente:

- a) Conciencia de entorno (o conciencia situacional) insuficiente o inapropiada que permitió a la tripulación de cabina de mando, no estar plena y oportunamente consciente de lo que estaba sucediendo con respecto al rendimiento y comportamiento de la aeronave.
- b) Falta de comunicación efectiva entre la tripulación de cabina de mando que limitó, dentro del proceso de toma de decisiones, la posibilidad de escoger alternativas apropiadas y oportunas y establecer las respectivas prioridades en las acciones que se tomaron en los momentos que estaba conformada una situación crítica o de emergencia (condición de pérdida de sustentación a gran altitud).

Se comprueba que la causa del accidente está determinada por la ausencia de las acciones pertinentes para la corrección de la entrada en pérdida de la aeronave, y una vez en la emergencia y hasta su impacto contra el terreno, la jerarquización de las prioridades en la ejecución de los procedimientos resultaron desacertados.

Secuencialmente, se inicia una operación fuera de los límites y parámetros establecidos por el manual de rendimiento del fabricante, conjuntamente con una inapropiada planificación del vuelo al no considerar los aspectos climatológicos, y además, una



interpretación errada y tardía del decaimiento del estado de energía de la aeronave por parte de la tripulación de vuelo. Por consiguiente, las evidencias señalan la clasificación de “**Factor Humano**”, como causal de este accidente.

4. RECOMENDACIONES:

En cumplimiento del Anexo 13 de la OACI, capítulo 3 y capítulo 5, aparte 5.4.1, donde se señala el objeto y carácter estrictamente administrativo de las recomendaciones de la investigación de accidentes, y sin que las conclusiones señalen presunción de culpas o responsabilidades, se estima considerar las medidas de prevención de la recurrencia de las causas que produjeron este accidente.

En el mismo sentido, en acuerdo al artículo 97 de la Ley de Aeronáutica Civil vigente el cual reza textualmente lo siguiente: “El objeto de la investigación de los accidentes e incidentes de aviación es determinar las causas y factores que contribuyeron al suceso, para implementar las acciones correctivas que impidan su repetición; sin perjuicio de las responsabilidades civiles, penales y administrativas a que hubiere lugar, establecidas de conformidad con el ordenamiento jurídico”, esta Junta Investigadora de Accidentes de Aviación Civil recomienda:

A las Autoridades Aeronáuticas.

- 058/2005-AA1: Exigir una instrucción **efectiva** para los tripulantes de vuelo en cuanto al uso de las tablas de rendimiento, enfocándose en conocer las limitaciones adecuadas al momento de operar la aeronave en vuelo, para que esta no sobrepase los márgenes de altitud establecidos en los manuales operacionales, evitando así condiciones de pérdida a gran altitud. También se recomienda instruir al personal de despachadores y todo aquel personal involucrado en la elaboración del plan de vuelo sobre los aspectos asociados a su función específica de trabajo y



las implicaciones o efectos sobre el rendimiento de las aeronaves en las distintas fases del vuelo.

- 058/2005-AA2: Exigir en el entrenamiento de las tripulaciones de vuelo la inclusión de las recuperaciones de pérdida a grandes altitudes. Esto se justifica en base a que en los entrenamientos de simulador se inducen las pérdidas a bajas altitudes, cuya recuperación de la aeronave es más rápida, debido a que esta puede incrementar su estado de energía para mantener su altitud de una forma más acelerada; en cambio, a grandes altitudes el comportamiento de la aeronave es distinto y esto requiere que las maniobras sean más precisas en cuanto a su tiempo de ejecución.
- 058/2005-AA3: Se recomienda la actualización y evaluación de los estados financieros a las empresas explotadoras del servicio público de transporte aéreo, no sólo durante el proceso de certificación sino como un proceso de supervisión permanente o como vigilancia continua, verificando que las finanzas de las empresas respalden las operaciones autorizadas y ejerciendo las acciones pertinentes en los casos de deterioro de las mismas, a los fines de garantizar la seguridad en la prestación del servicio y el mantenimiento de la aeronavegabilidad.
- 058/2005-AA4: En aquellos países donde existan explotadores aéreos certificados para operaciones con aeronaves de la serie MD-80, exigir la incorporación en el programa de entrenamiento de las tripulaciones de vuelo, revisión de las estadísticas de accidentes e incidentes relacionados con la operación de este tipo de aeronave, en especial aquellos que han estado ligados a la configuración de los modos del piloto automático y del sistema automático de potencia. Asimismo, también se recomienda garantizar que el contenido referido a la descripción de modos del piloto automático de las aeronaves de la serie MD-80, del boletín de operaciones de vuelo (FBO) emitido por la BOEING, esté incluido en los manuales y en los programas de entrenamiento correspondientes.
- 058/2005-AA5: En aquellos países donde haya explotadores aéreos certificados para operaciones con aeronaves de la serie MD-80, elevar y optimizar las



exigencias en los programas de entrenamiento de las tripulaciones de vuelo ante la presencia de un bataneo a grandes altitudes, así como también en lo relativo a los diferentes modos de configuración del Sistema Automático de Potencia (ATS), sistema anti hielo, monitoreo de altitud y velocidad y su relación con el estado de energía de la aeronave.

- 058/2005-AA6: Considerar la implantación de un programa de Gestión de los Recursos de Cabina (CRM) como parte de los procedimientos a ser evaluados en los entrenamientos de simulador y vuelo, a través de su inclusión en los “memory ítems” necesarios en cada emergencia. Para esto, pueden generarse situaciones controladas de instrucción, similares a la de este caso, donde se planteen o exijan reacciones asociadas a mantener o recuperar un estado de alerta o de conciencia situacional apropiado, para verificar lo que está ocurriendo y luego cumplir de forma apropiada el proceso de toma de decisiones deseado.
- 058/2005-AA7: Exigir a los explotadores de aeronaves y a los centros de instrucción aeronáutica, el reforzamiento de la instrucción relativa a Conciencia Situacional, Asertividad y Comunicación Efectiva, dentro de los temas previstos para la Gestión de Recursos de Cabina (CRM), a objeto de lograr un cambio definitivo de cultura operacional dentro del personal de tripulantes de vuelo, en el que se planteen abiertamente y con la madurez profesional que este aspecto requiere, el establecimiento de medidas o procedimientos específicos que permitan mejorar el intercambio de ideas (comunicación) entre tripulantes de vuelo, para que los procesos de toma de decisiones se cumplan de forma oportuna y apropiada, sin que se lleguen a originar barreras o conflictos de competencia durante el vuelo y se establezcan acuerdos y reglas claras, precisas y positivas antes del despegue, con el objeto de lograr tanto la planificación como la ejecución apropiadas de dichos vuelos.



Al fabricante de la aeronave (BOEING).

- 058/2005-ODF1: Estudiar la posibilidad de diseñar un nuevo algoritmo o revisar (para mejorar) los algoritmos existentes en aquellos equipos o sistemas que proporcionan alertas o advertencias con tiempo suficiente para que las tripulaciones de vuelo, primero: perciban de forma oportuna, señales audibles y/o visuales sobre una situación anormal o de peligro; y segundo: reaccionen también a tiempo ante tales señales o advertencias luego de un rápido y adecuado proceso de análisis y toma de decisiones. Para este caso en cuestión, esta Junta Investigadora de Accidentes de Aviación Civil sugiere que una alarma adicional, tanto audible como visual (ejemplos: Luces y voz de “Warning: Performance”, “Warning: Performance Conflict”, etc.) con un tiempo determinado como suficiente, pudiera alertar a la tripulación y ponerla en estado de conciencia situacional más apropiadamente, e iniciar acciones correctivas más oportunas para evitar este tipo de accidente. Es por ello que se recomienda, analizar la inclusión de una advertencia audiovisual adicional apropiada a la situación que aquí se ha señalado y a los elementos causales del accidente.



A los fabricantes de grabadores de datos de vuelo (FDR).

- 058/2005-OTR1: incluir o agregar el parámetro relativo a cambios de ángulo de ataque (ADA) durante el vuelo, lo cual no quedó registrado en el equipo FDR de la aeronave involucrada en este accidente.
- 058/2005-OTR2: verificar que los actuales equipos de FDR tengan ya incluido este parámetro del ángulo de ataque (ADA), el cual, cuando se realizó la simulación del vuelo, demostró ser de gran utilidad para tratar de determinar con mayor exactitud los eventos que verdaderamente sucedieron durante la secuencia respectiva que culminó en el accidente que aquí se ha investigado.



Cnel. Lorllys J. Ramos Acevedo
Directora General de la Junta Investigadora de Accidentes de Aviación Civil (JIAAC)

Cap. Eric Camacho
Director de Investigación

T.M.A Juan Puerta Hallak
Investigador

T.S.U Gray Armando Hung
Investigador

G/B Félix García Zambrano
Ing. Aeronáutico.
Asesor de la JIAAC

Cap. (AC) Hugo Palacios B.
Investigador

T.M.A Manuel Antonio Puerta
Investigador

Cap. (AC) Eduardo Valderrama
Investigador



ANEXOS



ANEXO 1



REPUBLICA DE COLOMBIA
DEPARTAMENTO ADMINISTRATIVO DE AERONAUTICA CIVIL

CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD N° 12918

PROP.: MK DYNAMICS

EXPL.: WEST CARIBBEAN

MATRICULA	AERONAVE: Marca: MC DONELL DOUGLAS	CERTIFICADO VALIDO HASTA
HK-4374-X	Modelo: DC9-82	21 08 2005
	Serie: 49484	DIA MES AÑO

El presente Certificado de Aeronavegabilidad, se expide de acuerdo con el Convenio de Aviación Civil Internacional de fecha 7 de diciembre de 1944, aprobado por la Ley 12 de 1947 y con las disposiciones del Manual de Reglamentos Aeronáuticos para la aeronave aquí identificada, la cual se considera aeronavegable mientras sea mantenida y operada tal como lo disponen los respectivos Manuales.

CATEGORIA Y UTILIZACION	P.B.M.O. Kgs.	CERT. DE TIPO O ESPECIFICACION	PUESTOS INCL TRIPULACION	OPERACION AUTORIZADA
TRANSPORTE	68265KG	AGWE	158	IFR

FECHA DE EXPEDICION

21 07 2005
DIA MES AÑO

FECHA ULTIMO PESO Y BALANCE: OCT- 22- 2004

FRECUENCIAS DE RADIOCOMUNICACIONES			
HF ()	FREC: DE	A	KHZ
VHF ()	FREC: DE	A	MHZ

FECHAS DE VENCIMIENTO POR:	
INSPECCION TECNICA	SEGUROS
PERMISO DE OPERACION	CONTRATO DE EXLOTACION

ESTAMPILLAS

OBSERVACIONES: SE OTORGA ESTE CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD PROVISIONAL EN
CONCORDANCIA CON LA VIGENCIA DEL CERTIFICADO MATRICULA

FECHA DE INSPECCION

21 07 2005
DIA MES AÑO



ANEXO 2



ANEXE F-19-I

CARTA DE ACUERDO

Esta Carta de Acuerdo se realiza el 21 de Diciembre de 2004, por y entre West Caribbean Airways (Operador Permitido/Comprador), con oficina principal en: Aeropuerto Olaya Herrera, Calle 2^a No. 67-15, Hangar 72, Medellín Antioquia, Colombia, y MK Aviation, S.A. (Subarrendador/Vendedor), con oficina principal en: Edificio Vallarino, Piso 10, Calle 52 y Elvira Mendez, Ciudad de Panamá, República de Panamá.

CONSIDERANDO QUE

MK Aviation, S.A. ha acordado arrendar con opción de compra, y West Caribbean Airways ha acordado tomar en Subarrendamiento con opción de compra una (1) Aeronave modelo McDonnell Douglas MD-82, número de serie de fabricante 49484, bajo los siguientes términos y condiciones:

EQUIPO: Una (1) Aeronave modelo MD-82, Número de Serie 49484, en configuración de Etapa III, equipado con motores JT8D-217A, Series Nos. 708600 y 717378, tal como se especifica en la Hoja anexa de Especificaciones del Registro de la Aeronave (la "Aeronave")

**CONDICION DE LA AERONAVE
AL ENVIO:** La Aeronave deberá ser entregada "en el estado en que se encuentre" y "donde se encuentre", con un chequeo 8C reciente.

SUBARRENDADOR/VENDEDOR: MK Aviation, S.A.

OPERADOR PERMITIDO/COMPRADOR: West Caribbean Airways ("WCA").

FECHA DE ENTREGA: En o aproximadamente en Enero de 2005.

LUGAR DE ENVIO: Houston Hobby Airport, Houston, Texas

DURACION DEL SUBARRENDAMIENTO: A) Duración: Treinta y seis (36) meses;
B) Pagos mensuales, pagaderos mensualmente por anticipado durante la duración del contrato, a razón de US\$ 87.500 mensuales, primer pago efectivo en la fecha de entrega de la Aeronave.
C) Depósito de Seguridad: - US\$ 262.500, pagaderos a la ejecución de esta Carta de Acuerdo, por transferencia a la cuenta del Subarrendador.
D) Precio de Opción de Compra - US\$10.00, al finalizar el contrato de Subarrendamiento.

MANTENIMIENTO: El Operador Permitido, a su propio costo y gasto, realizará todo el mantenimiento requerido para y por la Aeronave, de acuerdo con la Autoridad Aérea Colombiana, incluyendo también el mantenimiento del motor de la Aeronave y cualquiera y todos los otros componentes agregados e instalados a la Aeronave, durante toda la duración del Contrato de Subarrendamiento.

RESERVAS DE MANTENIMIENTO Durante el Término del Contrato de Subarrendamiento, al Operador Permitido no se le exigirá pagar al Subarrendador ninguna Reserva de Mantenimiento de Revisión total de la Aeronave los Motores y otros componentes de aviación.

Los pagos de Reservas de Mantenimiento en forma de compensación deberán ser pagados por el Operador Permitido al Subarrendador solamente



ANEXO 3



BEA

Flight Recorder Read-out Report

EVENT INFORMATION

Registration :

HK-4374X

Occurrence date :

16 August 2005

Location :

Near Machiques (Venezuela)

Aircraft type and model :

McDonnell Douglas MD-82

Operator :

West

Event :

Loss of control of the aircraft followed by collision with the ground.

RECORDERS

	FDR	CVR
Manufacturer / Type	Allied Signal UFDR (4100)	Fairchild A100A
Part number (P/N)	980-4100-DXU?	93-A100-83
Serial number (S/N)	8665	50703



Picture 1 : A100A CVR



Picture 2 : 4100 FDR

CVRFDR_HK-4374X_2005_hvn

A – CIRCUMSTANCES

On 16 August 2005, West flight number WCW708 took off at about 06:00 UTC (01:00 local time) from Panama City (Panama) to Fort-de-France (Martinique, French West Indies) with 152 French passengers and 8 Colombian crew members on board. Last radio contact between the crew and the Air Traffic Controller was at 07:02 UTC, while it was in the area of Machiques, in the western state of Zulia (Venezuela). The airplane impacted the ground, leaving no survivor.

B - CVR READ OUT

This type of CVR records the last 30 minutes of operation on a magnetic tape. Due to severe impact, the CVR was severely damaged and the protecting module was partly opened.

APPENDIX 3 : CVR TRANSCRIPT

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:52:15				trim motion
06:52:35				mechanical noise similar to door opening or closing
06:52:40	do we have ice?			<i>¿tenemos hielo ?</i>
06:52:42		no (*)		<i>no (*)</i>
06:52:58	(*)	(*)		
06:53:05		and for what, captain? ice on the surfaces?		<i>¿ y eso por que capi ? ¿hielo en las superficies o que ?</i>
06:53:07		do we put the airfoil or what?		<i>¿ponemos el airfoil o que ?</i>
06:53:10	(*) engine airfoil... okay?			<i>(*)es engine airfoil... cierto ?</i>
06:53:12		Okay		cierto click
06:53:16		Time		
06:53:22				click
06:53:24	(Maiquetia frequency)	(Maiquetia frequency)		<i>Maiquetia frecuencia</i>
06:53:39				click

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:53:42				click
06:53:43				click, similar to the one at 06:53:39
06:53:44	order (*) to the passengers			<i>mandalos (*) de los pasajeros</i>
06:54:00				trim motion
06:54:11	(*) put the (*) ON			(*) <i>pon el (*) en ON</i>
06:54:25		(*)		
06:54:33		Bravo Romeo Mike		
06:54:42	(*)	(*)		
06:54:52				beginning of static
06:55:17	(*)			
06:55:20		ah?		
06:55:23	what a lot of bad weather brother			<i>que mano de mal tiempo hermano</i>
06:55:25		Yeah		Si

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:55:27				beginning of louder static
06:55:31				end of louder static
06:55:35			ATC message from Boliviano 950	
06:55:38				serie of clicks
06:55:44				trim motion
06:55:48			ATC message to Boliviano 950	
06:56:32				trim motion
06:56:33				two clicks
06:56:37				two clicks
06:56:40		(*)		two clicks
06:56:41			[PA]: yes Alejo tell me [PA] dim the lights please so that people don't stand up okay?	[PA]: <i>alo Alejo digame</i> [PA]: <i>baja las luces por fa, para que la gente no se pare listo okay ?</i> si
06:56:43	yes	let's go to three one		¿vamos a tres uno cero ?

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
	do it	zero?		hágale
06:56:46		[ATC]: Maiquetia Whisky Charlie Whisky seven zero eight		<i>Maiquetia Whisky charlie Whisky siete cero ocho</i>
06:56:55			Whisky Charlie Whisky seven zero eight Maiquetia	<i>Whisky charlie Whisky siete cero ocho Maiquetia</i>
06:56:59		[ATC]: request descent to flight level three one zero		<i>[ATC]: solicita descenso a nivel de vuelo tres uno cero</i>
06:57:03			request descent to level three one zero?	<i>¿ requiere descenso a nivel tres uno cero ?</i>
06:57:06		[ATC]: affirmative		[ATC]: afirmativo
06:57:07			descend and maintain three one zero	<i>descienda y mantenga tres uno cero</i>
06:57:08		[ATC]: three one zero		[ATC]: tres uno cero
06:57:09				click
06:57:10				
06:57:12	(*)	(*)		

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:57:14	give me (*)			<i>Dámele (*)</i>
06:57:14				click
06:57:14				click
06:57:16	power up			<i>power up</i>
06:57:17				sound increasing followed by click
06:57:18		(*)		click
06:57:23	(*)	(*)		[SV]: tone + altitude
06:57:26	give me the speed brakes			<i>dame los speed brakes</i>
06:57:30				click
06:57:42		leave the power at (*) right?		dejo las potencias en (*) correcto ?
06:57:43				[SV]: tone + altitude
06:57:45				beginning of stick shaker
06:57:46				[SV]: tone + altitude
06:57:46				stall warning

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:57:48				two simultaneous stall warnings
06:57:50	okay			
06:57:51				stall warning
06:57:54				C chord
06:57:55				[SV]: short tone + altitude
06:57:55				two clicks
06:57:56				[SV]: tone + altitude
06:57:57				stall warning until 06:58:34
06:58:00		it's the stall captain		es el stall capi
06:58:01	ah			
06:58:02		it's the stall		es el stall
06:58:05		pumps ON		bombas puestas
06:58:05				[SV]: tone + altitude
06:58:07		ON captain		ON capi

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:58:09	tell him that we continue our descent			<i>digale que continuamos descenso</i>
06:58:10				[SV]: tone + altitude
06:58:13		[ATC]: continue descent to two niner zero West seven zero eight		<i>continua descenso para dos nueve cero West siete cero ocho</i>
06:58:19				trim motion
06:58:19	(*)	(*)		
06:58:24				[SV]: altitude
06:58:25				several consecutive trim motions until 06:58:35
06:58:34				end of stall warning
06:58:37				[SV]: tone + altitude
06:58:37		stand by for the ALT		<i>pendiente de la ALT</i>
06:58:38				
06:58:39				stall warning until the end
06:58:40	(start (*))	(start (*))		<i>Inicie la (*)</i>

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:58:40	Affirmative tell him we had two flame out on the two engines	[ATC]: West seven zero eight continue descent for two... four zero	aircraft calling Maiquetia?	<i>aeronave llamando a Maiquetia ?</i>
06:58:43				<i>West siete cero ocho continua el descenso para dos... cuatro cero</i>
06:58:48				trim motion
06:58:50		[ATC]: we have flame out on the two engines	descend to two four zero do you have any problem on board?	<i>descenso para dos cuatro cero ¿ tienes algun problema abordo ?</i>
06:58:53				<i>afirmativo digale que tuvimos flame out en los dos motores</i>
06:58:55				<i>tenemos flame out en los dos motores</i>
06:58:58		[ATC]: we have flame out on the two engines	confirm	confirme
06:59:00				<i>renemos flame out en los dos motores</i>
06:59:04				trim motion
06:59:05			roger continue descent at pilot's discretion	<i>recibido continue descenso a discreción del piloto</i>

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:59:09	tell him what's the MEA for this area	[ATC]: okay at discretion		okay a discreción
06:59:09			four zero	<i>cuatro cero</i>
06:59:09				<i>digale que el MEA por esta area</i>
06:59:11		sir?		señor ?
06:59:12		the MEA for this area		<i>el MEA por esta area</i>
06:59:12	negative	[ATC]: could you confirm me the MEA for this area?		<i>me confirmas el MEA por esta area ?</i>
06:59:17			confirm radial and distance from Punto Cabello if it's possible	<i>confirme radial y distancia de Puerto Cabello si le es posible</i>
06:59:24				negativo
06:59:24		[ATC]: negative negative		[ATC]: negativo negativo
06:59:29			roger ... eh position with respect to Santa Barbara or the nav aids of Valera	<i>recibido ... eh posición respecto a Santa Barbara o la radio ayuda de Valera</i>

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
06:59:37		[ATC]: negative		[ATC]: negativo
06:59:40			do you request continue descent lower than two four zero?	<i>usted requiere continuar el descenso a menor de dos cuatro cero ?</i>
06:59:44	we are with fourteen thousand feet			<i>estamos con catorce mil pies</i>
06:59:44		[ATC]: we are with one four thousand		<i>estamos con un cuatro mil</i>
06:59:46	and going down			Y bajando [with efforts]
06:59:50	uncontrollable the airplane			<i>incontrolable el avion</i>
06:59:51		[ATC]: the airplane is uncontrollable		<i>el avion esta incontrolable</i>
06:59:54			roger confirm people on board intention... and distance from any nav aid if it is possible	<i>recibido confirme personas a bordo intencion... y distancia de alguna radio ayuda si le es posible</i>
07:00:01		[ATC]: a hundred and fifty two... the airplane is uncontrollable		<i>ciento cincuenta y dos... el avion esta incontrolable</i>

UTC Time hh:mm:ss	Captain	First Officer	ATC, PA	Translation, remarks, sounds
07:00:05				change in background noise
07:00:08			I understand a hundred and fifty two people on board	<i>entiendo ciento cincuenta y dos personas a bordo</i>
07:00:11		[ATC]: affirmative		<i>afirmativo</i>
07:00:22				[SV]: sink rate
07:00:22			confirm what level you are crossing at this time Whisky Charlie Whisky seven zero eight	<i>confirme que nivel esta cruzando a la hora Whisky charlie Whisky siete cero ocho</i>
07:00:23				[SV]: whoop whoop pull up
07:00:28				[SV]: Sink rate
07:00:29				[SV]: whoop whoop pull
07:00:31	end of recording			



ANEXO 4



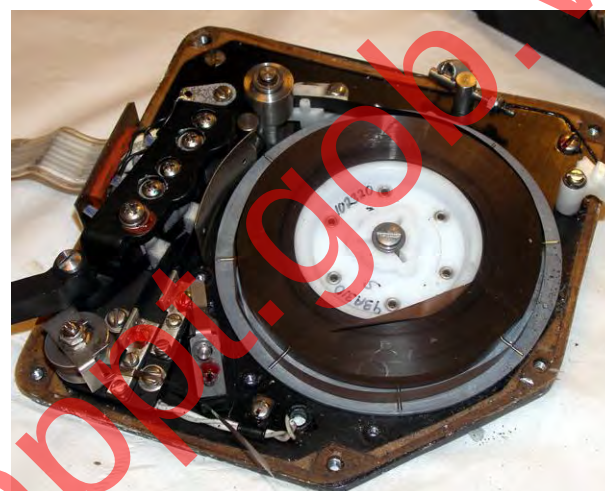
Picture 3 : general view



Picture 4 : ID plate



Picture 5 : damaged protected module



Picture 6 : magnetic tape and mecanism



Picture 7: tape partially cut



Picture 8: broken tape casing

The protected module was extracted and opened in order to access and retrieve the magnetic tape.

The tape itself was in good condition, except for local damages in the area of the capstan and some other local wrinkles. Around the capstan, the tape was almost cut entirely and was reinforced with splice before being read.

All the opening operations were recorded on a DV tape.

The tape was then wound on a new wheel and played back on a dedicated REVOX 4-track player. Speed adjustment of the read-out was made using the 115V / 400Hz electrical interference produced by the aircraft power supply. This interference is made visible by a spectrum analyzer.

A digital copy was made on a computer during the first read-out of the tape. The overall quality of the CVR is poor, with many static and strong background noises. The crew is using Spanish to communicate with each other and with ATC in Colombia and Venezuela.

The recording has a total duration of 32 minutes and 4 seconds, and the event is recorded.

The synchronization with FDR data was made based on the UTC time provided by the ATC transcript. This synchronization required to resample the audio file of the CVR in order to obtain a perfect match between ATC communications and the VHF keying parameter on the FDR.

The following significant events are recorded:

- ✓ The crew is discussing ice issues at 06:52:40 UTC and then decides to turn on engines' and airfoil's anti-ice.
- ✓ The plane is cruising at FL330; The crew requests to descend to FL310 at 06:56:59 UTC.
- ✓ Several trim motions are recorded throughout the 32 minutes of recording.
- ✓ An altitude warning starts at 06:57:23 and is followed 22 seconds later by a sound similar to stick shaker and then stall aural warning. Altitude and stall warnings sound continuously until the end of the recording.

D - FDR READ OUT

The FDR is an Allied Signal model 980-4100-DXU? (the last letter on the FDR label is missing due to damages) . The S/N is 8665. The FDR records 25 hours of flight parameters on a 8-track magnetic tape.

Due to severe impact, the FDR's casing was severely damaged but after opening the protected module was in good condition. The tape was extracted.



Picture 9 : ID plate



Picture 10 : FDR opening



Picture 11 : protected module



Picture 12 : mecanism and magnetic tape

The 8 tracks were retrieved from the tape using Sundstrand's UFDR Copy Recorder (P/N 981-6024-002, S/N 0344) . The event was found to be on the end of track 7.

The synchronization is good except for approximately the last 5 minutes of the track. There are 2 big periods of time for which the synchronization is not present:

- Period 1: 38 seconds long between 06:57:50 and 06:58:27 UTC
- Period 2: approximately 64 seconds long between 06:59:30 and 07:00:33 UTC

UTC

The duration of period 1 has been validated by synchronization with CVR and ATC communications. The duration of period 2 has not been validated yet, as there is no ATC communication available after this period for synchronization.

In addition, between the two above periods, synchronization words were following the sequence:

SyncWord1, SyncWord2, SyncWord1, SyncWord2, SyncWord1, SyncWord2,..... instead of:

SyncWord1, SyncWord2, SyncWord3, SyncWord4, SyncWord1, SyncWord2, Sync Word 3, SyncWord 4,...

But the data corresponding to subframes 3 and 4 did seem to be present. This was determined with the data plots that did show good continuity of data points and with the synchronization of VHF keying with the CVR and ATC communications.

The following data frame layout documents were used to decode the data:

- Canard Aerospace Corporation, report N° 31-3217-17 (Correlation, Expanded Parameters in MD-80) provided to the BEA by the NTSB. Continental Airlines who was the previous owner of the aircraft was using this document. According to this document, the FDAU was a Teledyne P/N 2222601-6 during the operation of the aircraft by Continental Airlines.
- Boeing document BUN: 80C601-624, 80C701-706 (MD-82 DFDR Parameter Reduction Data) and its appendices.
- Avionics DFDR Data Conversion for Douglas MD-80 with EA 3130-1369.

These documents were cross-checked.

Listed below are the parameters that are available on the FDR. Not all parameters seem to be valid. In particular parameters using synchro angles are unreliable even in terms of raw values (without any conversion equation applied to them). Four types of issues with synchro angle parameters have been identified:

- “One-sided” parameters: signed parameters only show positive or negative values. Data is clipped at zero (e.g. control column),
- “Noisy” parameters: data has much variation when it should be smooth (e.g. pitch attitude),
- “Jumpy” parameters: data has frequent offsets. It appears correct part of the time (e.g. EPR),
- “Completely wrong” parameters: data shows some activity, but magnitudes and/or shape of data is bad (e.g. spoilers).

In addition UTC time parameters (Hours and Minutes) could not be used because their values remain constant over time.

Only a fraction of the parameters can be deemed to be valid. Furthermore, some parameters (like Mach Number or pitch trim) seem to be valid for the accident flight, but not for previous flights.

Parameters that appear to be valid for the accident flight:

- A/P Engage
- A/P In Use
- Air/Ground
- Airspeed
- Altitude Coarse

- Altitude Fine
- Cabin Pressure Warn
- Engine Left Fire Warning
- Engine Right Fire Warning
- AutoPilot Modes
- HF 1 KEYING
- HF 2 KEYING
- Hyd Sys High Temp Left
- Hyd Sys High Temp Right
- Hyd Sys Low Pressure Left
- Hyd Sys Low Pressure Right
- Landing Gear Right Down and Locked
- Landing Gear Right Up and Locked
- Lateral Acceleration
- Left Flap Pos
- Longitudinal Acceleration
- Mach (but not valid for the previous flight, with an incoherent value of about 1.1 in cruise)
- Max Allow Airspeed
- Normal Acceleration
- Pitch Trim
- Radio Altitude Coarse
- Slat Disagree
- Slat Pos Left A
- Slat Pos Left B
- Slat Pos Right A
- Slat Pos Right B
- Slat Retract
- Stick Pusher
- Terrain Warning
- Thrust Rev Deployed Eng 1
- Thrust Rev Deployed Eng 2
- Thrust Rev Unlocked Eng 1
- Thrust Rev Unlocked Eng 2
- Total Air Temp
- VHF 1 Keying
- VHF 2 Keying
- VHF 3 Keying

Unreliable parameters:

- Aileron position Left (Synchro angle)
- Control Column Pos (Synchro angle)
- Control Wheel Pos (Synchro angle)

- Elevator Left (Synchro angle)
- Elevator Right (Synchro angle)
- EPR Left Eng (Synchro angle)
- EPR Right Eng (Synchro angle)
- Hours decimal (Constant value)
- Hours Units (Constant value)
- Magnetic Heading (Shows a value of 0 during cruise, when in fact the aircraft headed eastbound. The recorded value for take-off is 50°, while runway headings in Panama City are either 030° or 210°)
- Minutes Decimal (Constant value)
- Minutes Units (Constant value)
- Pitch Attitude (Synchro angle)
- Radio Altitude Fine
- Roll Attitude (Synchro angle)
- Rudder Pedal Pos (Synchro angle)
- Rudder Position (Synchro angle)
- Spoiler Left OBD (Synchro angle)
- Spoiler Right INBD (Synchro angle)

Unchecked parameters:

- Glideslope Dev1
- Glideslope Dev2
- Glideslope Warn
- Localizer Dev1
- Localizer Dev2
- Marker Beacon Middle
- Marker Beacon Outer

Note about Derived Static Air Temperature:

A parameter named “derived SAT” was added on the plots with parameters along the normal axis of the aircraft. This parameter is neither recorded nor mentioned in the decoding documents. It was computed from Mach (M) and Total Air Temperature (TAT) based on the Saint Venant formula:

$$\frac{TAT}{SAT} = 1 + 0.2M^2$$

E - CONCLUSION

Both recorders were opened and the raw data was read out. The following issues remain for the flight parameters:

- Unreliable data for a large number of parameters
- Data cannot be obtained for two desynchronized zones. These zones last 38 seconds for the first one and approximately 64 seconds for the second one.

APPENDIX 1 : LIST OF PLOTS

Plot 1	Valid Parameters plotted for the whole flight
Plot 2	FMA Modes and Submodes plotted for the whole flight
Plot 3	Discrete parameters plotted for the whole flight
Plot 4	Parameters related to the movement along the normal axis plotted for the whole flight
Plot 5	Parameters related to the movement along the longitudinal axis plotted for the whole flight
Plot 6	Parameters related to the movement along the lateral axis plotted for the whole flight
Plot 7	Valid Parameters plotted for the take-off phase
Plot 8	Parameters related to the movement along the normal axis plotted for the take-off phase
Plot 9	Parameters related to the movement along the longitudinal axis plotted for the take-off phase
Plot 10	Parameters related to the movement along the lateral axis plotted for the take-off phase
Plot 11	Valid Parameters plotted for the last 7 minutes
Plot 12	FMA Modes and Submodes plotted for the last 7 minutes
Plot 13	Discretes parameters plotted for the last 7 minutes
Plot 14	Parameters related to the movement along the normal axis plotted for the last 7 minutes
Plot 15	Parameters related to the movement along the longitudinal axis plotted for the last 7 minutes
Plot 16	Parameters related to the movement along the lateral axis plotted for the last 7 minutes

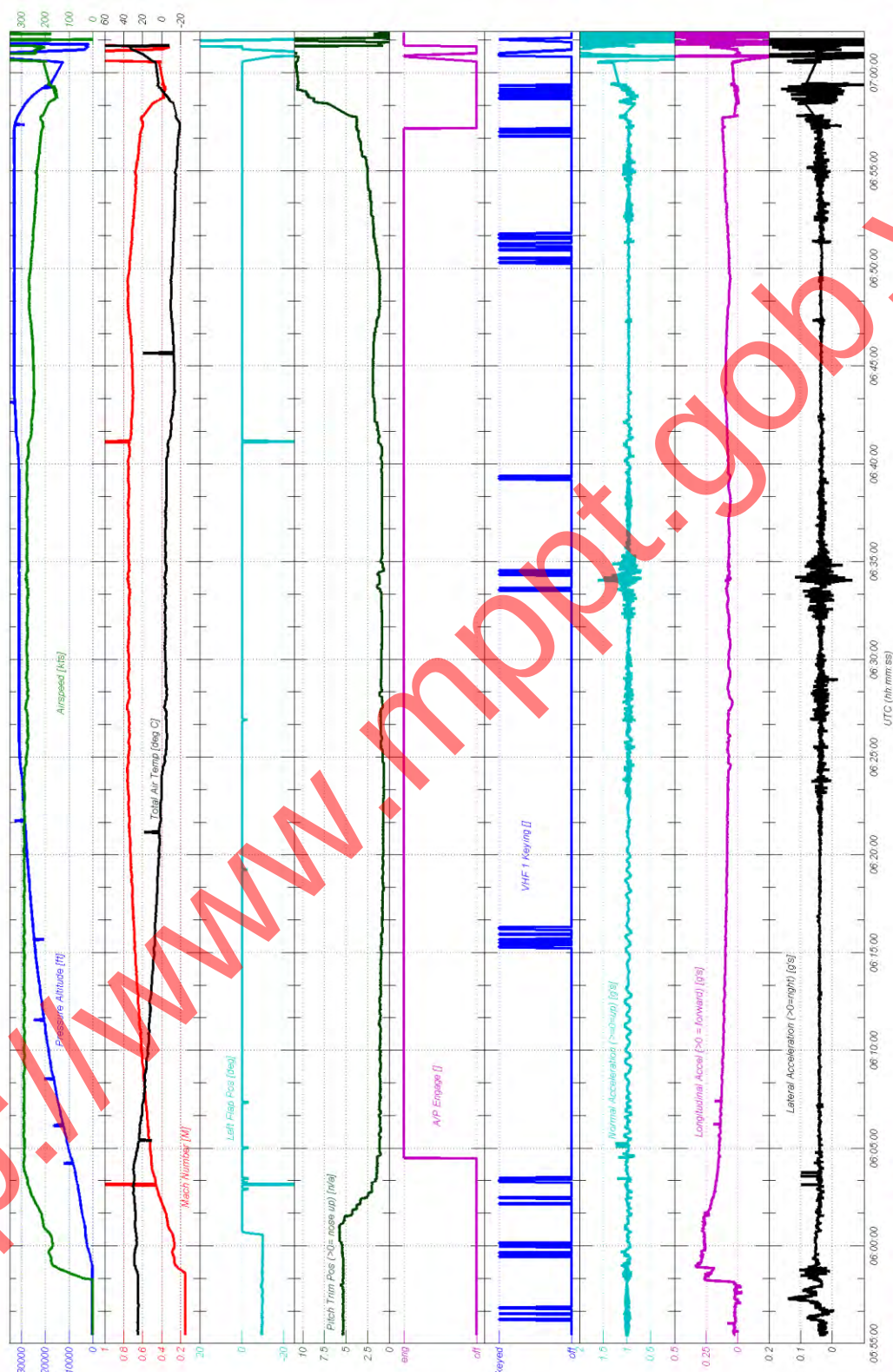
APPENDIX 2 : FDR PARAMETER PLOTS

Plot 1/16

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

HK-4374X

near Machiques (Venezuela) - 16/08/2005



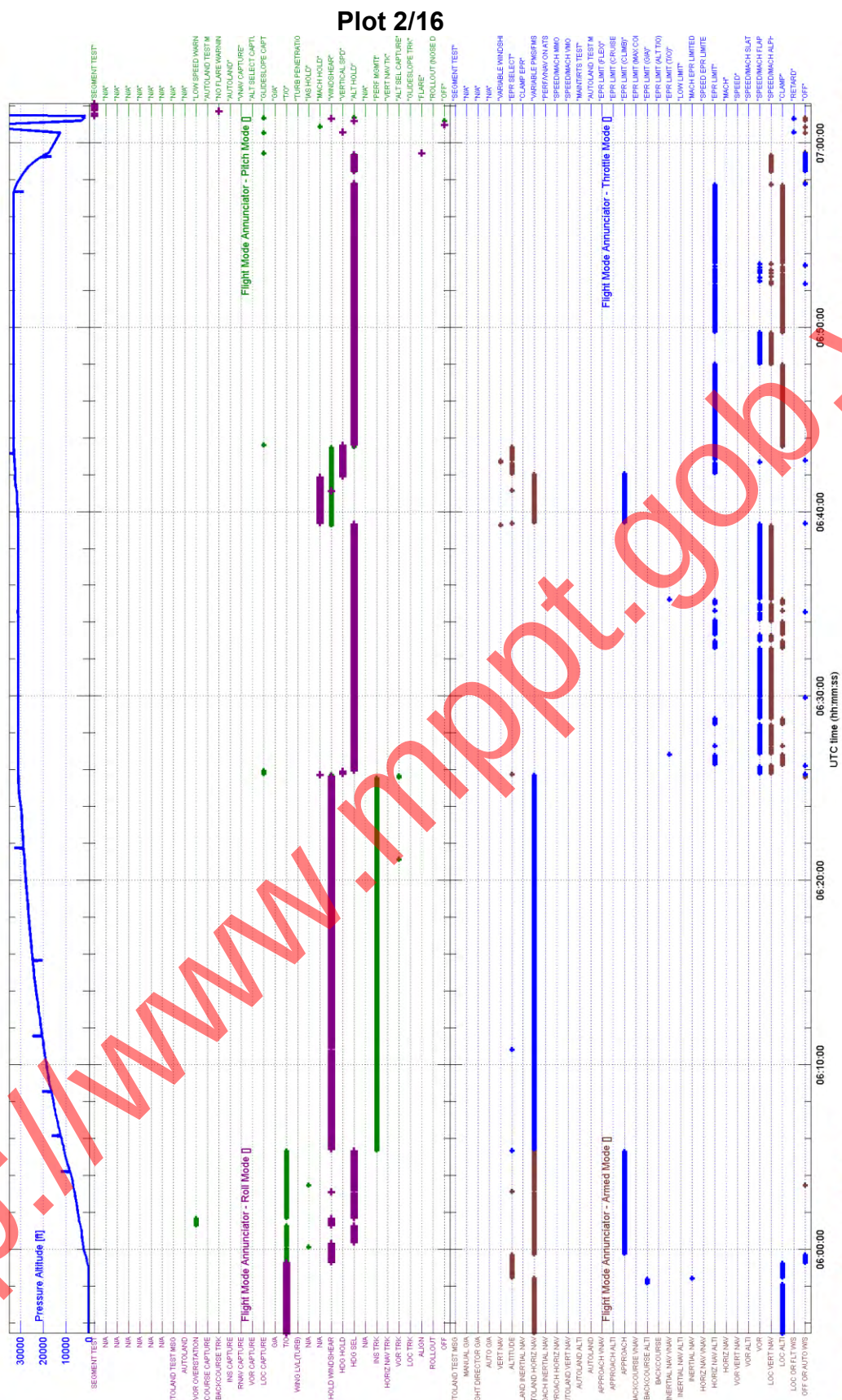
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Preliminary Data - 08/09/2005

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

16/08/2005 - near Machiques



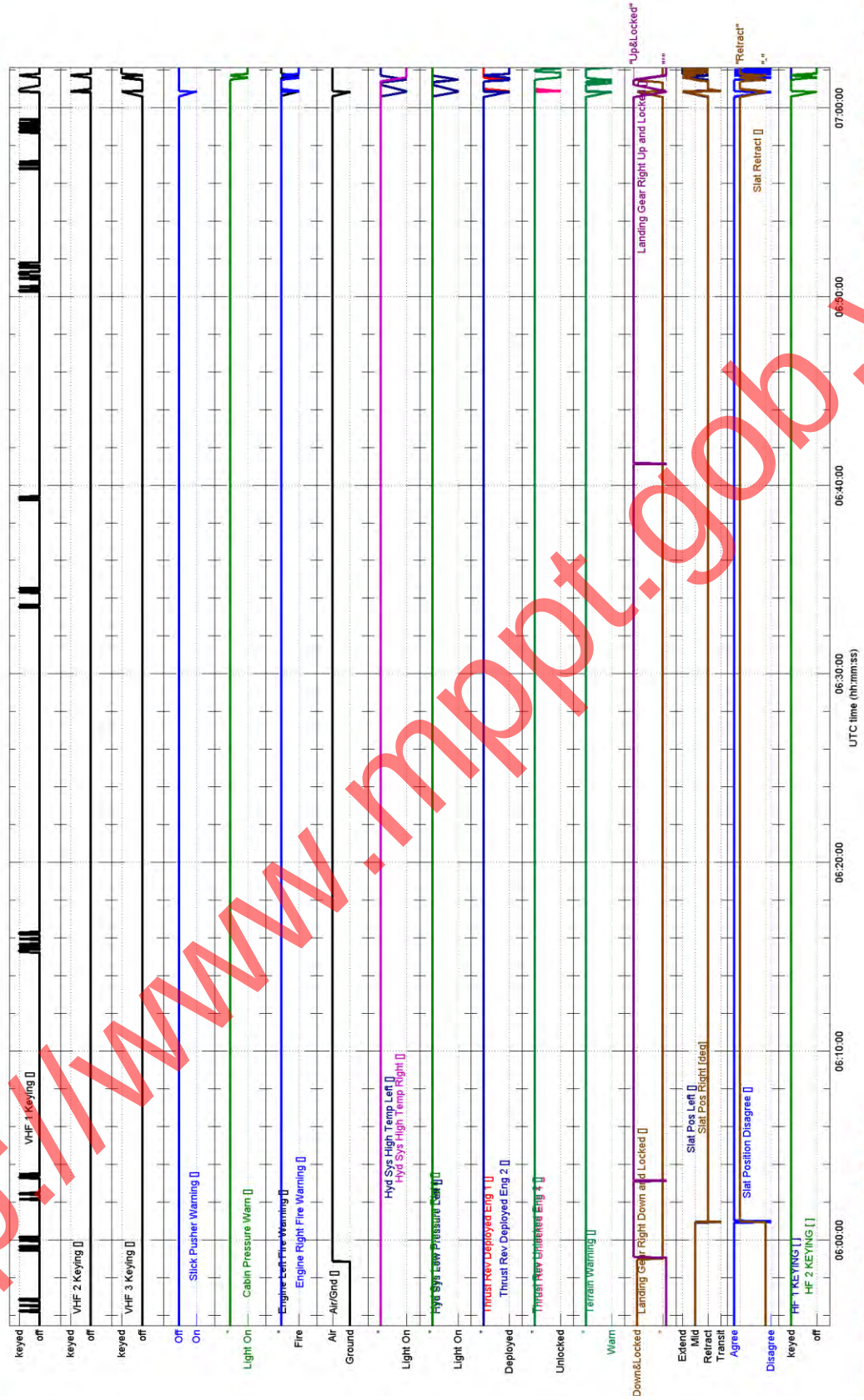
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Preliminary Data - FMA modes and submodes

HK-4374X

16/08/2005 - near Machiques

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

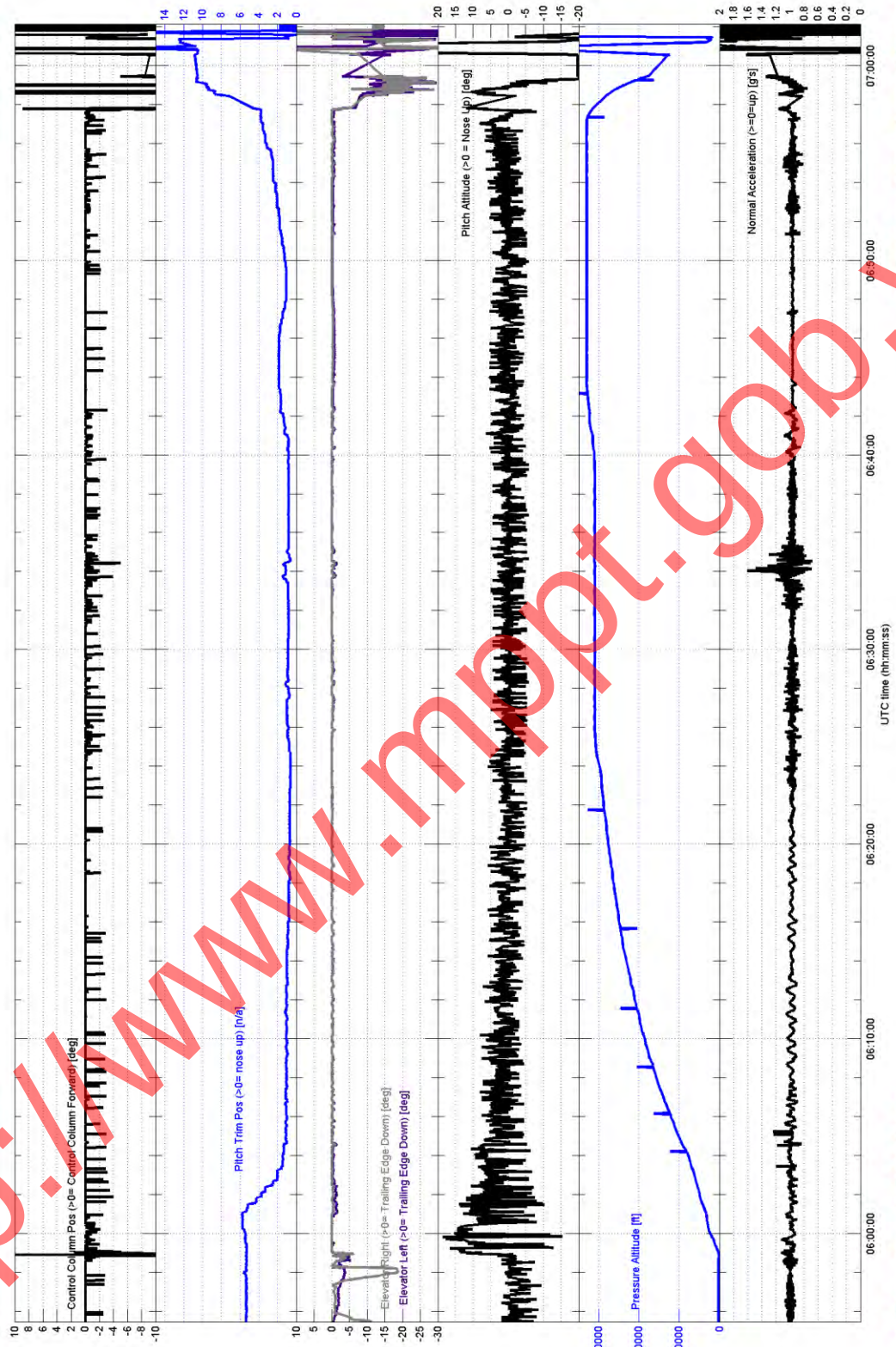
Preliminary Data - Discrete parameters

Plot 4/16

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

16/08/2005 - near Machiques



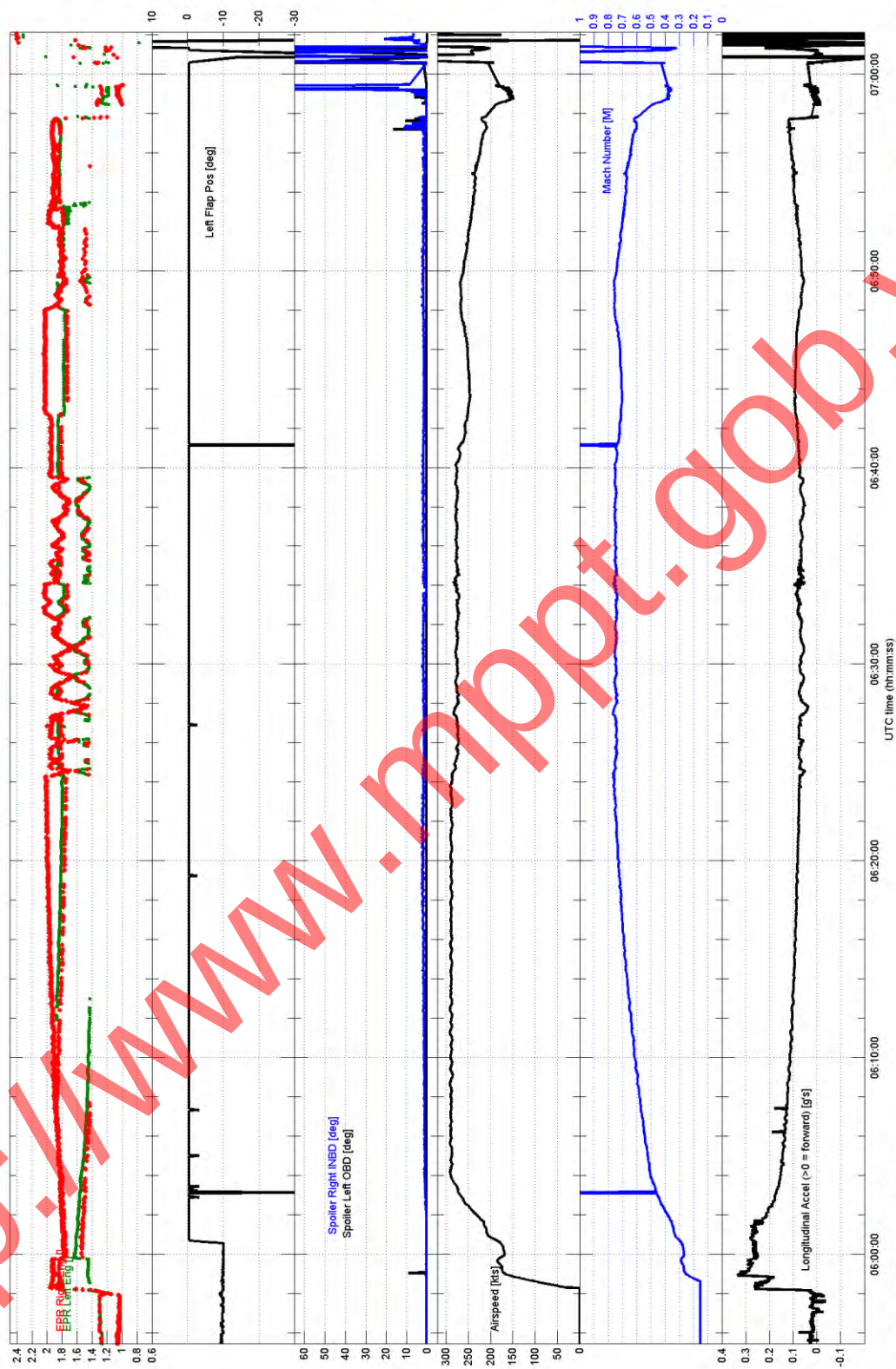
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Preliminary Data - Normal Parameters

Plot 5/16

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

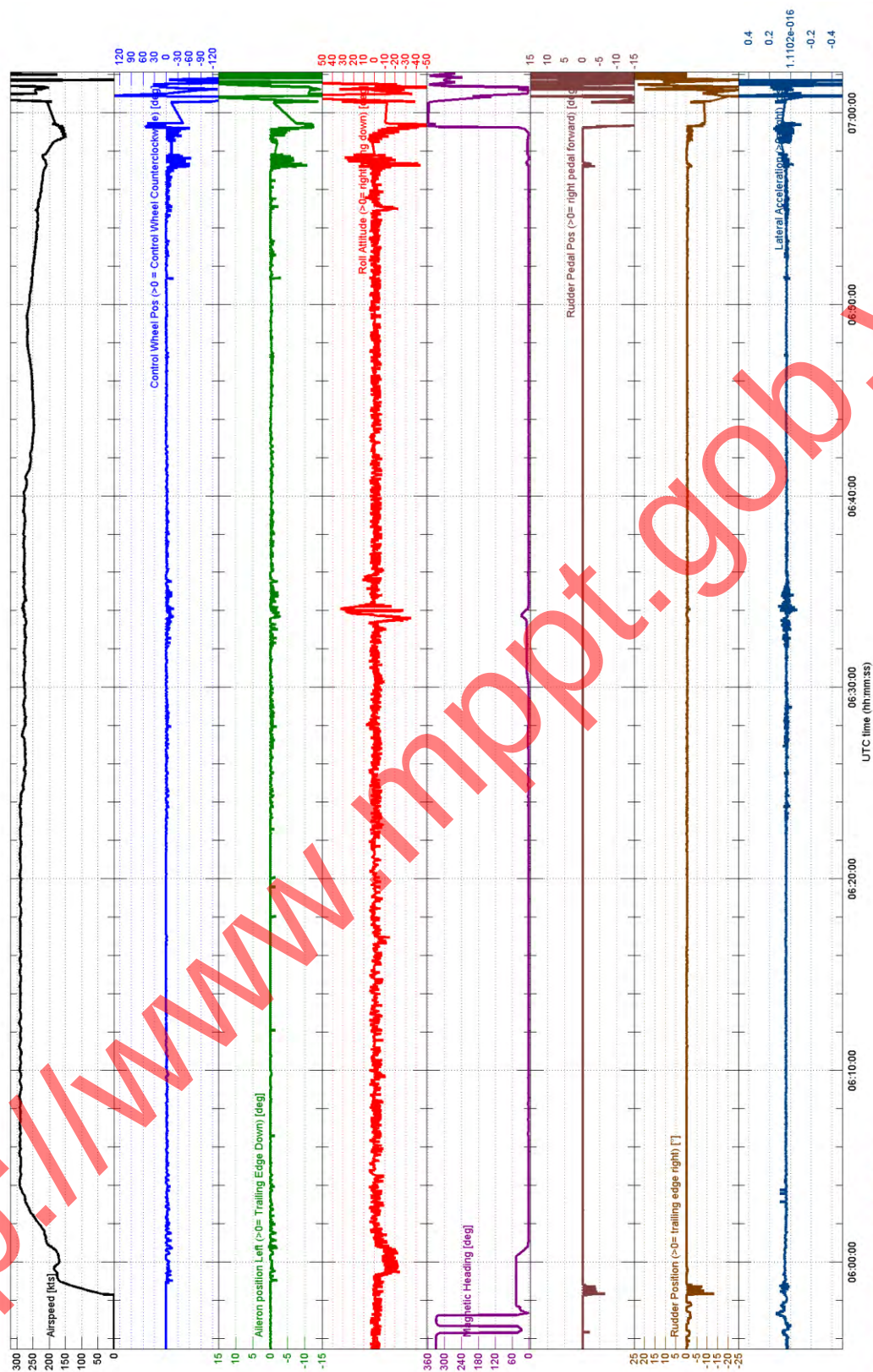
Preliminary Data - Longitudinal Parameters

Plot 6/16

16/08/2005 - near Machiques

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Preliminary Data - Lateral Parameters

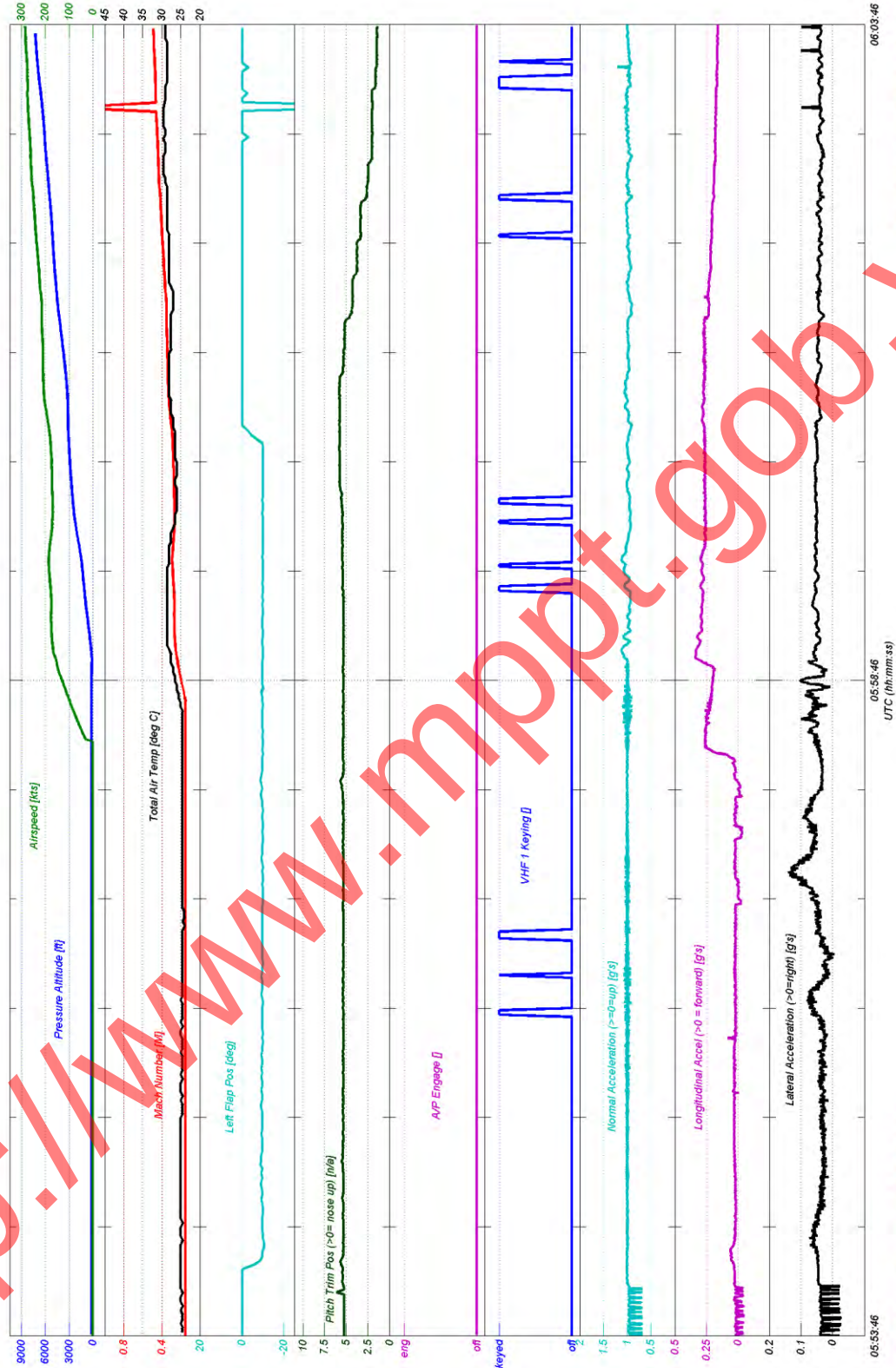
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Plot 7/16

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

near Machiques (Venezuela) - 16/08/2005



05:53:46 06:03:46
UTC (hh:mm:ss)

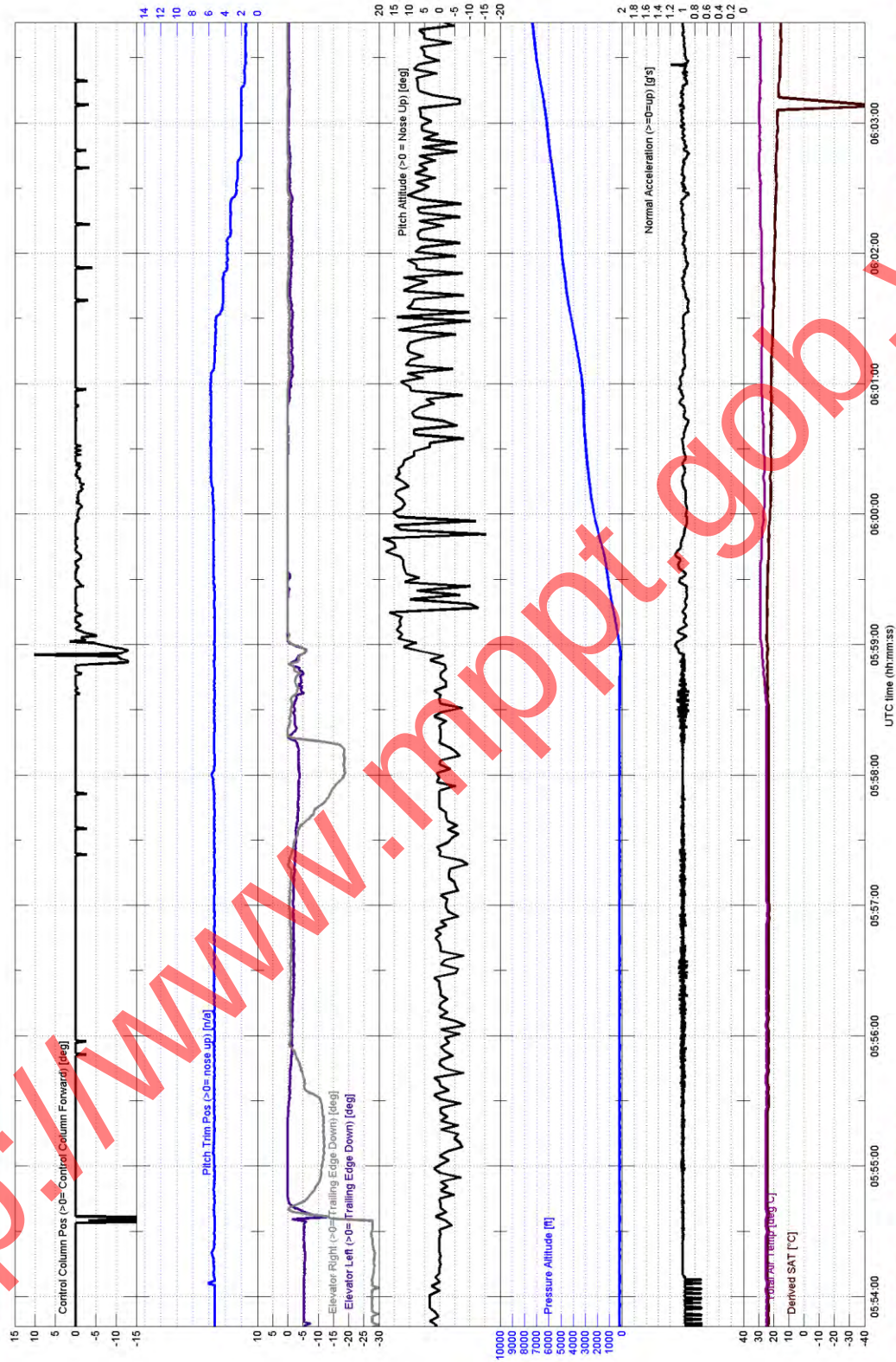
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Preliminary Data - 08/09/2005

Plot 8/16

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

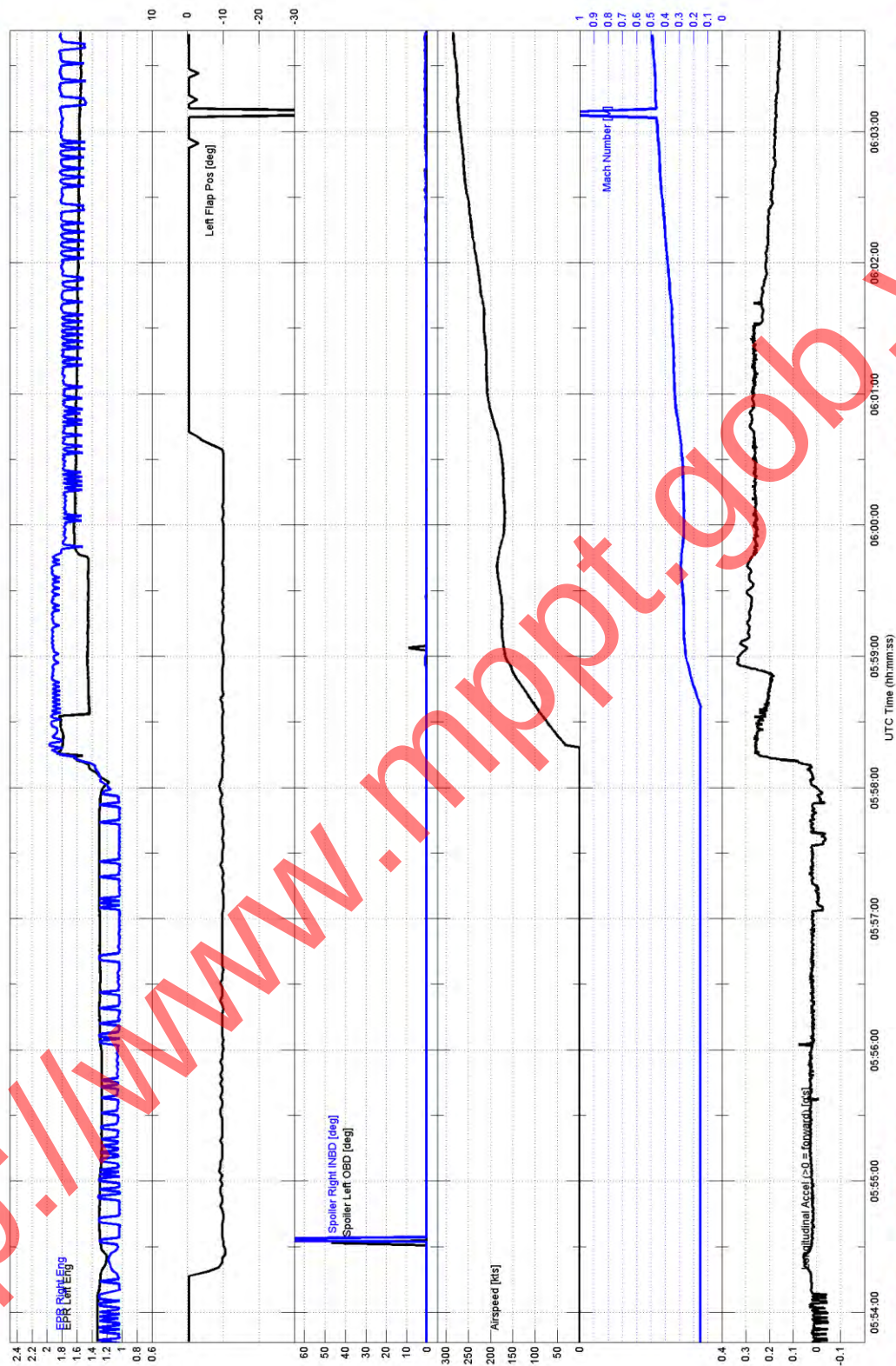
Preliminary Data - Normal Parameters - Zoom T/O

Plot 9/16

16/08/2005 - near Machiques

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

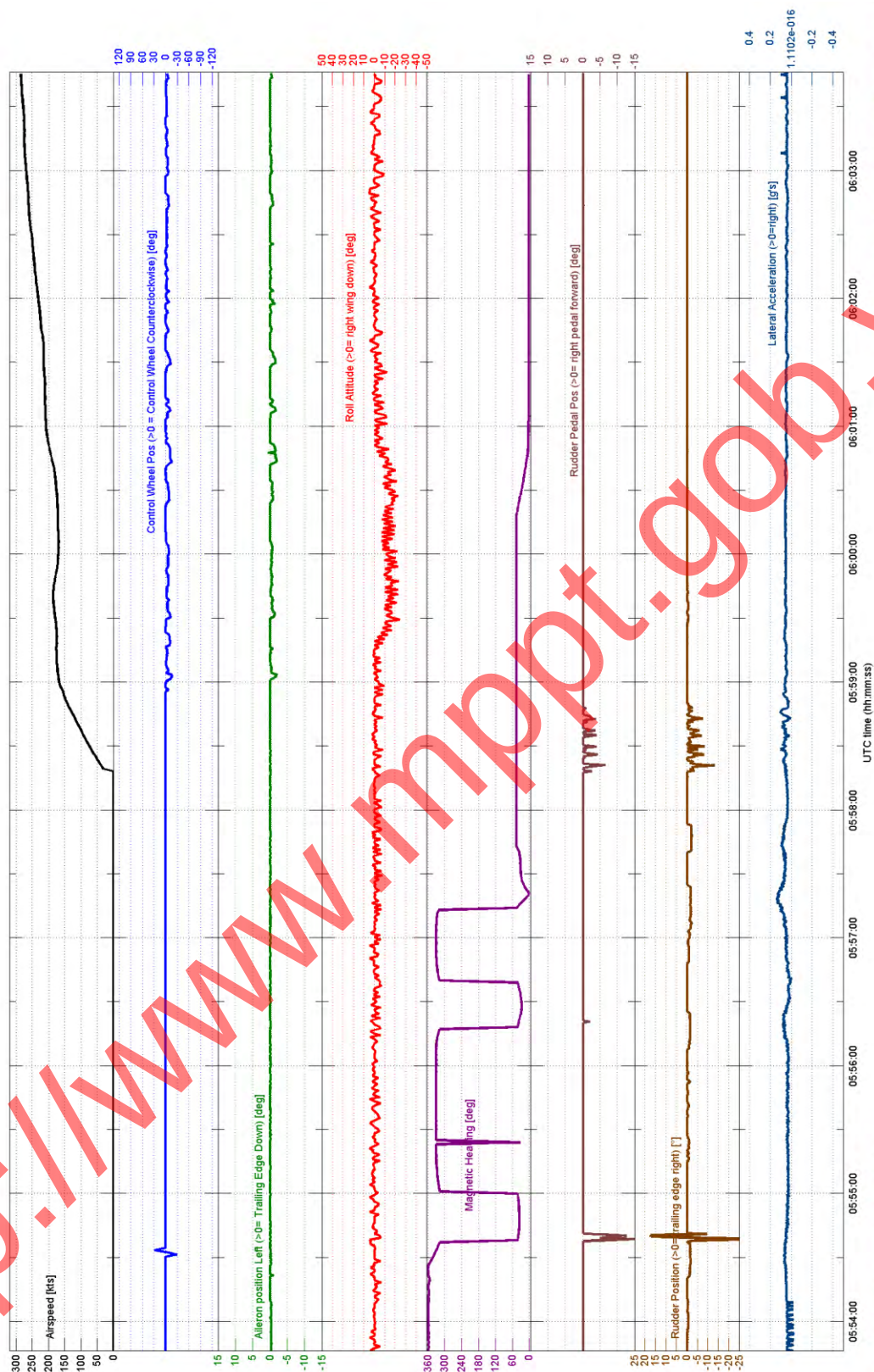
Preliminary Data - Longitudinal Parameters - Zoom T/O

Plot 10/16

16/08/2005 - near Machiques

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

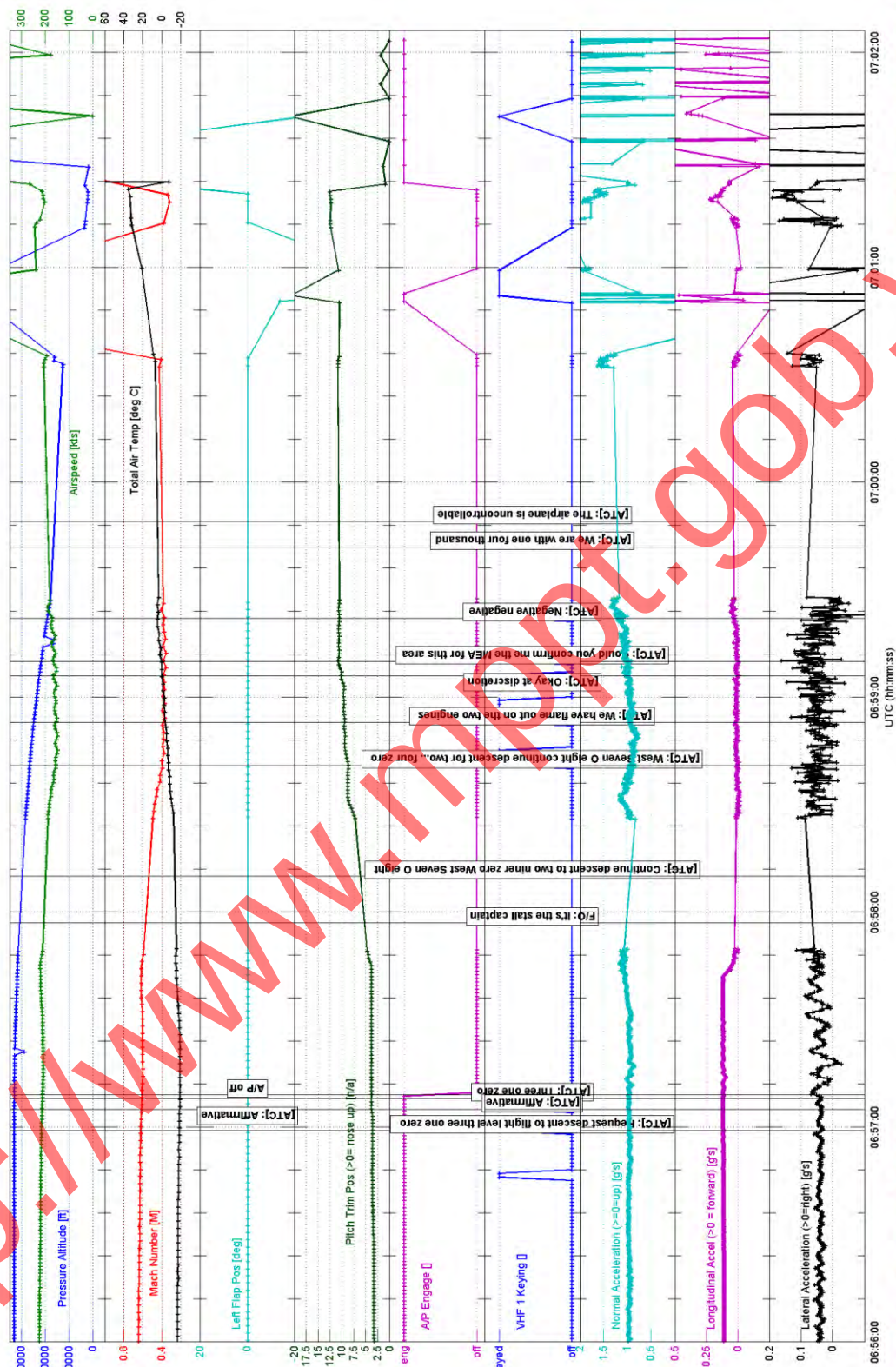
Preliminary Data - Lateral Parameters

Plot 11/16

near Machiques (Venezuela) - 16/08/2005

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



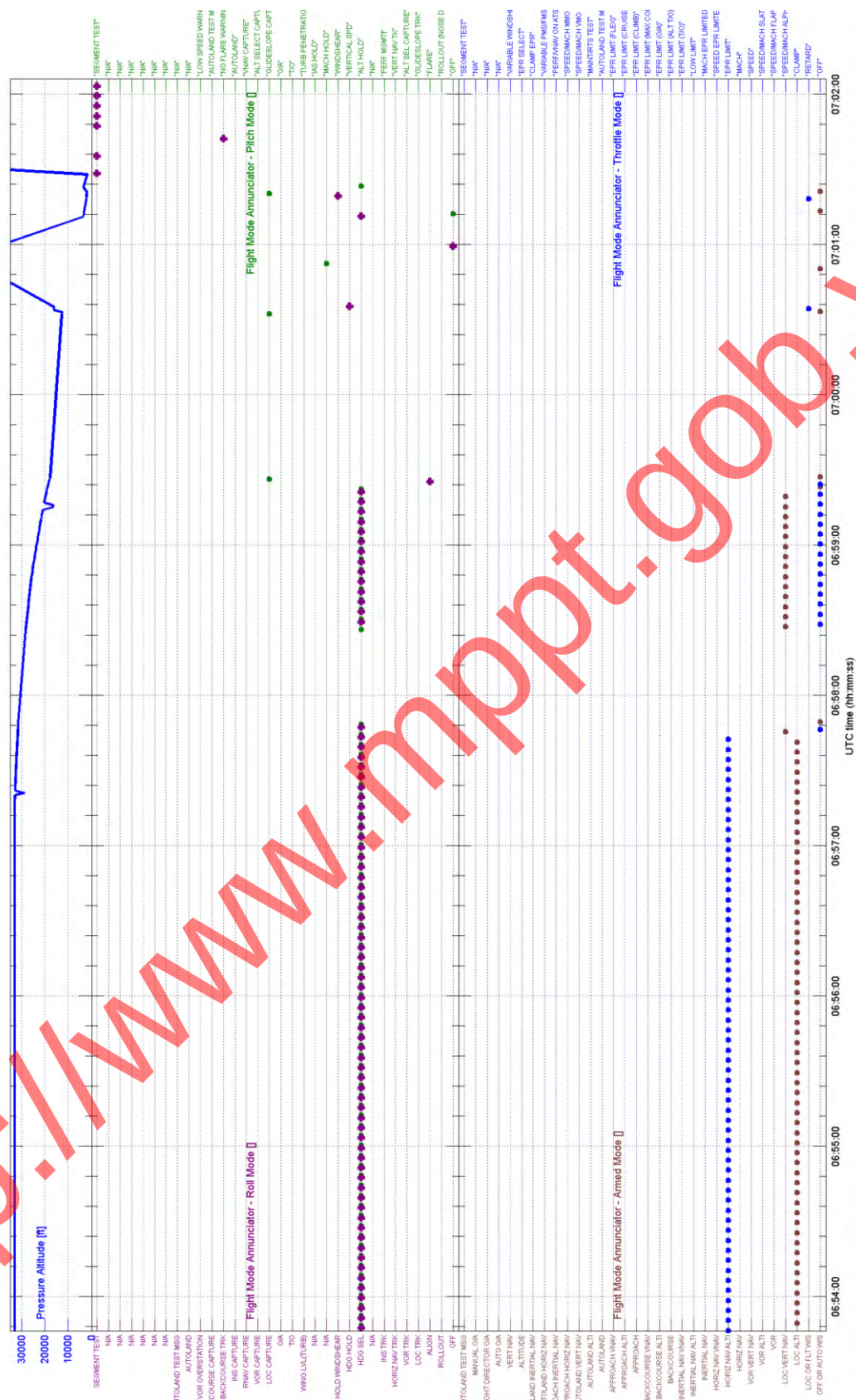
Preliminary Data - 08/09/2005

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

16/08/2005 - near Machiques



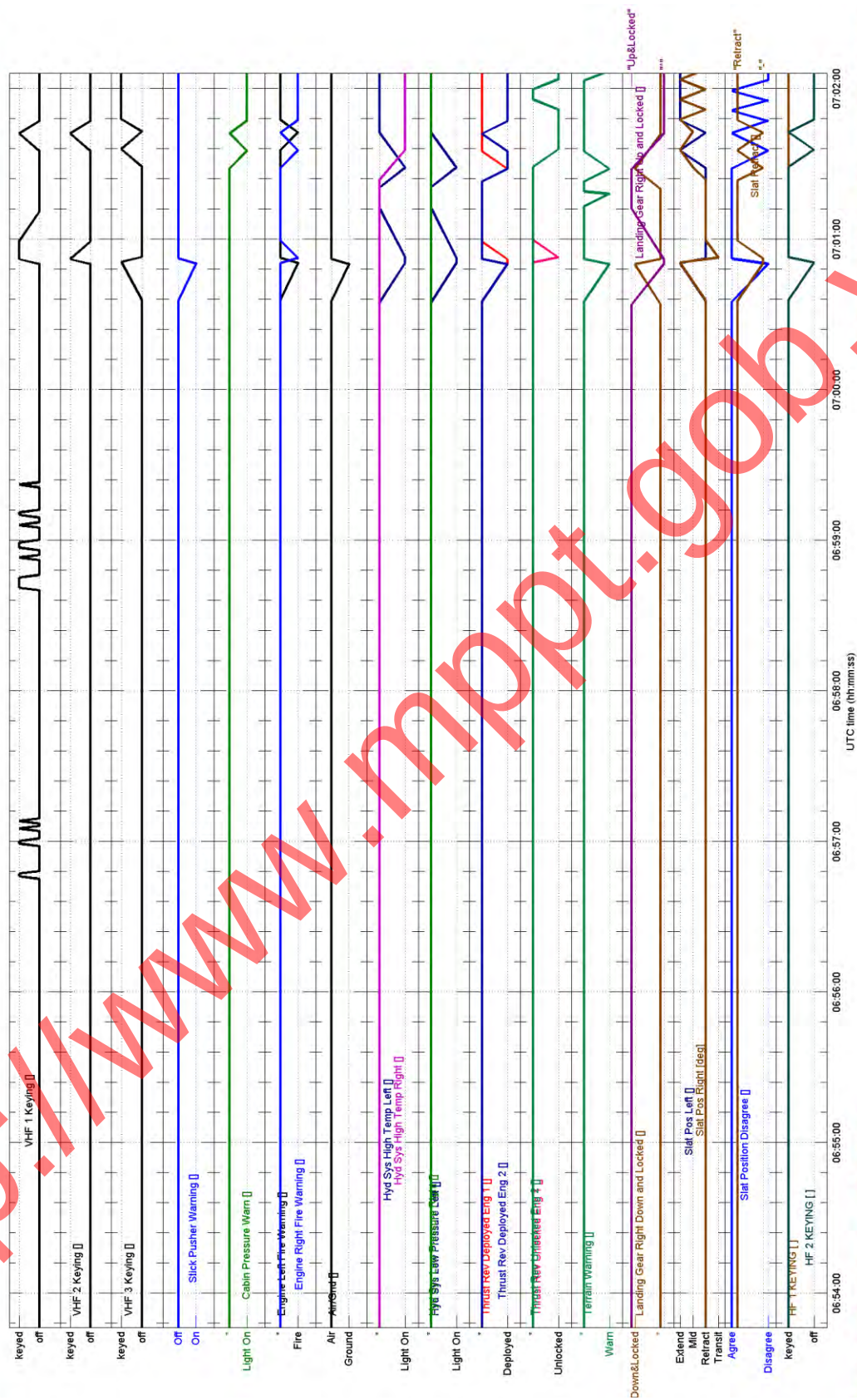
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Preliminary Data - FMA modes and submodes

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean

16/08/2005 - near Machiques



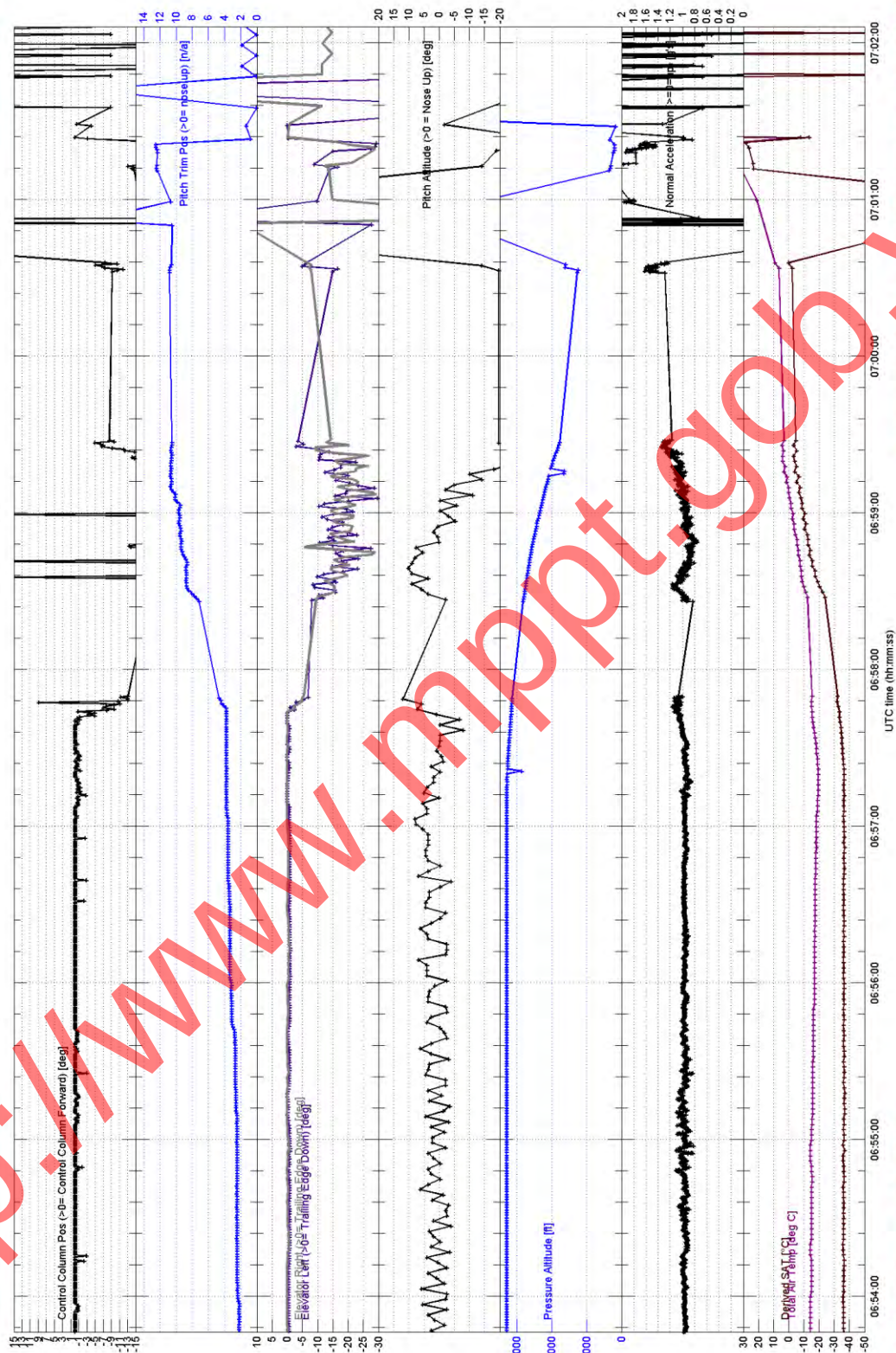
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Preliminary Data - Discrete parameters

16/08/2005 - near Machiques

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

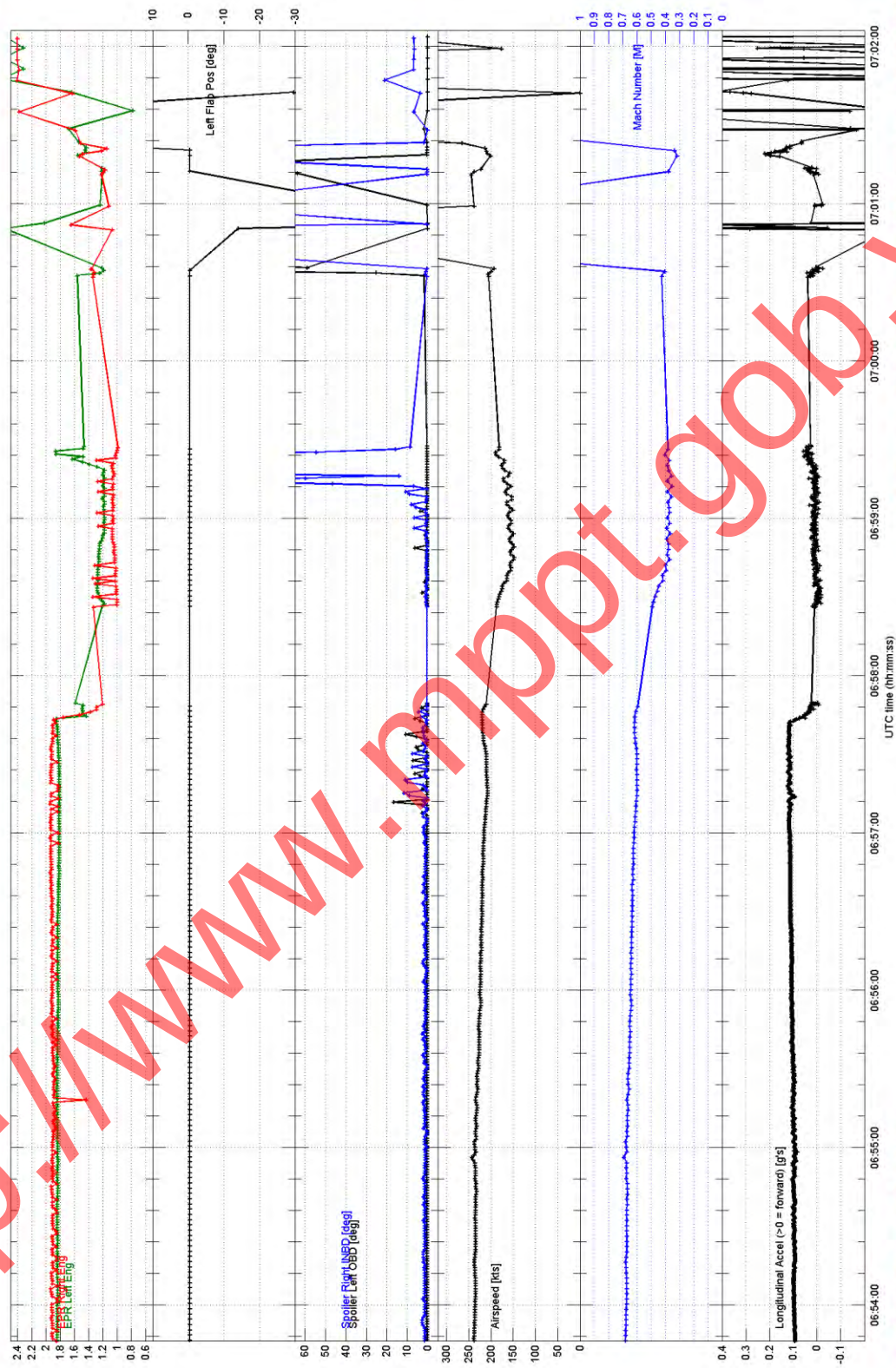
Preliminary Data - Normal Parameters - Zoom Disynch

Plot 15/16

16/08/2005 - near Machiques

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

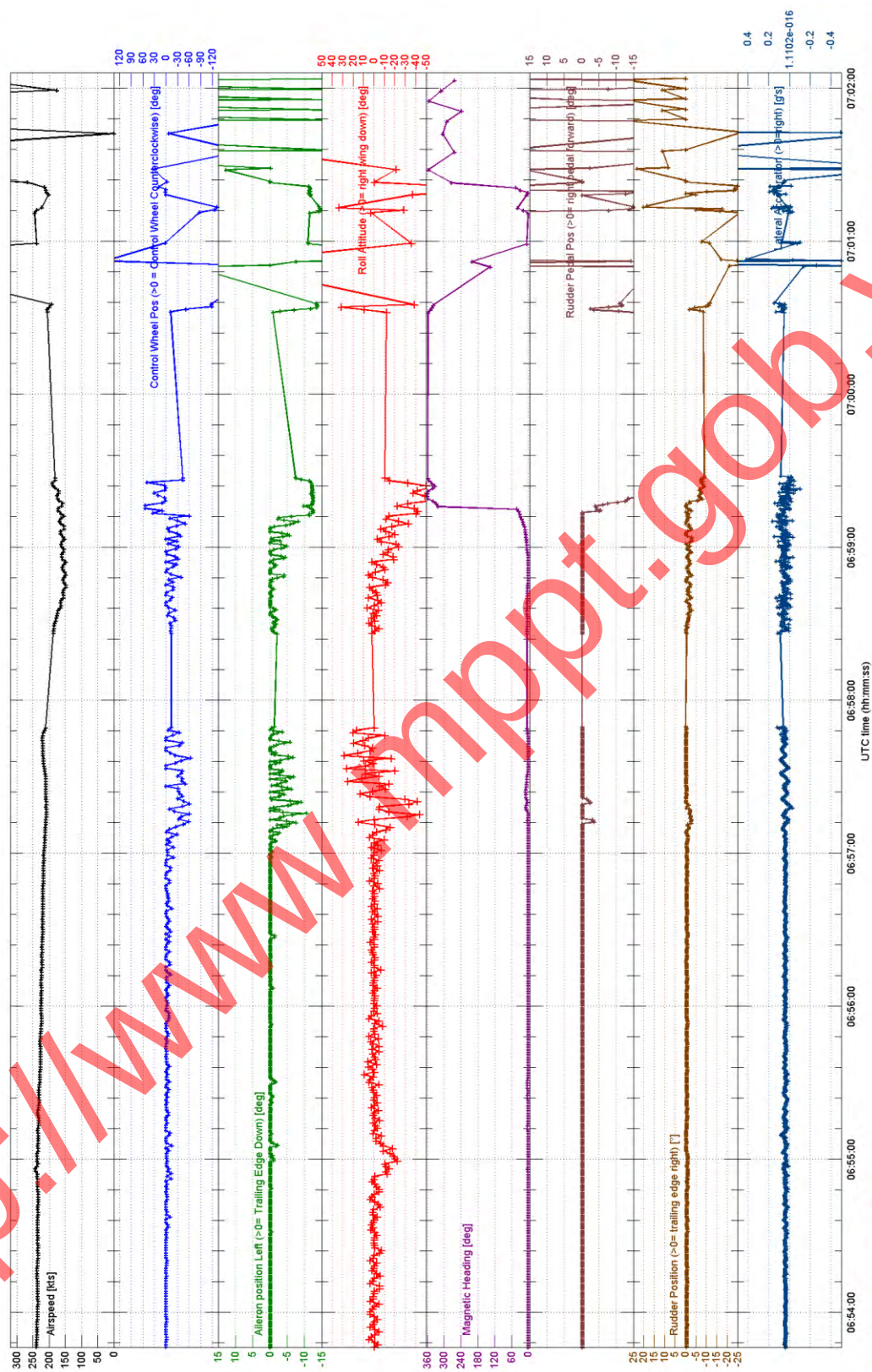
Preliminary Data - Longitudinal Parameters - Zoom Disynch

Plot 16/16

16/08/2005 - near Machiques

HK-4374X

McDonnell Douglas MD-82 - West Caribbean



Bureau d'Enquêtes et d'Analyses

Preliminary Data - Lateral Parameters



ANEXO 5



FOLIO Nº 000090

INVESTIGACION DEL CASO WEST CARIBEAN

CUESTIONARIO DE PREGUNTAS AERONAVE MATRICULA HK-4374X

1. Durante el tiempo que realizó sus funciones como despachador de vuelo para West Caribbean; ¿Cómo considera que fue la operación de West en el aeropuerto de Tocumen?

Resp. Eramos dos despachadores con intervalo de turnos. Era una aerolínea normal en que a veces se atrasaba el vuelo, la tripulación eran personas detallistas. Se les daba su explicación. El capitán Ospina era mas estricto. Las operaciones eran diurnas y otras nocturnas.

2. Como se realizaba el plan de vuelo?

Resp. Era enviado por packs de formularios en que estaba el combustible, reporte por punto recibido de Medellín, era transcrito aquí en Panamá. El plan de vuelo operacional venia desglosado, la ruta combustible, nivel de vuelo, era remitido por via Internet antes del vuelo o con base al anterior y se llenaba el formulario en base a lo recibido de West Caribbean. En otras ocasiones a bordo de la aeronave el capitán traía la información.

3. Existía un plan de vuelo operacional? 3.1, ¿Este plan de vuelo era realizado manualmente o automatizado?

Resp. Preestablecido que era enviado por la base de Medellín (la información era transcrita textualmente por el despachador en Panamá. Era manualmente realizado enviado por la base de Medellín.

4. ¿Dónde se originaba el plan de vuelo operacional? (Si existía).

Resp. En Medellín.

5. Se guardaba en archivo alguna copia del plan de vuelo operacional? (Donde y quien?).

Resp. Se guardaba en archivo aquí en Panamá el manifiesto de peso y balance, plan de vuelo OACI, información de rutas y puntos de chequeo enviada por West Caribbean y adicionalmente se le entregaba copia en una carpeta al comandante de la aeronave.

6. La noche del 15 de agosto de 2005, durante el proceso de despacho, recuerda alguna solicitud especial de la tripulación, relacionada con el plan de vuelo?



Resp. El vuelo arribo a Panama el día 16 de Agosto a las 05:19 UTC. No hubo ninguna solicitud. Los tripulantes normalmente en cuanto a la altitud de vuelo utilizaban nivel 33,000 o 35,000 pies., pero lo normal era 33,000 pies. (información adicional en relación al factor humano) Yo volé con el Cap. Ospina y Muñoz unas dos veces, y por lo que observé eran muy responsables, formales en su forma de ser, Muñoz era un poco mas jovial y dinámico en su trato y conversación.

7. ¿Recuerda haber realizado un Briefing con la tripulación sobre el cargado de la aeronave, distribución, condiciones meteorológicas, peso y balance?

Resp. Siempre se hacia breafing que podía ser en la sala de espera o cabina. Ese día especial no recuerdo donde fue, el capitán Ospina lo hacia casi siempre en la cabina esperando solo el abordaje. Se le entregaba la carpeta meteorológica, el revisaba el contenido de toda la carpeta. Se guardaba archivo de los Metar, pero no de la gráfica meteorológica. Los gráficos meteorológicos mostrados habia formación de nubes pero nada que lo afectara en el trayecto, ni bancos que pudieran afectar, en tal caso el capitán estando en tierra, si encontraba algo fuera de lo normal dentro de la ruta el solicitaba a Medellín una nueva ruta para el vuelo, luego se pasaba al plan de vuelo a ATC para su aprobación.

8. ¿Entrego usted a la tripulación información, material impreso relacionado con las condiciones meteorológicas en ruta?

Resp. Sí según lo explicado en la pregunta anterior.

9. ¿Recuerda que aerovía sería utilizada para la realización del vuelo?

Resp. Fue la UA553 directo a PBL a la UA552 directo a Maiquetía a la UA551 y directo FOF.(era la ruta generalmente utilizada). El retorno era UA551PBL, UA553 TUM.

10. Una ruta SUR fue utilizada por la tripulación para la realización del vuelo.

¿Era la elección de esta ruta sistemática? En caso de ser positiva la respuesta.

10.1 ¿Cuáles fueron los criterios de la compañía para la elección de la ruta?

10.2 ¿Había posibilidad de tomar otra ruta?

Resp. Era, sistemática el uso de esta ruta. (ruta, descrita en la respuesta anterior). El tomar otra ruta era a criterio del comandante y mediante la aprobación de Medellín.

11. ¿Puede recordar como fue la carga de la aeronave?

Resp. La carga fue distribuida de acuerdo al formato de instrucciones de cargado. La cantidad de equipaje fue distribuida en los compartimientos 3 y 4.

12. De acuerdo al manifiesto de peso y balance, habían a bordo 147 piezas de equipaje distribuidos en los compartimientos C y D, ¿Era esta la cantidad real de piezas? 12.1. ¿Fue posible acomodar esa cantidad de piezas en esos dos compartimientos?



FOLIO N° 000089

Resp. La cantidad de equipaje fue distribuida en los compartimientos arriba descritos.

13. ¿Existía alguna otra carga adicional como; repuestos, cauchos o algún otro componente de la aeronave previsto para resolver fallas imprevistas?

Resp. No tengo conocimiento de que estuviera eso a bordo, a veces el mecánico lo manifestaba, pero en este caso no hubo reporte.

14. En el plan de vuelo OACI entregado en la oficina de la autoridad aeronáutica civil en el aeropuerto de Tocumen, existía una enmienda respecto al nivel final. ¿Esta enmienda a que se debió? (Nivel de vuelo FL 350).

Resp. Al efectuar el plan por error de escritura marqué 25,000 pero lo real era 35,000 como lo expresa el plan de vuelo, solamente se corrigió y se le informó al personal de comunicaciones.

15. Si existía un plan de vuelo operacional. ¿Cuál era el nivel final, de acuerdo al plan de vuelo?

Resp. Desconocía el nivel final ya que no se elaboró aquí en Panamá.

16. ¿Desea agregar algún dato, información, comentario adicional referente al despacho del WCW708 la noche del 15 de Agosto?

Resp. Solo que los documentos todos fueron llenados de acuerdo al entrenamiento de West Caribbean. Fue José Luis Barbosa quien nos impartió el entrenamiento aquí en Panamá. Se corrige que el vuelo fue el 16 de agosto como lo exprese en respuesta anterior.

Fin del cuestionario

FOLIO N° 000088





ANEXO 6

Search Request No. 6712

***MD80 Series Aircraft Stall
Incidents***

December 6, 2005



Aviation Safety Reporting System
385 Moffet Park Dr. Suite 200 Sunnyvale California 94089



IHS: 262-7

MEMORANDUM FOR: Recipients of Aviation Safety Reporting System Data

SUBJECT: Data Derived from ASRS Reports

The attached material is furnished pursuant to a request for data from the NASA Aviation Safety Reporting System (ASRS). Recipients of this material are reminded of the following points, which must be considered when evaluating these data.

ASRS reports are submitted voluntarily. The existence in the ASRS database of reports concerning a specific topic cannot, therefore, be used to infer the prevalence of that problem within the National Airspace System.

Reports submitted to ASRS may be amplified by further contact with the individual who submitted them, but the information provided by the reporter is not investigated further. Such information represents the reporting of a specific individual who is describing their experience and perception of a safety related event.

After preliminary processing, all ASRS reports are de-identified. Following de-identification, there is no way to identify the individual who submitted a report. All ASRS report processing systems are designed to protect identifying information submitted by reports, such as, names, company affiliations, and specific times of incident occurrence. There is, therefore, no way to verify information submitted in an ASRS report after it has been de-identified.

The National Aeronautics and Space Administration and its ASRS contractor, Booz Allen Hamilton, specifically disclaim any responsibility for any interpretation which may be made by others of any material or data furnished by NASA in response to queries of the ASRS database and related materials.



Linda J. Connell, Director
Aviation Safety Reporting System

CAVEAT REGARDING STATISTICAL USE OF ASRS INFORMATION

Certain caveats apply to the use of ASRS statistical data. All ASRS reports are voluntarily submitted, and thus cannot be considered a measured random sample of the full population of like events. For example, we receive several thousand altitude deviation reports each year. This number may comprise over half of all the altitude deviations that occur, or it may be just a small fraction of total occurrences.

Moreover, not all pilots, controllers, air carriers, or other participants in the aviation system, are equally aware of the ASRS or equally willing to report to us. Thus, the data reflect reporting biases. These biases, which are not fully known or measurable, may influence ASRS statistics. A safety problem such as near midair collisions (NMACs) may appear to be more highly concentrated in area "A" than area "B" simply because the airmen who operate in area "A" are more supportive of the ASRS program and more inclined to report to us should an NMAC occur.

One thing that can be known from ASRS statistics is that they represent the lower measure of the true number of such events that are occurring. For example, if ASRS receives 881 reports of track deviations in 1999 (this number is purely hypothetical), then it can be known with some certainty that at least 881 such events have occurred in 1999. Because of these statistical limitations, we believe that the real power of ASRS lies in the report narratives. Here pilots, controllers, and others, tell us about aviation safety incidents and situations in detail. They explain what happened, and more importantly, why it happened. The values of these narrative reports lie in their qualitative nature. Using report narratives effectively requires an extra measure of study, but the knowledge derived is well worth the added effort.

Report Synopses

<http://www.mppt.gob.ve>

ACN: 639472 (1 of 22)

Synopsis

MD80 PMS FAILURE TO MAINTAIN PLANNED CRUISE SPD ALLOWS MACH TO FALL TO PT 67 FROM PT 76 WHEN AT FL370 10 NM S OF SAV.

ACN: 631494 (2 of 22)

Synopsis

FLT CREW OF MD80 EXPERIENCE SPD AND ALT FLUCTUATIONS DURING ENCOUNTER WITH MOUNTAIN WAVE OVER NORTHERN NEW MEXICO.

ACN: 620415 (3 of 22)

Synopsis

A LOW SPD WARNING DURING INITIAL CLB LEADS AN MD82 FLT TO BELIEVE HIS ACFT IS HEAVIER THAN WT DOCUMENTS BASED ON APPROVED AVERAGES FOR THE FLT INDICATE.

ACN: 598383 (4 of 22)

Synopsis

MD80 ON CLBOUT EXPERIENCED ATC TURN TO AVOID OTHER ACFT BECAUSE OF SLOW CLB IN ZDC AIRSPACE.

ACN: 592623 (5 of 22)

Synopsis

MD88 FLT CREW ATTEMPTS TO CLB TO A HIGHER ALT FOR WX AVOIDANCE AND EXCEEDS THE ACFT'S PERFORMANCE ENVELOPE.

ACN: 589618 (6 of 22)

Synopsis

A LOSS OF AIRSPD CREATES A PARTIAL LOSS OF ACFT CTL AND SUBSEQUENT LOSS OF ALT DURING AN INFLT ENCOUNTER WITH WX ENRTE AT FL330 NEAR FMN, NM.

ACN: 550697 (7 of 22)

Synopsis

FLC ENTERS HOLDING PATTERN AND ACFT ENTERS STALL BUFFET.

ACN: 474052 (8 of 22)

Synopsis

MD80 CREW HAD NMAC ON DSCNT INTO RDU.

ACN: 473899 (9 of 22)

Synopsis

ACR CREW ALLOWS AIRSPD TO GET TOO LOW DURING CLB.

ACN: 472679 (10 of 22)

Synopsis

MD80 CREW FLIES TO NEAR STALL WHILE DEPENDING ON AUTOFLT.

ACN: 472646 (11 of 22)

Synopsis

HOLDING AT HIGH ALT, AN ACR CREW FINDS THEMSELVES TOO SLOW. THEY USE EMER AUTH TO DSND WHILE INCREASING SPD.

ACN: 463941 (12 of 22)

Synopsis

MD80 CREW HAD ALTDEV.

ACN: 462010 (13 of 22)

Synopsis

MD82 CREW HAD AIRFRAME VIBRATION, AURAL STALL WARNING ACTIVATION, AND MACH INDICATION FLUCTUATION.

ACN: 435673 (14 of 22)

Synopsis

MD88 CREW EXPERIENCES PRESTALL BUFFET AT FL350.

ACN: 432256 (15 of 22)

Synopsis

AN ACR MD80 FLC FIND THAT THEIR PERFORMANCE DATA FOR THE OPTIMUM CRUISE ALT WAS IN ERROR BECAUSE THEY WERE HEAVIER THAN THE WT AND BAL TOTALS INDICATED. EMER DECLARED.

ACN: 430595 (16 of 22)

Synopsis

FO OF AN MD88 LOST CTL OF ACFT DURING HIGH ALT LEVELOFF DUE TO LACK OF AIRSPD CAUSING LTSS WITH ANOTHER ACFT.

ACN: 419737 (17 of 22)

Synopsis

FLC OF AN MD83 EXCEEDED THE ACFT PERFORMANCE LIMITATIONS AS A RESULT OF INSUFFICIENT AIRSPD AT A HIGH CRUISE ALT CAUSED BY A SLOWER CLB SPD FOR A HIGHER RATE OF CLB TO ASSIGNED ALT. THE ACFT REACTED BY STALL BUFFETING BEFORE REGAINING SUFFICIENT AIRSPD IN AN EMER DSCNT. IN ADDITION, THE ACFT'S WT AND BAL EXCEEDED CTR OF GRAVITY FORWARD LIMIT.

ACN: 418260 (18 of 22)

Synopsis

A CLBING S80 IS UNABLE TO MAINTAIN ITS ASSIGNED ALT WITH ANTI-ICE SYS ON. AN ALT EXCURSION OCCURS WHEN THE ACFT IS FELT TO BE IN AN INITIAL BUFFET.

ACN: 412144 (19 of 22)

Synopsis

AFTER ENTERING A CLB AT NORMAL CRUISE MACH, MD80 FLT CREW ENCOUNTERED WX AT FL340 WITH STRONG UPDRAFTS AND MODERATE RAIN AND CHOP. RAPID LOSS OF AIRSPD ENSUED AND CLB WAS TERMINATED AFTER FULL PWR FAILED TO TERMINATE STICK SHAKER AND BUFFET. FLT CREW DSNDDED TO REGAIN AIRSPD.

ACN: 403716 (20 of 22)

Synopsis

FLC OF A SUPER MD80 DECLARED AN EMER AND DSNDDED WHEN THEIR ACFT COULD NOT MAINTAIN A SAFE FLYING SPD AT ASSIGNED CRUISE ALT DUE TO THE ACFT GROSS WT.

ACN: 364937 (21 of 22)

Synopsis

MD88 ACFT IN CLB INCREASED PITCH AFTER ENG ANTI-ICE WAS TURNED OFF DUE TO INCREASED PWR AND VNAV MODE. CLB RATE VERY HIGH AND ALT CAPTURE WAS ANNUNCIATED ON MODE PANEL AT 31000 FT FOR A 35000 FT LEVELOFF. AIRSPD BLED OFF, AUTOTHROTTLES DIDN'T CORRECT NOR DID PITCH ATTITUDE. FLC HAD TO DISCONNECT AUTO SYS AND PUSH OVER TO REGAIN AIRSPD.

ACN: 281568 (22 of 22)

Synopsis

PARTIAL PWR LOSS ON BOTH ENGS.

Report Narratives

<http://www.mppt.gob.ve>

ACN: 639472

Time / Day

Date : 200412
Day : Wed
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.Navaid : SAV.VORTAC
State Reference : GA
Altitude.MSL.Single Value : 37000

Environment

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZJX.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other.VORTAC
Flight Phase.Cruise : Level

Component : 1

Aircraft Component : Autothrottle/Speed Control

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 639472

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Critical
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Non Adherence.Other
Anomaly.Other Anomaly : Speed Deviation
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : Air Speed Ind/

Mach

Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1

Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2

Resolatory Action.Aircraft : Equipment Problem Dissipated

Resolatory Action.Flight Crew : Overcame Equipment Problem

Resolatory Action.Flight Crew : Overrode Automation

Resolatory Action.Other

Consequence.Other : Company Review

Consequence.Other

Assessments

Problem Areas : Aircraft

Problem Areas : Company

Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Problem Areas : Maintenance Human Performance

Situations

Narrative

PMS FAILURE IN CRUISE RESULTING IN LARGE LOSS OF AIRSPD. WE WERE USING PMS IN THE OPTIMUM CRUISE MODE AT FL370, WHICH RESULTED IN A CRUISE MACH OF APPROX .76. AFTER 1 1/2 HRS, THE PMS QUICKLY AND SMOOTHLY BEGAN REDUCING SPD. WE CAUGHT IT AT .67 (APPROX 220 KIAS). THE PMS THEN DEFAULTED BACK TO .79 MACH AS AN OPTIMUM. STATUS CHK INDICATED NO FAULTS. AFTER ANOTHER +/-30 MINS, IT SETTLED BACK DOWN TO .76 OPTIMUM. ALL PREDEP INTO WAS CORRECTLY ENTERED AND THE PMS WAS OPERATED CORRECTLY. WE WERE MAKING NO ENTRIES WHEN THE EVENT OCCURRED. THERE WAS NO ALTDEV. BASED ON RECENT EVENTS REGARDING HIGH ALT STALLS, THIS COULD BE A CONTRIBUTING FACTOR. THE PMS WAS WRITTEN UP IN THE LOG UPON ARR AT LGA.

Synopsis

MD80 PMS FAILURE TO MAINTAIN PLANNED CRUISE SPD ALLOWS MACH TO FALL TO PT 67 FROM PT 76 WHEN AT FL370 10 NM S OF SAV.

ACN: 631494

Time / Day

Date : 200409
Day : Mon
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Navaid : CIM.VORTAC
State Reference : NM
Altitude.MSL.Single Value : 33000

Environment

Flight Conditions : VMC
Weather Elements : Turbulence
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZAB.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-82
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Level

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 210
Experience.Flight Time.Total : 10200
Experience.Flight Time.Type : 2000
ASRS Report : 631494

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Inflight Encounter.Other
Anomaly.Other Anomaly : Speed Deviation
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1

Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Flight Crew : Exited Adverse Environment
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control

Assessments

Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Environmental Factor

Narrative

WE ENCOUNTERED MODERATE TO SEVERE MOUNTAIN WAVE. WINDS ALOFT WERE OUT OF THE SW AROUND 80 KTS. AUTOTHROTTLES WERE DISENGAGED AND AGGRESSIVE ACTION WAS TAKEN TO CTL AIRSPD AND ALT. APPROX ACFT WT WAS 130000 LBS, BELOW THE MAX WT OF 140000 LBS FOR THE ALT (MACH BUFFER). AIRSPD EXCURSIONS STARTED FROM A STEADY .766 MACH TO .74 AND THEN TO .78 MACH AND THEN THE NEXT EXCURSION WENT UP TO .80 MACH (WITH THROTTLES REDUCED) DOWN TO .71 MACH (THROTTLES MAX THRUST). HIGH SPD MACH **BUFFET** WAS FELT, BUT NEVER LOW SPD **BUFFET**. BOTH THE CAPT AND I WERE READY TO START AN EMER DSCNT BUT THE AIRSPD WAS STARTING TO INCREASE ONCE AGAIN AND SLOWLY STABILIZED. ALT EXCURSIONS WERE UP TO +/-150 FT OVER AND BELOW ASSIGNED ALT. NO PRIOR ACFT/ATC RPTS WERE GIVEN. WE DID RPT THE ENCOUNTER WITH ATC.

Synopsis

FLT CREW OF MD80 EXPERIENCE SPD AND ALT FLUCTUATIONS DURING ENCOUNTER WITH MOUNTAIN WAVE OVER NORTHERN NEW MEXICO.

ACN: 620415

Time / Day

Date : 200406
Day : Sun
Local Time Of Day : 1801 To 2400

Place

Locale Reference.Airport : ZZZ.Airport
State Reference : US
Altitude.AGL.Single Value : 500

Aircraft : 1

Controlling Facilities.Tower : ZZZ.Tower
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-82
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Climbout : Initial
Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 620415

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer

Events

Anomaly.Non Adherence : Published Procedure
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : Low Spd
Warning
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Resolatory Action.Other
Consequence.Other : Company Review

Assessments

Problem Areas : Company
Problem Areas : FAA

Narrative

ON INITIAL CLBOUT 'SPD LOW' (10 PERCENT LESS THAN ALPHA SPD)
ANNUNCIATED AT V2 PLUS 20 KTS. AFTER CLEAN UP 'ALPHA SPD' WAS
ANNUNCIATED A '0 RET/MIN MAN.' I HAD TO SET THE SPD BUG AT 248 KTS OR
SEVEN KTS ABOVE OUR PAPER PLAN TO GET IT TO EXTINGUISH. WE HAD

CORRESPONDING SIX OR EIGHT KTS HIGHER THAN PLANNED ALPHA ANNUNCIATION AT EACH FLAP SPD WHEN USING OUR PAPER SPDS ON LNDG. AT CRUISE FL330 THE THROTTLES STAYED AT CRUISE LIMIT 1.96 EPR, ONLY GIVING US .74 MACH WITH A TAS OF 439 KTS. SAT WAS MINUS 41 DEGS C. IT WASN'T UNTIL WE BURNED OUR WT DOWN THE THROTTLES CAME OFF THE PEGS. THIS ACFT WAS IN EXCESS OF THE PLANNED WT BY THOUSANDS OF POUNDS. IF ACR COMPANY AND THE FAA CONTINUE TO USE FALSE AND MISLEADING WTS AS 'AVERAGES' THERE WILL BE A FUTURE LOSS OF AIRFRAME AND LIFE ON A MISLOADED MAXIMUM GROSS WT TKOF WITH A SUBSEQUENT SYSTEM FAILURE. THE FAA IN AC 120-27C AND ORDER N8300.112, AND N8400.40 HAVE FOUND IN THEIR OWN TESTS, USING REAL TIME EMPIRICAL DATA THAT THE FORMER AVERAGES THAT WERE USED WERE MORE THAN 30 POUNDS BELOW NORMAL. WHAT DID THEY DO ABOUT IT? THE FAA AND THE AIRLINES INCREASED EFFECTIVE AVERAGES USING ONLY HALF OF THEIR OWN FINDINGS! IF PEOPLE ARE FATTER AND LUGGAGE IS LARGER THEN IT BEHOVES US ALL IN THE NAME OF SAFETY TO USE THE REAL NUMBERS. I PROPOSE THAT THE FLT DEPARTMENT SEND A WRITTEN MESSAGE TO ALL MD82 CAPTS AND FOS TO DOCUMENT EVERY 'SPD LOW' AND 'ALPHA' WARNING WITH DETAILS SUCH AS NOT EXTENDING SLATS EARLY FOR EXAMPLE: (IE 250 KTS AS IS SEEN ON THE LINE) UNTIL THE SPD BUG/ALPHA IS DETERMINED BY THE AOA AND DEGS COMPUTERS. TECHNIQUES ON USING THE SPD BUG TO PROMPT AN ALPHA ANNUNCIATION SHOULD BE ILLUSTRATED. THE WING KNOWS HOW MUCH LIFT IS REQUIRED THROUGH AOA, WE AS PLTS DESERVE THE SAME DATA. ONLY THEN SHOULD THE REMAINING BUGS AND V SPDS BE SET USING INTERPOLATION FROM THE SPD REFERENCE CARDS. WITH SUMMER HERE AND AIRPLANES FULL OF OVERWEIGHT PAX WITH HEAVY LUGGAGE IT IS MY BET THAT THERE WILL BE A SIGNIFICANT NUMBER OF RPTS. CALLBACK CONVERSATION WITH RPTR REVEALED THE FOLLOWING INFO: THERE WAS NO BAGGAGE COUNT ON ARR SO LOADING ERROR COULD NOT BE DETERMINED. FEEDBACK FROM THE COMPANY INDICATED THAT THEY WERE CONCERNED, BUT THE PROCS WERE APPROVED AND IN COMPLIANCE WITH THE LATEST FAA DIRECTIVES SO NO CHANGES WERE BEING CONTEMPLATED.

Synopsis

A LOW SPD WARNING DURING INITIAL CLB LEADS AN MD82 PLT TO BELIEVE HIS ACFT IS HEAVIER THAN WT DOCUMENTS BASED ON APPROVED AVERAGES FOR THE FLT INDICATE.

ACN: 598383

Time / Day

Date : 200310
Day : Fri
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Navaid : CSN.VORTAC
State Reference : VA
Altitude.MSL.Bound Lower : 34700
Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZDC.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-88
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Navigation In Use.Other.VORTAC
Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude
Flight Phase.Climbout : Vacating Altitude
Route In Use.Enroute.Airway : J48.Airway

Aircraft : 2

Controlling Facilities.ARTCC : ZDC.ARTCC
Make Model Name : Commercial Fixed Wing
Flight Phase.Cruise : Level
Route In Use.Enroute.Airway : J48.Airway

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 130
Experience.Flight Time.Total : 12000
Experience.Flight Time.Type : 3700
ASRS Report : 598383

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP

Experience.Flight Time.Last 90 Days : 200
Experience.Flight Time.Total : 10000
Experience.Flight Time.Type : 4000
ASRS Report : 599004

Person : 3

Person : 4

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar

Events

Anomaly.Conflict : Airborne Less Severe
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.ControllerA : 4
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Controller : Separated Traffic
Resolatory Action.Other
Consequence.FAA : Reviewed Incident With Flight Crew

Assessments

Problem Areas : ATC Human Performance
Problem Areas : Aircraft

Narrative

WE WERE CLRED TO CLB TO FL350, WHICH WAS THE HIGHEST THE AIRPLANE COULD CRUISE AT OUR GROSS WT. AS WE REACHED FL347, THE ACFT CLB RATE REDUCED MOMENTARILY, PERHAPS DUE TO THE ATMOSPHERIC CONDITIONS (TEMP), AND WAS STARTING TO SLOWLY CLB UP TO FL350. AT THAT TIME, THE CTLR TOLD US THAT OUR XPONDER SHOWED US 300 FT BELOW FL350, AND URGENTLY ORDERED US TO TURN 60 DEGS L OF COURSE. HE THEN TOLD ANOTHER FLT TO TURN 40 DEG L OF THEIR COURSE. SHORTLY THEREAFTER, WE WERE CLRED DIRECT TO CSN, AND WE HAD ATTAINED FL350 IN THAT SHORT TIME. THE CTLR ADMONISHED US TO RPT ANY LEVELOFF IN THE FUTURE. WE DID NOT ANSWER THAT ADMONISHMENT, BUT ANOTHER PLT ON THE FREQ RESPONDED WITH A SARCASTIC 'OOOH!,' WHICH PROBABLY INCENSED THE CTLR. ALTHOUGH OUR ACFT WAS STRUGGLING TO REACH FL350, WE NEVER ACTUALLY LEVELED OFF AT FL347, AS WE CONTINUED A GRADUAL CLB UP TO FL350. THE 60 DEG L TURN DID INHIBIT OUR CLB CAPABILITY DURING THE TURN. THIS ENTIRE EVENT SURPRISED ME, AS ACFT DO SOMETIMES HAVE LOWER VERT CLB RATES AT HIGHER GROSS WTS, BUT WE NEVER LEVELED OFF AND IT WAS NOT US THAT RESPONDED SARCASTICALLY TO THE CTLR. SUPPLEMENTAL INFO FROM ACN 599004: MD88'S OPERATED NEAR THEIR MAX PERFORMANCE CEILING FREQUENTLY EXPERIENCE RAPID CLB RATES AND THEN REDUCED CLB RATES WHICH DIP UNDER 500 FPM FOR MANY SECONDS BEFORE RECOVERING. USE OF VERT SPD CAN HELP TO MAINTAIN A 500 FPM CLB RATE, BUT ELIMINATES STALL PROTECTION FOUND IN VNAV MODE. THUS, USE OF VERT SPD REQUIRES VIGILANCE ON THE PART OF CREW MEMBERS WHO USE THIS TECHNIQUE OPERATING NEAR ACFT PERFORMANCE ENVELOPES. ADVISING ATC THAT THE CLB RATE MAY ALTERNATIVELY FALL BELOW 500 FPM FOR A SHORT PERIOD BEFORE CLB RATE RECOVERY, MIGHT HELP AS AN ALTERNATIVE. WITHOUT TCASII DISPLAY OF THE OTHER ACFT AND WITH NO TFC ADVISORY FROM ATL WE HAD

NO IDEA OF ANY POTENTIAL CONFLICT AND FLOWED WITH THE IDIOSYNCRATIC MD88 VNAV. AS PNF WORKING COMS WITH ATC I SHOULD PERHAPS BE MORE SPECIFIC ABOUT WHAT THE AIRPLANE IS DOING AND SEE HOW I CAN HELP ATC. ATC ASKED WHAT OUR ALT WAS FOR A REASON AND PERHAPS I APPEARED SOMEWHAT GLIB WHEN QUERIED ABOUT ALT.

Synopsis

MD80 ON CLBOUT EXPERIENCED ATC TURN TO AVOID OTHER ACFT BECAUSE OF SLOW CLB IN ZDC AIRSPACE.

ACN: 592623

Time / Day

Date : 200309
Day : Mon
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Navaid : SPA.VORTAC
State Reference : NC
Altitude.MSL.Single Value : 35000

Environment

Flight Conditions : IMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZDC.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-88
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Level

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 72
Experience.Flight Time.Total : 8000
Experience.Flight Time.Type : 4923
ASRS Report : 592623

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar

Events

Anomaly.Inflight Encounter : Turbulence
Anomaly.Inflight Encounter : Weather
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : AIRSPEED
MACH INDICATOR

Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolatory Action.Flight Crew : Exited Adverse Environment
Resolatory Action.Other

Assessments

Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Environmental Factor
Problem Areas : Flight Crew Human Performance
Problem Areas : Weather

Narrative

DURING CLBOUT OF RICHMOND, REQUESTED CLB FROM PLANNED CRUISING ALT OF FL310 TO FL350 TO AVOID WX. ZDC APPROVED THE CLB WITH A STATED RESTR TO LEVEL AT FL350 FOR CONFLICTING TFC. THE CLB WAS STARTED AT MACH .76, SLOWING TO APPROX MACH .64 AT FL350. FMS GENERATED MAX ALT WAS FL364. AT FL350, THE ACFT WOULD NOT ACCELERATE TO CRUISE MACH OF .76. THE FLT ENTERED LIGHT TURB WHICH RESULTED IN ADDITIONAL AIRSPD DECAY. I REQUESTED IMMEDIATE DSCNT CLRNC TWICE AND IT WAS DENIED DUE TO TFC. I DECLARED AN EMER AND THE CAPT DSND'D THE ACFT TO FL310. CONTRIBUTING FACTORS: 1) HIGHLY QUALIFIED CAPT WHOSE JUDGEMENT AND FLYING SKILLS WERE EXEMPLARY WHICH MADE ME LESS LIKELY TO QUESTION HIS ZOOM MANEUVER. 2) LAST LEG OF A LONG 4 DAY TRIP WHICH MAY HAVE RESULTED IN DECREASED SITUATIONAL AWARENESS. 3) WHAT MUST HAVE BEEN A WARMER THAN STANDARD DAY BECAUSE TYPICALLY THE ACFT, AT THAT GROSS WT, ACCELERATES JUST FINE. 4) PERHAPS LACK OF EXPERIENCE WITH THE ANSWER TO THE QUESTION: 'HOW SLOW IS TOO SLOW?' 5) DESIRE TO PLEASE BOTH PAX AND ATC BY GETTING TO FL350 QUICKLY.

Synopsis

MD88 FLT CREW ATTEMPTS TO CLB TO A HIGHER ALT FOR WX AVOIDANCE AND EXCEEDS THE ACFT'S PERFORMANCE ENVELOPE.

ACN: 589618

Time / Day

Date : 200308
Day : Fri
Local Time Of Day : 1801 To 2400

Place

Locale Reference.ATC Facility : ZLC.ARTCC
State Reference : UT
Altitude.MSL.Bound Lower : 29000
Altitude.MSL.Bound Upper : 33000

Environment

Flight Conditions : Mixed
Weather Elements : Thunderstorm
Weather Elements : Windshear
Light : Night

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZLC.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Level

Component : 1

Aircraft Component : Throttle/Power Level

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
ASRS Report : 589618

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Critical
Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Inflight Encounter : Weather

Anomaly.Non Adherence : Company Policies
Anomaly.Other Anomaly
Anomaly.Other Anomaly : Speed Deviation
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Aircraft : Equipment Problem Dissipated
Resolatory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolatory Action.Flight Crew : Overcame Equipment Problem
Resolatory Action.Flight Crew : Overrode Automation
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control
Consequence.FAA : Reviewed Incident With Flight Crew
Consequence.Other : Company Review

Assessments

Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Environmental Factor
Problem Areas : Flight Crew Human Performance
Problem Areas : Weather

Narrative

THE CAPT AND I DEPARTED FOR DFW. ABOUT 1 HR INTO THE FLT, WHILE IN AND OUT OF CLOUDS AND DEVIATING AROUND WX, A LOUD RUMBLING SOUND STARTED UP, SEEMINGLY OUT OF NOWHERE. WE HAD JUST RECENTLY RETURNED TO VFR CONDITIONS AND WERE WAITING FOR THE TAIL DEICE TO CYCLE BEFORE TURNING OFF THE DEICING AND ANTI-ICING FOR THE AIRFRAME AND ENGS. THE RUMBLING SOUND SEEMED TO START AT THE BACK OF THE PLANE AND MOVE FORWARD, ENVELOPING THE PLANE LIKE A GIANT WAVE BREAKING OVER A SMALL BOAT. AS THE SOUND REACHED THE COCKPIT, THE AIRPLANE BEGAN TO **BUFFET**, LIGHTLY AT FIRST, THEN STRONGER. AT FIRST THE CAPT AND I THOUGHT WE HAD A STRUCTURAL PROB, BUT THEN WE NOTICED THE AIRPLANE WAS STRUGGLING TO MAINTAIN ALT. I DISENGAGED THE AUTOPLT AND AUTO THROTTLES AND LOWERED THE NOSE WHILE THE CAPT DECLARED AN EMER WITH ATC AND ASKED FOR THE CLOSEST SUITABLE ARPT. IT WAS NOT UNTIL WE WERE IN THE DSCNT THAT I REALIZED WE MAY HAD NEARLY APCHED A **STALL** SIT. DURING THE DSCNT FROM FL330 TO FL290, THE AIRPLANE WENT THROUGH A SERIES OF **BUFFETS** FROM LIGHT TO STRONGER WITH BREAKS IN BTWN, EACH BREAK LEADING ME TO BELIEVE THE PROB WAS SOLVED. AT ABOUT FL300, THE CAPT ASKED TO TAKE CTL OF THE PLANE. I RELINQUISHED CTL AND HE REQUESTED TO LEVEL OFF AT FL290. AFTER LEVELOFF, THE CAPT RETURNED CTL OF THE AIRPLANE TO ME AND AFTER CHKING THE TRIM, I RE-ENGAGED THE AUTO THROTTLES AND AUTOPLT. THE AIRPLANE FLEW NORMALLY. AT THE TIME OF THE EVENT, THE AIRPLANE WT INDICATED APPROX 129000 LBS AND PERFORMANCE MODE ENGAGED. I HAD INITIALLY TRIMMED THE AIRPLANE UPON REACHING FL330 AT .77 MACH. ALL WAS NORMAL. AT THE TIME PRIOR TO THE EVENT, WE WERE INVOLVED IN WX AVOIDANCE. HOWEVER, I DO NOT BELIEVE WE WERE SO FIXATED ON THE WX THAT WE MISSED ANY LARGE CLUES THAT SET THE STAGE FOR THIS EVENT. WHATEVER CAUSED THE AIRPLANE TO LOSE AIRSPD, SUCH AS MOUNTAIN WAVE OR A SEVERE DOWNDRAFT, CAME ON IN AN INSIDIOUS MANNER. NEITHER THE CAPT NOR I BECAME AWARE OF ANY TRIM OR THROTTLE MOVEMENT THAT WOULD HAVE DIRECTED OUR ATTN TO THE AIRSPD INDICATOR. AS AN EX-ACR Y PLT, I HAD TO PERFORM ALL TYPES OF **STALLS** AT THE BEGINNING OF EVERY RECURRENT SIMULATOR TRAINING SESSION. WHAT I

EXPERIENCED IN THE AIRPLANE WAS NOTHING LIKE THE STALL TRAINING EXPERIENCES I HAD IN THE SIMULATOR. I BELIEVE THAT IS THE REASON I DID NOT IMMEDIATELY REACT AS IF THIS WAS A STALL RECOVERY SIT.

Synopsis

A LOSS OF AIRSPD CREATES A PARTIAL LOSS OF ACFT CTL AND SUBSEQUENT LOSS OF ALT DURING AN INFLT ENCOUNTER WITH WX ENRTE AT FL330 NEAR FMN, NM.

ACN: 550697

Time / Day

Date : 200206
Day : Thu
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Intersection : PHILS
State Reference : TX
Altitude.MSL.Single Value : 33000

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZFW.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Holding

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 550697

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine
ASRS Report : 550698

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Less Severe
Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Flight Crew : Overrode Automation
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control

Resolatory Action.Flight Crew : Returned To Assigned Altitude
Consequence.FAA : Reviewed Incident With Flight Crew

Assessments

Problem Areas : Aircraft

Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

AFTER PASSING TQA VOR, GIVEN INSTRUCTIONS TO RETURN TO PHILS INTXN AND HOLD DUE TO WX. PROGRAMMED FMS TO ENTER HOLDING, AND SLOWED ACFT TO 253 KTS (20 KTS ABOVE CLEAN MINIMUM MANEUVERING). ACFT ARRIVED AT THE FIX REQUIRING A R 260 DEG TURN TO PARALLEL THE OUTBOUND COURSE. A 30 KT OVERSHOOTING XWIND WAS PRESENT AT ENTRY POINT. ACFT ENTERED PROPER R TURN IN APPROX 20 DEG ANGLE OF BANK. ONCE ESTABLISHED IN THE TURN I LOOKED DOWN INTO MY KIT BAG FOR APPROX 3-4 SECONDS. AURAL 'ALT ALERT' SOUNDED. I LOOKED UP TO SEE THE ACFT DSCNTG THROUGH 32800 FT IN A R 38-40 DEG ANGLE OF BANK TURN. THE AFT BEGAN TO **BUFFET** AND THE AUTOPLT DISCONNECTED. AS THIS WAS ALL OCCURRING, I IMMEDIATELY LEVELED THE WINGS AND ADDED PWR. **BUFFET** CEASED AS SOON AS THE WINGS WERE LEVELED. DSCNT WAS STOPPED AT 32200 FT AND THEN CLBD BACK TO 33000 LBS. ATC WAS IMMEDIATELY NOTIFIED OF OUR ALT LOSS. THE ACFT WAS NOT OVERWT FOR NORMAL OPS AT 133000 LBS. GROSS WT WAS 139000 LBS, SPD AT ENTRY WAS 253 KTS, AIR WAS SMOOTH, OUTSIDE AIR TEMP WAS 10 DEGS ABOVE STANDARD. THE PERFORMANCE MANUAL RECOMMENDED HOLDING SPD FOR THIS WT AND ALT IS 239 KTS. PMS RECOMMENDED HOLDING SPD WAS EVEN LESS. WE CHOSE TO USE CLEAN MINIMUM MANEUVERING SPD PLUS 20 KTS -- OR 253 KTS. SLOW SPD **BUFFET** FOR A 1.3 G (40 DEG ANGLE OF BANK) MANEUVER PUBLISHED AS 242 KTS. AS FAR AS I CAN FIGURE, THE FMS, IN AN ATTEMPT TO REMAIN IN ITS COMPUTED ENTRY TURN PROFILE, OVERBANKED THE ACFT TO NEAR 40 DEGS WITH THE OUTSIDE AIR TEMP AT 10 DEGS ABOVE STANDARD. THIS MUST HAVE SLOWED THE ACFT JUST ENOUGH TO REACH SLOW SPD **BUFFET**. I'M SURE THE SOFTWARE ENGINEERS WILL SAY THE FMS CAN'T DO THIS, BUT IT DID. I HAVE SEEN THIS EXACT SAME PHENOMENON ON THE B757 ENTERING HOLDING IN LNAV. I TAKE FULL RESPONSIBILITY FOR THIS EVENT AND HAVE LEARNED A FEW LESSONS. ALTHOUGH WITHIN THE OPERATING ENVELOPE, I WON'T USE THE FMS FOR ENTRY TURNS INTO HOLDING. I WILL USE HDG SELECT TO LIMIT MY BANK ANGLE. LOOKING AWAY IN THE TURN, EVEN FOR A SHORT PERIOD, WAS A MISTAKE. I RECALLED LATER IN THE FLT I SHOULD NOT HAVE USED NAV TO HOLD IN THIS NON-EFIS ACFT. BOTH HSI'S WERE IN THE RAD MODE. IT IS MY UNDERSTANDING THAT THIS LIMITATION IS A SITUATIONAL AWARENESS ISSUE. BEING A NON EFIS ACFT SHOULD HAVE HAD NO IMPACT ON THE FMS COMMANDING A 38-40 DEG ANGLE OF BANK, BUT MAYBE I AM MISTAKEN. THE OMISSION OF THE LIMITATION WAS NOT INTENTIONAL.

Synopsis

FLC ENTERS HOLDING PATTERN AND ACFT ENTERS **STALL BUFFET**.

ACN: 474052

Time / Day

Date : 200005

Day : Sat

Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference,Navaid : BNA.VORTAC

State Reference : TN

Altitude,MSL,Bound Lower : 33000

Altitude,MSL,Bound Upper : 33300

Environment

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities,ARTCC : ZME,ARTCC

Operator,Common Carrier : Air Carrier

Make Model Name : MD-80 Super 80

Operating Under FAR Part : Part 121

Navigation In Use,Other,VORTAC

Flight Phase,Cruise : Level

Route In Use,Enroute,Airway : NS,Airway

Aircraft : 2

Controlling Facilities,ARTCC : ZOB,ARTCC

Operator,Common Carrier : Air Carrier

Make Model Name : Commercial Fixed Wing

Flight Phase,Cruise : Level

Person : 1

Affiliation,Company : Air Carrier

Function,Flight Crew : Captain

Function,Oversight : PIC

Qualification,Pilot : ATP

ASRS Report : 474052

Person : 2

Affiliation,Company : Air Carrier

Function,Flight Crew : First Officer

Qualification,Pilot : Commercial

Qualification,Pilot : Instrument

Qualification,Pilot : Multi Engine

ASRS Report : 474051

Person : 3

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Attendant : On Duty
Qualification.Flight Attendant : Currently Qualified

Person : 4

Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP

Person : 5

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Conflict : Airborne Critical
Anomaly.Non Adherence : Published Procedure
Anomaly.Non Adherence : Required Legal Separation
Independent Detector.Aircraft Equipment : TCAS
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Took Evasive Action
Consequence.Other : Company Review
Miss Distance.Horizontal : 18000
Miss Distance.Vertical : 300

Assessments

Problem Areas : ATC Human Performance

Narrative

TCASII RA AT FL330. DURING CRUISE AT FL330, WE RECEIVED A TCASII RA FOR CONVERGING CO-ALT TFC AT 11 O'CLOCK POS. TCASII SOUNDED 'TFC, TFC' AND THEN ATC DIRECTED A 30 DEG R TURN. TCASII THEN COMMANDED A 2000 FPM CLB. MAX CRUISE ALT WITH 1.3 'G' BUFFET WAS FL330 SO WE WERE UNABLE TO ESCAPE VERTLY. WE ENTERED A CLBING R TURN TO INCREASE LATERAL SEPARATION AS OUR ONLY OPTION. OTHER AIRPLANE RESPONDED WITH A TCASII RA TO DSND. ESTIMATE MISS DISTANCE 3 MI. OUR ALTDEV WAS 300 FT HIGH. NO PAX OR CABIN CREW RPTED ANY PROBS OR INJURIES. INCIDENT MAY HAVE CAUSED IN PART WITH A SUDDEN RERTE FROM BNA J42 BKW TO BNA DIRECT IIU. SUPPLEMENTAL INFO FROM ACN 474051: IMC IN HIGH LEVEL CLOUDS. JUST PRIOR TO PASSING BNA VOR, WE RECEIVED A RERTE DUE TO FLOW CTL, WHICH REQUIRED A R TURN AT BNA TO IIU INSTEAD OF PROCEEDING ON J42. AFTER MAKING THE TURN, WE IMMEDIATELY WERE ALERTED 'TFC, TFC.' THEN ATC GAVE US A 30 DEG TURN R. WE THEN WERE ALERTED 'CLB, CLB.' WE TRIED TO CLB, BUT WERE AT THE BUFFET LIMIT DUE TO WT AND ONLY MANAGED 300 FT, BUT INCREASED THE TURN TO ASSURE LATERAL SEPARATION. THE OTHER ACFT ALSO WAS GIVEN A 30 DEG TURN BY ATC AND RPTED AN RA REQUIRING A DSCNT. PAX ON OUR FLT DID NOT SEEM TO NOTICE THE MANEUVER THOUGH FLT ATTENDANTS DID NOTICE. TOTAL ALTDEV WAS 300 FT HIGH.

Synopsis

MD80 CREW HAD NMAC ON DSCNT INTO RDU.

<http://www.mppt.gob.ve>

ACN: 473899

Time / Day

Date : 200005

Day : Wed

Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference,Airport : PHX,Airport

State Reference : AZ

Altitude,MSL,Bound Lower : 27000

Altitude,MSL,Bound Upper : 28000

Environment

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities,ARTCC : ZAB,ARTCC

Operator,Common Carrier : Air Carrier

Make Model Name : MD-80 Super 80

Operating Under FAR Part : Part 121

Flight Phase,Climbout : Vacating Altitude

Component : 1

Aircraft Component : Autoflight System

Person : 1

Affiliation,Company : Air Carrier

Function,Flight Crew : First Officer

Qualification,Pilot : Commercial

Qualification,Pilot : Instrument

Qualification,Pilot : Multi Engine

ASRS Report : 473899

Person : 2

Affiliation,Company : Air Carrier

Function,Flight Crew : Captain

Function,Oversight : PIC

Qualification,Pilot : ATP

Person : 3

Affiliation,Government : FAA

Function,Controller : Radar

Qualification,Controller : Radar

Events

Assessments

Problem Areas : Aircraft

Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

I WAS THE PNF. DURING CLBOUT AT AROUND FL270-FL280, I HEARD THE TRIM OPERATING FASTER THAN IT SHOULD AND NOTICED THAT THE AIRSPD HAD DECREASED TO APPROX 10 KIAS ABOVE THE CLEAN MINIMUM MANUAL BUG (THE AUTOPLT WAS ENGAGED AND WAS IN THE VERT SPD MODE). I SAID THAT THE AIRSPD WAS GETTING LOW AND SIMULTANEOUSLY WITH THE CAPT DISENGAGED THE AUTOPLT AND LOWERED THE NOSE WHILE TELLING ZAB THAT WE NEEDED TO STOP THE CLB AND PERHAPS DSND TO INVESTIGATE A PROB. ZAB SAID OK AND TO ADVISE THEM AS NEEDED. THE CAPT CONTINUED TO FLY THE PLANE AND HAD DISENGAGED THE AUTOTHROTTLES AND ADVANCED THE PWR. WE DSND'D SLIGHTLY UNTIL THE AIRSPD HAD BEEN REGAINED THEN CONTINUED OUR CLB AND THE REMAINDER OF THE FLT UNEVENTFULLY. CALLBACK CONVERSATION WITH RPTR REVEALED THE FOLLOWING INFO: RPTR INDICATED THAT THE PF WAS A MGMNT PLT WITH VERY LITTLE FLT TIME IN RECENT MONTHS. HE SAID THAT VERT SPD WAS THE MODE IN USE AND THAT THIS IS UNUSUAL TO USE IT AT THE ALT RPTD UNDER NORMAL PROCS. THE AUTOFLT SYS WAS TRYING TO MAINTAIN THE REQUESTED VERT SPD AND COULD NOT WITHOUT SACRIFICING AIRSPD. THE RPTR FAULTS HIMSELF FOR NOT CATCHING THE REDUCING AIRSPD SOONER. THE COMPANY INVOLVED HAS REVIEWED THIS RPT AND IS CONSIDERING MAKING A CHANGE IN THE FLYING PROFICIENCY REQUIREMENTS FOR THEIR PERSONNEL WHO DO NOT ROUTINELY OPERATE ON A SCHEDULED BASIS.

Synopsis

ACR CREW ALLOWS AIRSPD TO GET TOO LOW DURING CLB.

ACN: 472679

Time / Day

Date : 200005
Day : Wed
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.Airport : PHX.Airport
State Reference : AZ
Altitude.MSL.Bound Lower : 28000
Altitude.MSL.Bound Upper : 29500

Environment

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZAB.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude

Component : 1

Aircraft Component : MCP

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 472679

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Less Severe

Anomaly.Non Adherence : Company Policies

Anomaly.Non Adherence : Published Procedure

Anomaly.Other Anomaly

Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : A/S INDICATOR

Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1

Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance

Resolatory Action.Flight Crew : Overrode Automation

Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control

Assessments

Problem Areas : Aircraft

Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

AFTER INTERMEDIATE LEVELOFF ON CLBOUT FROM PHX, RECEIVED CLRNC TO FL330. USED VERT SPD TO START CLB, THEN USED EPR LIMIT FOR THRUST SETTING. I BELIEVED I PUSHED IAS, BUT APPARENTLY DID NOT VERIFY THE FLT MGMNT ANNUNCIATOR. FROM THAT POINT ON, WAS DISTR AND DID NOT NOTICE AIRSPD DECAY SLOWLY FROM APPROX 300 KTS TO 210 KTS. BOTH FO AND I SUDDENLY NOTICED IT WAS GETTING QUIET, AND BOTH NOTICED LOW AIRSPD. SO I DISCONNECTED AUTOPLT, LEVELED OFF AT FL295, AND FO CALLED ATC TO REQUEST FL280. THEN DISCONNECTED AUTOTHROTTLES AND ADVANCED THRUST LEVERS, BUT DID NOT EXCEED EGT OR RPM LIMITS. FO NOTICED EPR'S WERE HIGHER THAN BUGS, SO I CALLED FOR MAX CONTINUOUS THRUST. AFTER ATC CLRED US FOR 280 KTS, I SLOWLY LOWERED THE NOSE AND ACCELERATED WHILE DRIFTING DOWN TO FL280. ONCE NORMAL AIRSPD ESTABLISHED, CONTINUED CLB TO FL330. DURING THE RECOVERY, NOTICED THAT ENG PWR LOWER ON R SIDE FOR SAME THRUST LEVER POS, SO TURNED ON ENG ANTI-ICE ONE AT A TIME DUE TO SUSPECTED PROBE ICING. THE ENG IMMEDIATELY RESPONDED BACK TO NORMAL INDICATIONS AND THRUST LEVERS WERE AGAIN ALIGNED NORMALLY. THERE ARE A COUPLE OF ITEMS TO BE NOTED: 1) THE TRAINING WE RECEIVE FOR THIS TYPE OF SIT IS PRETTY GOOD AND HELPED IN THIS CASE. 2) HOWEVER, UNLIKE TRAINING, DID NOT HEAR (OR NOTICE) THE CONSTANT AUTOPILOT TRIM HORN THAT LEADS UP TO THE EVENT. 3) WE SHOULD EMPHASIZE 'SLOW CTL MOVEMENT' AND EVEN THOUGH I EXERCISED THIS, I GOT THE SPD LOW FLT MODE ANNUNCIATOR ALERT AND A MOMENTARY BUFFET DURING THE RECOVERY.

Synopsis

MD80 CREW FLIES TO NEAR STALL WHILE DEPENDING ON AUTOFLT.

ACN: 472646

Time / Day

Date : 200005
Day : Mon
Local Time Of Day : 1801 To 2400

Place

State Reference : VA
Altitude.MSL.Bound Lower : 32800
Altitude.MSL.Bound Upper : 33000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Night

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZDC.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-82
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Holding

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 210
Experience.Flight Time.Total : 4000
Experience.Flight Time.Type : 900
ASRS Report : 472646

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Non Adherence : Published Procedure
Anomaly.Other Anomaly.Other

Independent Detector.ATC Equipment : Conflict Alert
Independent Detector.Aircraft Equipment : TCAS
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : **STALL WARNING**
Independent Detector.Other.ControllerA : 1
Resolatory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolatory Action.Other

Assessments

Problem Areas : Company
Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

DEPARTED MYR HEADED FOR LGA. WE WERE GIVEN HOLDING INSTRUCTIONS PRIOR TO FAK AND BEGAN TO SLOW THE ACFT. WE CHKED HOLDING SPDS FOR OUR INDICATED WT IN THE BOOK AND ALSO WITH THE INFLT COMPUTER. SET HOLDING SPD (PLUS A LITTLE). AS WE TURNED INTO THE HOLD, THE PWR WAS SLOWLY BLEEDING OFF , SO PWR WAS ADDED, AND BANK ANGLE DECREASED FROM 15-10 DEGS. ACFT WAS STILL SLOWING WITH AN ADDITIONAL APPLICATION OF PWR. ALL OTHER PARAMETERS BEING NORMAL. WE FELT A SLIGHT BURBLE AND IMMEDIATELY NOSED DOWN SLIGHTLY TO INCREASE SPD, DSND (FL330 TO FL328). WE WERE TRYING TO GET LOWER FROM ATC WHICH WAS UNAVAILABLE. THE ACFT WAS STILL ON THE EDGE OF A **STALL** AND WE INSISTED LOWER. THE CTLR ASKED IF WE WERE EXERCISING 'EMER AUTH.' OUR RESPONSE WAS 'YES.' WE RECEIVED FL310 AND A TURN TO 180 DEGS. ACFT FLT CHARACTERISTICS RETURNED TO NORMAL. WE FIGURE THAT OUR ACTUAL BAGGAGE (GOLF CLUBS FROM MTR) AND PAX WTS WERE GIVEN TO US AND CALCULATED IN ERROR, CAUSING OUR ACFT TO BE HEAVIER THAN INDICATED.

Synopsis

HOLDING AT HIGH ALT, AN ACR CREW FINDS THEMSELVES TOO SLOW. THEY USE EMER AUTH TO DSND WHILE INCREASING SPD.

ACN: 463941

Time / Day

Date : 200002
Day : Fri
Local Time Of Day : 1801 To 2400

Place

Locale Reference.Navaid : DQN.VORTAC
State Reference : OH
Altitude.MSL.Bound Lower : 32000
Altitude.MSL.Bound Upper : 33000

Environment

Flight Conditions : IMC
Weather Elements : Ice
Weather Elements : Thunderstorm
Weather Elements : Turbulence
Light : Night

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZID.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-88
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Level

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 157
Experience.Flight Time.Total : 4247
Experience.Flight Time.Type : 1408
ASRS Report : 463941

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Inflight Encounter : Weather
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Other Anomaly
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.ControllerA : 3
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control
Resolatory Action.None Taken : Anomaly Accepted

Assessments

Problem Areas : Flight Crew Human Performance
Problem Areas : Weather

Narrative

THOUGH FILED AT FL280, A CLB HAD BEEN ACCOMPLISHED TO FL350, PER ZID'S RECOMMENDATION, TO PENETRATE A SQUALL LINE AHEAD. WITH LIGHT-MODERATE TURB, WE PENETRATED THE TSTM SQUALL LINE (THAT REACHED BEYOND FL410) AND CAME UPON CLR AIR ON THE BACK (N) SIDE. SIMULTANEOUSLY, CTR ISSUED A CLRNC TO FL330 FOR TFC. THE DSCNT WAS UNEVENTFUL. AT FL330, THE CAPT (PF) BEGAN TO BRIEF THE PLANNED APCH AT OUR DEST (DTW). AS THE BRIEF BEGAN, I NOTICED OUR IAS OF 240 KIAS, AND THOUGHT THIS TO BE SLIGHTLY UNUSUAL, BUT TOOK NO ACTION. THE PF CHKED THE AUTOMATION TO BE 'ON' AND CHKED THE ENGAGED THROTTLES FORWARD. CONTINUING WITH THE BRIEF, I BEGAN TO REALIZE THAT THE AIRSPD WAS INSIDIOUSLY FALLING AND WAS NOW AT 230 KIAS. THOUGH ALL ENG INSTS/PARAMETERS WERE INDICATING NORMAL, I COMMENTED THAT SOMETHING WAS NOT RIGHT. AT THIS POINT THE PF DISCONNECTED THE AUTOMATION, PUSHED THE THROTTLES UP TO MAX CRUISE EPR LIMIT, BUT WAS NOT ABLE TO MAINTAIN CURRENT AIRSPD. AT 220 KIAS, THE ACFT BEGAN TO **BUFFET** AND THE CAPT INSTRUCTED TO REQUEST A LOWER ALT FROM ATC. UNFORTUNATELY, THE CTLR WAS RELAYING A LENGTHY FLT CONDITION RPT TO ANOTHER ACFT AND WE WERE UNABLE TO GET IN A TIMELY REQUEST. THE ONLY WAY TO MAINTAIN AN AIRSPD OF 225 KIAS, AT THIS POINT, WAS TO DSND AT LEAST 600 FPM. AT THE FIRST OPPORTUNITY, THE REQUEST TO DSND TO FL310 WAS SUCCESSFULLY XMITTED AND CLRNC WAS ISSUED TO MAINTAIN FL310. THE CLRNC CAME JUST AS WE PASSED THROUGH FL320. NO SIGN OF TFC OR CONFLICT WAS NOTED ON THE TCASII OR WITH THE CTLR. WITH THE ONLY EXPLANATION POSSIBLE, I IMMEDIATELY INITIATED ENG AND AIRFOIL ANTI-ICE SYS, BELIEVING THAT OUR PROB WAS CLR ICE ON THE ACFT. WITHIN 90 SECONDS, AT FL310, THE ACFT BEGAN TO ACCELERATE AND OPERATE NORMALLY. WE RETAINED THE ANTI-ICE SYS ON FOR AN ADDITIONAL 5 MINS, AND THEN SECURED THEM. IN THE CLR AIR, ABOVE AN OVCST DECK, THE REMAINDER OF THE CRUISE PHASE OF FLT WAS UNEVENTFUL. IT IS MY OPINION THAT A SIGNIFICANT AMOUNT OF CLR ICE WAS ACCUMULATED ON THE CRITICAL SURFACES OF OUR ACFT DURING THE BRIEF PERIOD THAT WE TRANSITED THROUGH THE SQUALL LINE. SINCE THE CLRNC TO DSND TO FL330 CAME SO SOON AFTER OUR PENETRATION, A LOWER AOA (ANGLE OF ATTACK) WAS POSSIBLE, AND THEREFORE NO APPARENT PROB EXISTED. HOWEVER, WHILE LEVEL AT FL330, WITH THE AUTOPLT/AUTOTHROTTLES ENGAGED, THE ACFT

ATTEMPTED TO HOLD AIRSPD AND ALT, BUT WAS LOSING THE BATTLE AT AN EVER SO SLOWLY RATE. IT WAS NOT UNTIL THE ANTI-ICE SYS TOOK AFFECT AND A LOWER ALT WAS RECEIVED THAT CONDITIONS RETURNED TO NORMAL. LESSON LEARNED: IN ANTICIPATION OF A NECESSARY PENETRATION OF A SQUALL LINE, EVEN WHEN THE DEPTH (THICKNESS) APPEARS NOMINAL AND THE ALT ADEQUATE (BOTH FOR TURB AND ICING), APPLY ALL ANTI-ICE SYS IN ADVANCE. WE HAD TAKEN CARE OF THE ENGS, BUT HAD NOT CONSIDERED THE ACFT'S CRITICAL SURFACES VULNERABLE UNDER THE EXISTING CONDITIONS.

Synopsis

MD88 CREW HAD ALTDEV.

ACN: 462010

Time / Day

Date : 200001
Day : Sun
Local Time Of Day : 1801 To 2400

Place

Locale Reference.Navaid : ATL.VORTAC
State Reference : GA
Altitude.MSL.Single Value : 35000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Night

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZTL.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-82
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Cruise : Level
Route In Use.Enroute : On Vectors

Component : 1

Aircraft Component : Turbine Engine

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 110
Experience.Flight Time.Total : 9500
Experience.Flight Time.Type : 100
ASRS Report : 462010

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine

Person : 3

Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Critical
Anomaly.Other Anomaly
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control
Resolatory Action.None Taken : Anomaly Accepted
Consequence.FAA : Assigned Or Threatened Penalties
Consequence.FAA : Investigated
Consequence.Other : Company Review
Consequence.Other

Assessments

Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Flight Crew Human Performance
Problem Areas : Weather

Narrative

THE FOLLOWING DETAILS AN INCIDENT ON JAN/XA/00, WHILE ENRTE FROM FORT MEYERS, FL, TO DETROIT, MI. AT THE TIME OF THE INCIDENT, THE ACFT HAD BEEN OPERATING AT FL350 FOR APPROX 10-15 MINS AND WAS APPROX 100 MI N OF ATLANTA, GA, ON AN ATC ASSIGNED VECTOR TO VOLUNTEER VOR (KNOXVILLE, TN). THE SIC WAS THE PF, WITH THE ACFT ON AUTOPLT AND AUTOTHROTTLE. TIME OF THE INCIDENT WAS NOT NOTED. ACFT WT WAS APPROX 136000 LBS. WHILE IN LEVEL FLT AT FL350, WE BECAME AWARE OF A HIGH FREQ VIBRATION, WHICH WAS FIRST THOUGHT TO BE CAUSED BY TURB. THE VIBRATION WAS UNUSUAL, IN THAT IT WAS RAPID 'STACCATO' IN NATURE AND SEEMED TO GROW IN MAGNITUDE AT A REGULAR RATE. THE ONLY TIME I HAD FELT A SIMILAR VIBRATION WAS DURING A MACH **BUFFET** DEMONSTRATION IN A B737 SIMULATOR. I FELT THAT THE VIBRATION MIGHT HAVE BEEN CAUSED BY MACH **BUFFET**, CTL FLUTTER, OR A STRUCTURAL PROB. THE VIBRATION WAS INCREASING IN SEVERITY AND I TOLD THE SIC TO REDUCE SPD. THE SIC DISCONNECTED THE AUTOTHROTTLES AND MADE A PWR REDUCTION WHICH HAD NO EFFECT. THE VIBRATION CONTINUED TO GET WORSE AND I ORDERED A SECOND PWR REDUCTION. AT SOME TIME DURING THIS SCENARIO, THE SIC DISCONNECTED THE AUTOPLT AND HAND FLEW THE ACFT. HE LATER STATED THAT WHEN HE DISCONNECTED THE AUTOPLT, THE ACFT WAS 'IN TRIM' AND STILL MAINTAINING ALT. A SHORT TIME LATER, THE **STALL** WARNING ACTUATED. THE SIC ADVANCED THE PWR LEVERS AND I BACKED HIM UP TO FIREWALL PWR. THE **STALL** WARNING PERSISTED. I TOLD THE SIC TO LOWER THE NOSE AND WE STARTED A DSCNT. AT APPROX FL340 THE **STALL** WARNING CEASED, BUT WHEN THE SIC ATTEMPTED TO LEVEL THE ACFT, THE **STALL** WARNING SOUNDED AGAIN. WE CONTINUED THE DSCNT AND THE **STALL** WARNING TERMINATED. I ADVISED ATC THAT WE HAD LEFT FL350 AS A RESULT OF A **STALL** WARNING AND REQUESTED FL310. THE COCKPIT WAS VERY NOISY AND I WAS UNABLE TO HEAR THE CTLR'S READBACK. I MADE THE ADVISORY/REQUEST AGAIN AND WAS ISSUED FL310. WE CONTINUED THE DSCNT TO FL310 WITHOUT FURTHER INCIDENT OR QUERY FROM ATC. AT NO TIME WERE THERE ANY OTHER INDICATIONS THAT THE ACFT WAS IN A **STALL** OR APCH TO **STALL** SIT, OTHER THAN THE ACTUATION OF THE **STALL** WARNING SYS. THE SIC STATED THAT THE

ACFT RESPONDED NORMALLY TO BOTH PITCH AND ROLL COMMANDS AT ALL TIMES DURING THE INCIDENT. HOWEVER, AT FL310, WE OBSERVED RAPID CHANGES IN MACH NUMBER WITH NO CHANGES IN PWR OR INDICATED AIRSPD. AT ONE TIME, THE MACH CHANGED FROM .754 TO .770 IN LESS THAN 4 SECONDS. IN ANOTHER EXCURSION, THE MACH WAS SEEN TO MOVE FROM .754 TO .776 IN ABOUT 10 SECONDS. BASED ON THE SIC'S DESCRIPTION OF CTL RESPONSE, THE ACFT'S STABILITY AND IN-TRIM CONDITION AT THE TIME OF THE STALL WARNING EVENT, AND THE NOTED MALFUNCTIONS OF THE MACH SPD INDICATING SYS, WE BELIEVED THE STALL WARNING TO BE A FALSE INDICATION. AFTER REVIEWING THE QRH, CHAPTER 13 (AIRSPD/MACH INDICATIONS UNRELIABLE), I DETERMINED THAT WE COULD SAFELY CONTINUE THE FLT TO THE DEST USING INDICATED AIRSPD ONLY. CALLBACK CONVERSATION WITH RPTR REVEALED THE FOLLOWING INFO: CREW WAS FLYING AN MD82 ACFT. A NEW PLT, WITH APPROX 100 HRS IN TYPE, DESCRIBED MACH BUFFET. THIS CAME ON SO INTENSELY THAT HE WAS UNSURE WHAT IT WAS. PWR REDUCTION DID NOT SEEM TO HELP. THE MD82 HAS AN AURAL 'STALL' VOICE WARNING SYS. THIS IS WHAT ACTIVATED ALONG WITH A STALL WARNING ANNUNCIATOR LIGHT. AT NO TIME WAS THE STICK SHAKER SYS ACTIVATED. THEY ENCOUNTERED A SECONDARY STALL WARNING AFTER DSENDING ONLY 1000 FT. MAINT CHKED THE ENTIRE AIRFRAME FOR POSSIBLE SOURCES OF VIBRATION, AND NOTHING WAS FOUND. BOTH MACH METERS VARIED IN UNISON. THE MACH, AIR DATA SYS WERE CHKED IN DETAIL, AND NOTHING WAS FOUND.

Synopsis

MD82 CREW HAD AIRFRAME VIBRATION, AURAL STALL WARNING ACTIVATION, AND MACH INDICATION FLUCTUATION.

ACN: 435673

Time / Day

Date : 199904
Day : Fri
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.Navaid : ROD.VORTAC
State Reference : OH
Altitude.MSL.Bound Lower : 33000
Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZID.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-88
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Navigation In Use.Other.VORTAC
Flight Phase.Cruise : Enroute Altitude Change

Component : 1

Aircraft Component : FMS/FMC

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 180
Experience.Flight Time.Total : 9500
Experience.Flight Time.Type : 3500
ASRS Report : 435673

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument

Qualification.Pilot : Multi Engine
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 100
Experience.Flight Time.Total : 7500
Experience.Flight Time.Type : 700
ASRS Report : 435498

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Exited Adverse Environment

Assessments

Problem Areas : ATC Human Performance
Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

WE WERE LEVEL AT FL310 HDG 225 DEGS TALKING TO ZID. CTR CLRED US TO CLB TO FL350, TO BE THERE IN 4 MINS OR LESS. FMS CRUISE PAGE INDICATED FL350 WAS A GOOD CRUISE ALT. WE TRADED SPD FOR ALT TO MAKE THE ALT CLRNC, WITH THE TIME RESTR. REACHING FL350 OUR SPD WAS APPROX 240 KTS. WE STARTED EXPERIENCING SLIGHT AIRFRAME BUFFETING AND ASSUMED AT FIRST THAT IT WAS JUST CLR AIR TURB. THEN THE AIRSPD BEGAN TO DECREASE AND WOULD NOT RECOVER WITH FULL PWR SET. THE FO WAS FLYING THE ACFT. HE DISCONNECTED THE AUTOPLT AND BEGAN A DSCNT AT MY COMMAND AS WE REALIZED THIS WAS APCH TO A STALL BUFFET. I ASKED CTR FOR CLRNC TO FL330, BUT ATC SAID TO MAINTAIN FL350. I TOLD HIM WE WERE UNABLE AND HAD TO DSND. ATC ASSIGNED US FL330 AND A L TURN TO 180 DEGS.

Synopsis

MD88 CREW EXPERIENCES PRESTALL BUFFET AT FL350.

ACN: 432256

Time / Day

Date : 199902
Day : Sat
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Navaid : TXK.VORTAC
State Reference : AR
Altitude.MSL.Single Value : 33000

Environment

Weather Elements : Thunderstorm
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZFW.ARTCC
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Navigation In Use.Other : FMS or FMC
Flight Phase.Cruise : Level
Route In Use.Enroute : Direct

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 432256

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine
ASRS Report : 432255

Person : 3

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Other Personnel.Other

Person : 4

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Conflict : Ground Less Severe
Anomaly.Non Adherence : FAR
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 1
Independent Detector.Other.Flight CrewB : 2
Resolatory Action.Controller : Issued Advisory
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Exited Adverse Environment
Consequence.Other : Company Review

Assessments

Problem Areas : Company

Narrative

WHILE CLBING TO OUR CLRED ALT OF FL330 FROM FL290, ATC REQUESTED WE EXPEDITE OUR CLB. THE REQUIRED CLB RATE WAS 1000 FPM. WE LEVELED OFF AT 240 KIAS, MACH .690. WHILE LEVEL, THE AIRSPD STARTED TO DECREASE DESPITE MAX CONTINUOUS THRUST BEING SELECTED ON THE THRUST RATING INDICATOR. WE IMMEDIATELY REQUESTED A DSCNT BACK TO FL290, BUT WAS DENIED BY ATC DUE TO CONFLICTING TFC. AS THE AIRSPD CONTINUED TO DECREASE, WE ENCOUNTERED MODERATE TURB, AND ONCE AGAIN ASKED FOR AN IMMEDIATE DSCNT AND WAS DENIED CLRNC AGAIN. AT 1-2 KTS BELOW 230 KIAS, A SLIGHT **BUFFET** DEVELOPED. WE DECLARED AN EMER AND DSNDDED BACK TO FL290 WITH A 20 DEG HDG CHANGE PROVIDED BY ATC. SUBSEQUENT CHK OF THE PERFORMANCE MANUAL REVEALED THE OPTIMUM CRUISE ALT FOR A 135000 LB ACFT AT .76 MACH CRUISE TO BE A LITTLE ABOVE FL330, CONCURRING WITH THE PMS. INITIAL **BUFFET** BOUNDARY TO BE 212 KIAS, AND ENG HOLDING SPD TO BE 241 KIAS. WT AUDIT UPON LNDG SHOWED AN OVERAGE OF 31 BAGS THAN THAT ACCOUNTING FOR ON THE CLOSEOUT.

Synopsis

AN ACR MD80 FLC FIND THAT THEIR PERFORMANCE DATA FOR THE OPTIMUM CRUISE ALT WAS IN ERROR BECAUSE THEY WERE HEAVIER THAN THE WT AND BAL TOTALS INDICATED. EMER DECLARED.

ACN: 430595

Time / Day

Date : 199903

Day : Thu

Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.Navaid : ATL.VORTAC

State Reference : GA

Altitude.MSL.Bound Lower : 34100

Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : VMC

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZTL.ARTCC

Operator.Common Carrier : Air Carrier

Make Model Name : MD-88

Operating Under FAR Part : Part 121

Navigation In Use.Other : FMS or FMC

Navigation In Use.Other.VORTAC

Route In Use.Enroute.Airway : J43.Airway

Aircraft : 2

Controlling Facilities.ARTCC : ZTL.ARTCC

Make Model Name : Any Unknown or Unlisted Aircraft Manufacturer

Flight Phase.Cruise : Level

Route In Use.Enroute.Airway : J43.Airway

Component : 1

Aircraft Component : Autothrottle/Speed Control

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier

Function.Flight Crew : First Officer

Qualification.Pilot : ATP

Qualification.Pilot : CFI

Qualification.Pilot : Commercial

Qualification.Pilot : Multi Engine

Experience.Flight Time.Last 90 Days : 132

Experience.Flight Time.Total : 4900

Experience.Flight Time.Type : 380

ASRS Report : 430595

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Qualification.Pilot : Flight Engineer
Qualification.Pilot : Instrument
Qualification.Pilot : Multi Engine
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 200
Experience.Flight Time.Total : 15000
Experience.Flight Time.Type : 11000
ASRS Report : 430596

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Person : 4

Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Less Severe
Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Conflict : Airborne Less Severe
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Other Anomaly
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : Aircraft **STALL**
Warning **BUFFET**
Independent Detector.Other.Flight CrewA : 2
Resolatory Action.Controller : Issued Advisory
Resolatory Action.Flight Crew : Overcame Equipment Problem
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control
Consequence.FAA : Reviewed Incident With Flight Crew
Consequence.Other
Miss Distance.Horizontal : 20000
Miss Distance.Vertical : 1100

Assessments

Problem Areas : Aircraft
Problem Areas : Flight Crew Human Performance

Narrative

FLT FROM ORLANDO TO MILWAUKEE. ACFT WAS LEVEL AT FL310 OVER ATLANTA. AS FO, I WAS PF. THE FLT PLAN LISTED FL350 AS A FINAL ALT. THE FMS SHOWED THAT FL363 WAS ACTUALLY AVAILABLE SO THE CAPT HAD PUT IN A REQUEST FOR FL350, WHICH WAS DENIED BY CTR. APPROX 5-10 MINS PRIOR TO CLB TO FL350, THE AUTOTHROTTLES AUTOMATICALLY DISENGAGED, PROBABLY BECAUSE OF .18 DISPARITY IN EPR READOUTS (OTHER INDICATIONS RELATIVELY MATCHED, IE, FF, N1, N2). I BUMPED UP PWR ON R ENG CLOSER TO L EPR READING AND RE-ENGAGED AUTOTHROTTLES. THE CAPT DECIDED TO CALL OUR MAINT CTL OVER

COCKPIT AIRPLANE TO LET THEM KNOW OF DISPARITY AND WHAT HAD HAPPENED. WHILE HE WAS ON THE PHONE, CTR SAID FL350 WAS AVAILABLE IF WE COULD BE THERE WITHIN 2 MINS BECAUSE OF TFC. I ACCEPTED THE CLRNC AND BEGAN CLB TO FL350 IN THE VERT SPD MODE (2000 FPM CLB). THE CAPT WAS AWARE WE WERE GOING TO FL350 WHILE HE WAS STILL TALKING TO OUR MAINT. AS ACFT CLBED THROUGH APPROX FL330 THE AUTOTHROTTLES DISENGAGED A SECOND TIME. I MANUALLY BROUGHT PWR ON R SIDE (WHICH WAS LESS THAN L SIDE AGAIN). UP TO MATCH L EPR TO MAX CLB SETTING. I WAS AWARE OF THE AIRSPD DECAY AS WE APCHED FL350. BECAUSE THE PLANE WAS NOT ACCELERATING, I INITIATED A SHALLOW DSCNT (200 FPM DOWN). THE PLANE BEGAN TO **BUFFET**, I IMMEDIATELY DISENGAGED THE AUTOPLT AND CALLED ALOUD THE CAPT'S NAME. I HAD ALREADY STATED A DSCNT WHILE HE EMPHASIZED 'PUT THE NOSE DOWN,' WHEN HE WAS SURPRISED TO SEE HOW SLOW WE WERE (APPROX 210 KTS). THE **BUFFET** CEASED BUT WE WERE DSNDING. I WAS CONCERNED ABOUT THE TFC, AND IN FACT SAW THE TFC BELOW US AND TO OUR L PASS BY. CTR INQUIRED IF WE HAD SEEN THE TFC. THE CAPT ACKNOWLEDGED WITH 'AFFIRMATIVE' AND STATED WE NEEDED TO DSND TO FL310 BECAUSE OUR SPD WAS SLOW (OR SOMETHING TO THAT EFFECT). CTR DID CLR US TO FL310 AND THEN CAME BACK GIVING US A PHONE NUMBER TO CALL AFTER LNDG IN MILWAUKEE. REMAINDER OF FLT UNEVENTFUL. PHONE CALL TO ZTL REVEALED WE WERE 1100 FT ABOVE AND 3.2 MI E OF TFC. CONTRIBUTING FACTORS: CAPT'S ATTN DISTR WHILE TALKING TO OUR MAINT CTL CONCERNING EPR DISPARITY DURING OUR CLB. EXPEDITIOUS CLB TO FL350 AND GOING INTO VERT SPD MODE TO REACH FL350 WITHIN 2 MINS, THUS EXCEEDING CLB LIMITATION OF ACFT BASED ON OUR WT. MY LACK OF KNOWLEDGE OF WHEN TO EXPECT SLOW SPD **BUFFET**. MY CONCERN TO REACH FL350 TO AVOID CONFLICT.

Synopsis

FO OF AN MD88 LOST CTL OF ACFT DURING HIGH ALT LEVELOFF DUE TO LACK OF AIRSPD CAUSING LTSS WITH ANOTHER ACFT.

ACN: 419737

Time / Day

Date : 199811

Day : Thu

Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.ATC Facility : OTK

State Reference : GA

Altitude.MSL.Bound Lower : 33000

Altitude.MSL.Bound Upper : 33000

Environment

Flight Conditions : VMC

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZJX

Operator.Common Carrier : Air Carrier

Make Model Name : MD-83

Operating Under FAR Part : Part 121

Flight Phase.Cruise.Other

Route In Use.Enroute.Airway : J-89

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier

Function.Flight Crew : Captain

Function.Oversight : PIC

Qualification.Pilot : ATP

Experience.Flight Time.Last 90 Days : 119

Experience.Flight Time.Total : 10842

Experience.Flight Time.Type : 4071

ASRS Report : 419737

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier

Function.Flight Crew : First Officer

Qualification.Pilot : Commercial

Qualification.Pilot : Instrument

Person : 3

Affiliation.Government : FAA

Function.Controller : Radar

Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Non Adherence : FAR
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolatory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolatory Action.None Taken : Insufficient Time
Resolatory Action.None Taken : Unable

Assessments

Narrative

DURING A NORMAL AND REGULAR FLT FROM ATL, GA, TO CANCUN, MEXICO, ON NOV/XA/98, FLYING ON AN MD-83 OF A CHARTER ACR, WE WERE CLBING TO OUR FINAL CLRED ALT OF FL330 WHEN WE RECEIVED A REQUEST FROM ATC TO REACH FL330 IN 2 MINS OR LESS. AT THAT POINT WE WERE ABOUT FL295 WITH A RATE OF CLB OF 1300 FPM TO 1500 FPM. THE SPD WE USE FOR NORMAL CLB IS 290 KTS TO APPROX FL270 AND .72 MACH FROM THERE TO WHATEVER THE CRUISE ALT WILL BE. SO WE HAD .72 MACH AT THE TIME WE RECEIVED THE REQUEST AND I INCREASED THE RATE OF CLB REDUCING THE MACH NUMBER TO MACH .70, ACQUIRING A GOOD RATE TO COMPLY WITH ATC REQUEST. WE REACHED FL330 WITH MACH .70 AND STARTED TO EXPERIENCE LIGHT AND OCCASIONAL MODERATE TURB AT THAT ALT AFFECTING CONSIDERABLY THE PERFORMANCE OF THE ACFT. FEW MINS LATER, WE WERE CLRED TO FLY DIRECT TO AN INTXN AHEAD ON THE RTE. THE TURN WORSENERED THE CONDITION, MAKING IT IMPOSSIBLE TO HOLD THE AIRSPD, AND WE STARTED TO DROP DOWN FAST. AT THAT POINT WE MADE SEVERAL AND DESPERATE ATTEMPTS WITH ATC TO DSND TO A LOWER ALT, BUT UNFORTUNATELY THERE WAS TFC AFFECTING OUR DSCNT. I SAW HOW THE AIRSPD WAS DROPPING LOW AND AT THE FIRST CHANCE I ADVISED ATC THAT WE WERE UNABLE TO HOLD THE ALT AND WE WERE LEAVING FL330 TO FL280. JUST BEFORE WE STARTED THE DSCNT, THE ACFT CAME INTO ONE APCH TO STALL AND OTHER CAME ON FEW SECONDS LATER. AT THAT TIME WE WERE ALREADY DSNDING AND AIRSPD BEGAN TO RECUPERATE. WE HAD CTL OF THE AIRPLANE ALL THE TIME, BUT I THINK THAT IF WE WOULD HAVE STAYED MORE TIME AT THAT ALT A VERY BAD SIT WOULD HAVE HAPPENED. NOW I UNDERSTAND THAT I MADE A GREAT MISTAKE ACCEPTING A REQUEST THAT HAS TO BE ANSWERED IMMEDIATELY, CONSIDERING THAT WE HAVE TO CHK ON THE BEST RATE OF CLB SPD, TURB RPTS, AND MANY OTHER FACTORS INVOLVING THE SECURITY OF THE FLT THAT MAY TAKE MORE THAN 2 MINS TO CHK ON. ALSO, THE COM WITH ATC COULD HAVE BEEN MORE CLR AND PRECISE OF WHAT WAS GOING ON IN ADDITION TO THE TURB. I AM TRULY VERY CONCERNED OF WHAT HAPPENED TO ME THAT DAY AND I LEARNED THAT NO MATTER HOW PROFESSIONAL YOU ARE OR HOW EXPERIENCED YOU ARE, QUICK DECISIONS ARE NEVER EASY TO MAKE.

Synopsis

FLC OF AN MD83 EXCEEDED THE ACFT PERFORMANCE LIMITATIONS AS A RESULT OF INSUFFICIENT AIRSPD AT A HIGH CRUISE ALT CAUSED BY A SLOWER CLB SPD FOR A HIGHER RATE OF CLB TO ASSIGNED ALT. THE ACFT REACTED BY STALL BUFFETING BEFORE REGAINING SUFFICIENT AIRSPD IN AN EMER DSCNT. IN ADDITION, THE ACFT'S WT AND BAL EXCEEDED CTR OF GRAVITY FORWARD LIMIT.

ACN: 418260

Time / Day

Date : 199810

Day : Mon

Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.ATC Facility : JNC

State Reference : CO

Altitude.MSL.Bound Lower : 34000

Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : IMC

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZDV

Operator.Common Carrier : Air Carrier

Make Model Name : MD-80 Super 80

Operating Under FAR Part : Part 121

Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude

Flight Phase.Descent.Other

Flight Phase.Other

Route In Use.Enroute.Airway : ZDV

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier

Function.Flight Crew : Captain

Function.Oversight : PIC

Qualification.Pilot : ATP

ASRS Report : 418260

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier

Function.Flight Crew : First Officer

Qualification.Pilot : Commercial

Qualification.Pilot : Instrument

ASRS Report : 418259

Person : 3

Affiliation.Government : FAA

Function.Controller : Radar

Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Crossing Restriction Not Met
Anomaly.Inflight Encounter : Weather
Anomaly.Inflight Encounter.Other
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Non Adherence : Published Procedure
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Exited Adverse Environment

Assessments

Narrative

THE EVENT STARTED WHEN WE ENCOUNTERED LIGHT TURB AT FL310. I WAS THE PF. OUR WT, 123000 LBS, ALLOWED A CLB TO FL350 SO WE ASKED FOR AND RECEIVED CLRNC TO CLB TO FL350. WE WERE IN CLOUDS AND THE ANTI-ICE SYS WERE ON. CLB PERFORMANCE SEEMED POOR AND I ALLOWED THE AIRSPD TO SLOW TO .64 MACH WHICH WAS ABOVE THE MINIMUM INDICATED ON THE PMS. AS WE APCHED FL350 I FELT A PRONOUNCED **BUFFETING** WHICH FELT LIKE A LOW SPD WING **BUFFET** AND THE WING DIPPED SEVERAL TIMES AS IF IT WERE NEAR **STALL**. THERE WERE NO OTHER INDICATIONS OF A NEAR **STALL** CONDITION, IE, SPD LOW, ETC. I IMMEDIATELY ASKED THE FO TO REQUEST LOWER AND STARTED DSNDING. WE RECEIVED CLRNC TO FL310 AS WE APCHED FL340. THE CTLR DID NOT COMMENT ON OUR ALT. GIVEN THE CIRCUMSTANCES I WOULD HAVE DECLARED AN EMER IF WE HAD NOT RECEIVED CLRNC FOR LOWER AT FIRST CONTACT WITH CTR. ALL INDICATIONS I HAD SAID THE ACFT WAS CAPABLE OF FL350 AT THAT WT AND AIRSPD. I DID NOT DO ANY ABRUPT MANEUVERING DURING THE EVENT BUT SOME PAX COMMENTED ON THE **BUFFETING**. SUPPLEMENTAL INFO FROM ACN 418259: THERE WAS NO INDICATION OF ICING OR ANY OTHER CLUE WHY THE PLANE WOULD NOT HOLD FL350.

Synopsis

A CLBING S80 IS UNABLE TO MAINTAIN ITS ASSIGNED ALT WITH ANTI-ICE SYS ON. AN ALT EXCURSION OCCURS WHEN THE ACFT IS FELT TO BE IN AN INITIAL **BUFFET**.

ACN: 412144

Time / Day

Date : 199808

Day : Wed

Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.ATC Facility : FSD

State Reference : SD

Altitude.MSL.Bound Lower : 31000

Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : Mixed

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZMP

Operator.Common Carrier : Air Carrier

Make Model Name : MD-80 Super 80

Operating Under FAR Part : Part 121

Flight Phase.Cruise.Other

Component : 1

Aircraft Component : Weather Radar

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier

Function.Flight Crew : First Officer

Qualification.Pilot : Commercial

Qualification.Pilot : Instrument

ASRS Report : 412144

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier

Function.Flight Crew : Captain

Function.Oversight : PIC

Qualification.Pilot : ATP

Person : 3

Affiliation.Government : FAA

Function.Controller : Radar

Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Inflight Encounter : Weather

Anomaly.Other Anomaly

Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolatory Action.Controller : Issued New Clearance
Resolatory Action.Flight Crew : Regained Aircraft Control
Resolatory Action.Other

Assessments

Narrative

A LINE OF WX EXTENDED FROM SYDNEY, NE, TO DULUTH, MN, WITH A HOLE ALONG A LINE FROM FSD TO DPR WHICH OTHER ACFT WERE GETTING THROUGH WITHOUT COMPLAINTS. ANOTHER ACFT AT FL350 JUST PASSED THROUGH AHEAD OF US AND RPTED A SMOOTH RIDE. WE REQUESTED AND RECEIVED A BLOCK FL330 TO FL350. WE ENTERED THE HOLE AT FL340. THE WX WAS CLOSING IN QUICKLY. UPON ENTERING THE WX AT NORMAL CRUISE MACH, WE ENCOUNTERED A STRONG UPDRAFT WITH MODERATE RAIN AND CHOP. ACFT STARTED TO CLB WITH A RAPID LOSS OF AIRSPD DOWN TO STICKSHAKER WITHOUT A CHANGE IN PITCH ATTITUDE. AUTOPLT/AUTOTHROTTLE WERE DISCONNECTED AND FULL PWR WAS APPLIED. STICKSHAKER WAS ACCOMPANIED WITH BUFFET. CLB WAS STOPPED AT FL350 AND A LOWER ALT WAS REQUESTED. WE WERE THEN CLRED ANY ALT. WE DSNDDED TO FL310 TO REGAIN AIRSPD. ENTIRE EVENT LASTED APPROX 90 SECONDS. SEATBELT SIGN WAS ON. FLT ATTENDANT AND PAX WERE SEATED. NO INJURIES OR ACFT DAMAGE.

Synopsis

AFTER ENTERING A CLB AT NORMAL CRUISE MACH, MD80 FLT CREW ENCOUNTERED WX AT FL340 WITH STRONG UPDRAFTS AND MODERATE RAIN AND CHOP. RAPID LOSS OF AIRSPD ENSUED AND CLB WAS TERMINATED AFTER FULL PWR FAILED TO TERMINATE STICK SHAKER AND BUFFET. FLT CREW DSNDDED TO REGAIN AIRSPD.

ACN: 403716

Time / Day

Date : 199805
Day : Tue
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.ATC Facility : DRK
State Reference : AZ
Altitude.MSL.Bound Lower : 28000
Altitude.MSL.Bound Upper : 29000

Environment

Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZAB
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-80 Super 80
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude
Flight Phase.Cruise.Other
Flight Phase.Descent.Other

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
ASRS Report : 403716

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
ASRS Report : 403715

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Altitude Deviation : Crossing Restriction Not Met
Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Other Anomaly.Other

Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolatory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolatory Action.Other

Assessments

Narrative

ZAB 134.32. COPLT FLYING. RECEIVED CLB CLRNC TO CROSS 35 MI E OF DRAKE, AT FL290, TO MAKE CLB RESTR. AS WE WERE APCHING FL290, SLOWED AIRPLANE TO 230 KIAS. WE ENCOUNTERED AN INITIAL LOW SPD **BUFFET**. (OUR GROSS WT AT THE TIME WAS APPROX 142000 LBS.) WE REQUESTED AN IMMEDIATE DSCNT. ATC SAID UNABLE. WE DECLARED AN EMER AND DSND'D TO FL280. ACCELERATED TO CRUISE MACH AND RETURNED BACK TO FL290. WE CANCELED THE EMER AND THE REMAINDER OF FLT WAS UNEVENTFUL.

Synopsis

FLC OF A SUPER MD80 DECLARED AN EMER AND DSND'D WHEN THEIR ACFT COULD NOT MAINTAIN A SAFE FLYING SPD AT ASSIGNED CRUISE ALT DUE TO THE ACFT GROSS WT.

ACN: 364937

Time / Day

Date : 199703
Day : Mon
Local Time Of Day : 0601 To 1200

Place

Locale Reference.ATC Facility : CTR
State Reference : MA
Altitude.MSL.Bound Lower : 31000
Altitude.MSL.Bound Upper : 35000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZBW
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-88
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Climbout : Intermediate Altitude

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer
Qualification.Pilot : ATP
Qualification.Pilot : CFI
Qualification.Pilot : Flight Engineer
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 135
Experience.Flight Time.Total : 12500
Experience.Flight Time.Type : 3950
ASRS Report : 364937

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 150
Experience.Flight Time.Total : 13000
Experience.Flight Time.Type : 5000
ASRS Report : 364942

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Radar
Qualification.Controller : Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Critical
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolatory Action.Flight Crew : Overcame Equipment Problem

Assessments

Situations

Narrative

CLBING IN VERT AND HORIZ NAV MODES OF AUTOPLT (NORMAL OP) ON SCHEDULED FLT IN MD88 FROM BOS TO ATL. UPON LEAVING CLOUD DECK, ENG ANTI-ICE WAS TURNED OFF AT FL290. ADDITIONAL THRUST FROM THIS ACTION (APPARENTLY) CAUSED ACCELERATION TO MACH .78, ABOUT .02 ABOVE NORMAL CLB MACH. ACFT CLB RATE INCREASED TO 5000-6000 FPM AND VNAV CAPTURE APPEARED ON 'FLT MODE ANNUNCIATOR PANEL,' INDICATING AUTOPLT CAPTURE OF FL350. THIS OCCURRED AT FL310. MACH WAS APPROX .76 AT THIS POINT (APPROX 260 KIAS) AND DECREASING, HOWEVER, AUTOPLT DID NOT PITCH OVER TO MAINTAIN CLB SPD -- IT CONTINUED ON A CAPTURE PROFILE THAT WAS APPARENTLY BASED ON THE CLB RATE AT CAPTURE INITIATION. THE AIRSPD BLED OFF WITH FULL CLB PWR APPLIED UNTIL THE AUTOPLT WAS DISCONNECTED AT 214 KIAS ABOVE FL340. A DSCNT OF NEARLY 1000 FT WAS REQUIRED TO GAIN ENOUGH AIRSPD FOR THE ACFT TO ACCELERATE TO NORMAL CLB SPD OF APPROX 260 KIAS AT THIS ALT. LIGHT PRESTALL BUFFET WAS EXPERIENCED. I HAVE NO DOUBT THE ACFT WOULD HAVE STALLED AT NEARLY FL350 IF THE AUTOPLT HAD NOT BEEN DISCONNECTED. 'WHAT REALLY CAUSED THE PROB, AND WHAT CAN BE DONE TO PREVENT A REOCCURRENCE, OR CORRECT THE SIT?' THIS IS THE SAME PROB THAT CAUSED THE A330 FLT TEST ACCIDENT AT TOULOUSE. GIVEN DIFFERENT CIRCUMSTANCES AND DISTRACTIONS IT COULD HAVE CAUSED SERIOUS INJURY OR AN ACCIDENT. PLTS ARE TERRIBLE MONITORS OF SYS THAT WORK WELL FOR 99.99% OF THE TIME, ESPECIALLY, SYS THAT REDUCE WORKLOAD SO THAT 2 PLTS CAN DO THE JOB. IF WE CAN'T TRUST AUTOPLTS TO WORK CORRECTLY OR TELL US WHEN THEY ARE MALFUNCTIONING, WE CANNOT OPERATE WELL IN HIGH WORKLOAD SITS. CERTIFICATION STANDARDS SHOULD BE CHANGED TO REQUIRE SAFE OP IN ALL POSSIBLE SITS AND NOT RELY ON PLT INTERVENTION TO INSURE SAFETY. SITS BEYOND NORMAL CTL OF THE AUTOPLT OR CONFLICTS BTWN DIFFERENT INPUT DEVICES (EG, PITCH WHEEL AND ALT SET WINDOW) SHOULD CAUSE ERROR MESSAGES AND INACTION UNTIL THE CONFLICT IS RESOLVED, OR DISCONNECTION OF THE AUTOPLT AND HIGH LEVEL DISCONNECT WARNINGS. WE MUST BE ABLE TO TRUST AUTOMATION!! AUTOMATION CERTIFICATION STANDARDS MUST BE IMPROVED.

Synopsis

MD88 ACFT IN CLB INCREASED PITCH AFTER ENG ANTI-ICE WAS TURNED OFF DUE TO INCREASED PWR AND VNAV MODE. CLB RATE VERY HIGH AND ALT CAPTURE WAS ANNUNCIATED ON MODE PANEL AT 31000 FT FOR A 35000 FT LEVELOFF. AIRSPD BLED OFF, AUTOTHROTTLES DIDN'T CORRECT NOR DID PITCH

ATTITUDE. FLC HAD TO DISCONNECT AUTO SYS AND PUSH OVER TO REGAIN AIRSPD.

<http://www.mppt.gob.ve>

ACN: 281568

Time / Day

Date : 199408
Day : Sun
Local Time Of Day : 1201 To 1800

Place

Locale Reference.ATC Facility : GTK
State Reference : FO
Altitude.MSL.Bound Lower : 32000
Altitude.MSL.Bound Upper : 33000

Environment

Flight Conditions : VMC
Light : Daylight

Aircraft : 1

Controlling Facilities.ARTCC : ZMA
Operator.Common Carrier : Air Carrier
Make Model Name : MD-83
Operating Under FAR Part : Part 121
Flight Phase.Cruise.Other
Flight Phase.Other
Route In Use.Enroute : Atlantic
Route In Use.Enroute : Other Oceanic

Component : 1

Aircraft Component : Turbine Engine

Component : 2

Aircraft Component : Intake Ice System

Person : 1

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : Captain
Function.Oversight : PIC
Qualification.Pilot : ATP
Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument
Experience.Flight Time.Last 90 Days : 185
Experience.Flight Time.Total : 16737
Experience.Flight Time.Type : 3156
ASRS Report : 281568

Person : 2

Affiliation.Company : Air Carrier
Function.Flight Crew : First Officer

Qualification.Pilot : Commercial
Qualification.Pilot : Instrument

Person : 3

Affiliation.Government : FAA
Function.Controller : Non Radar
Qualification.Controller : Non Radar

Events

Anomaly.Aircraft Equipment Problem : Critical
Anomaly.Altitude Deviation : Excursion From Assigned Altitude
Anomaly.Non Adherence : Clearance
Anomaly.Other Anomaly.Other
Independent Detector.Aircraft Equipment.Other Aircraft Equipment : Unspecified
Independent Detector.Other.Flight CrewA : Unspecified
Resolatory Action.Flight Crew : Declared Emergency
Resolatory Action.Flight Crew : Overcame Equipment Problem

Assessments

Narrative

BOTH ENGS LOST PWR TO APPROX 1-2-1.3 EPR-IAS BLED TO APPROX 220 KTS. MACH .610 (FROM .760). AN IMMEDIATE ATTEMPT WAS MADE TO CONTACT ZMA FOR A LOWER ALT (290). UNABLE TO CONTACT ATC IMMEDIATELY DUE TO FREQ CONGESTION. DSNDND ANYWAY TO FL320 BECAUSE OF IMPENDING **STALL BUFFET**. AT FL320 CONTACT WAS ESTABLISHED WITH MIAMI ATC ADVISING THEM OF THE SIT. BY FL320, PWR WAS RESTORED (AFTER USE OF ENG ANTI-ICE) AND CLB BACK TO FL330 WAS ACCOMPLISHED, WE WERE IN THE CLR AT THE TIME OF THE PWR LOSS. APPROX 15-20 MINS EARLIER ENG ANTI-ICE HAD BEEN USED DUE TO TROPICAL TSTM ACTIVITY AND VISIBLE MOISTURE AS CIRRUS CLOUDS, AND AS PER MD83 PROCS. FUEL HEAT WAS ALSO APPLIED, HOWEVER, THERE WAS NO ANNUNCIATOR PANEL WARNING INDICATING A NEED FOR FUEL HEAT. IT WAS NOTED THERE WAS AN APPROX 15 DEG FUEL TEMP DISPARITY BTWN THE L (PLUS 12 DEG CENTIGRADE) ENG AND THE R (MINUS 30 DEG CENTIGRADE) ENG. THE FLT PROCEEDED ON TO SJU WITHOUT FURTHER INCIDENT. JET FUEL CTLRS? ENG ICE IN CLR AIR? BERMUDA TRIANGLE? CALLBACK CONVERSATION WITH RPTR REVEALED THE FOLLOWING INFO: EVEN AFTER 3 MONTHS PASSAGE OF TIME. THE RPTR DOES NOT KNOW WHAT THE PROB WAS. IT MIGHT HAVE BEEN THE PERFORMANCE MGMNT SYS BEING IN THE 'PERFORMANCE MODE' AND THEN PARTIALLY FAILING, OR THE BERMUDA TRIANGLE. TURNING ON THE ENG ANTI-ICE BROUGHT THE ENGS BACK TO PWR.

Synopsis

PARTIAL PWR LOSS ON BOTH ENGS.



ANEXO 7



High-Altitude Stalls

MD80 HISTORY AND EVENTS



Capt. John Spencer
Chief Pilot - Flight Operations Safety
Long Beach Division
Boeing Commercial Airplanes

717 737 747 757 767 777 MD11 MD80 MD90

Boeing is a trademark of Boeing Management Company.
Copyright © 2000 The Boeing Company. All rights reserved.

High-Altitude Stalls

History

- Several MD-80 operators have reported incidents of aircraft experiencing a large, slow decrease in airspeed for unknown reasons during cruise at high altitude
- Some incidents have led to aircraft stall
- Autopilot and Autothrottle in use
- Everything “seemed to be normal” prior to the event

High-Altitude Stalls

History

- Engine stalls (also known as engine compressor stalls, engine surges) typically associated with these events
- Engine stalls have sometimes occurred prior to the airframe stall, and sometimes after the airframe stall
- Crews suspected engine “flameout” but engine was still running in a rolled- back condition due to continuous engine stall
- Interruption of inlet airflow causes compressor airfoils to stall and disrupt flow through engine

High-Altitude Stalls

Event #1

- MD-82/219 in level cruise at FL330
 - Autothrottle and Autopilot engaged
 - Gross weight 137,000 pounds at TOC
 - Airspeed 270 knots, Mach .76
- At cruise for 15 minutes.
- Both engine EPR begin to fluctuate between 1.6 to 2.0 within a one minute period
- Speed begins to drop
- Left and right EPR up to 2.0
- Speed decays to 210 knots

High-Altitude Stalls

Event #1

- Still at FL330
- Pitch has gone from 2 to 6 deg Nose Up
- Left and right EPR roll back
 - Left to 1.05, right to 0.86 initially
 - Increase up to ~ 1.2 EPR
- Speed down to 180 knots
- Buffet / airframe stall
- A/P disconnect / Aural warning
- Warning lights

High-Altitude Stalls

Event #1

- Right engine EGT up to 600° C
- Captain shuts down right engine
- APU started
- Ignition to override
- Right engine restart attempts
 - 1st restart failed
 - 2nd restart attempt successful
- Now at 17,000 ft, ~5.5 minutes elapsed since engine rollbacks
- Flight diverts to alternate

High-Altitude Stalls

Event #2

- MD-81/217A at FL330 cruise
 - Gross weight 133,000 lb at TOC
 - Speed 267 knots, Mach .76
 - ISA+17°C, convective weather
 - PMS cruise
 - Autothrottle and Autopilot engaged
- Initially at cruise for 20 minutes
- Light icing observed, entered clouds
- Switched engine and airfoil ice protection on

High-Altitude Stalls

Event #2

- Speed decays to Mach .70 over five minutes
 - Seven stabilizer trims (aurals)
- RH engine stalls, LH engine advanced to maintain speed/alt
 - Autothrottle remained on for 35 sec
- RH engine stall continues
- Crew initiates diversion and descent
- LH engine stalls at start of descent, 65 sec after start of RH stall
- Both engine stalls continue

High-Altitude Stalls

Event #2

- Speed decays to Mach .68, 245 knots
- Pitch increases from 1.5° to 3°
- Altitude decreases to FL300
- Both engines recover in descent through FL300, several seconds apart
 - RH engine stall ~ 2.5 min duration
 - LH engine stall ~1.5 min duration
- Both engines respond normally thereafter
- Crew continues diversion, lands at alternate

High-Altitude Stalls

Event #3

- MD-82/217A cruise at FL310 initially then step climb to FL330 cruise
 - Gross weight 142,000 lb at FL330 TOC
 - Airspeed ~270 knots, M .76
 - Convective weather, thunderstorms, ISA+14°C
 - Night operation over sparsely-populated area
 - Autothrottle and Autopilot engaged
 - Not a PMS cruise

High-Altitude Stalls

Event #3

- Airspeed decayed to 250 kts during step climb (MCL limit), EAI switched off
- At FL330, accelerate slowly to 265 kts, M 0.76 with 5 min. at CL
- Engine and airfoil ice protection systems ON once FL330 cruise speed established
- Airspeed remained at ~265 kts for 3 min then decayed to 210 kts over next 9 min
- Aircraft stalled, airspeed decay to 150 kts
 - Approximately ½ hour since first reaching FL310

High-Altitude Stalls

Event #3

- The stall was not recovered from cruise altitude
- Descent rates in excess of 12,000 fpm at times
- Aircraft crashed, no survivors

High-Altitude Stalls

Event #3



717

737

747

757

767

777

MD11

MD80

MD90

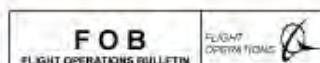
High-Altitude Stalls

Events

- These events are some examples of multiple engine problems
- There have been additional events with operators reporting only one engine rollback
- Many of these events were in climb
- Crew awareness is critical to safe operation of the aircraft
- Boeing issues FOB MD80-02-02A detailing MD80 Autopilot Modes

High-Altitude Stalls

FOB



Boeing Long Beach

August 6, 2002
ATA: 22-00, Autopilot
Bulletin No. MD-80-02-02A

Applicable to: **All MD-80 Aircraft**

Subject: DESCRIPTION OF THE MD-80 AUTOPILOT MODES

On July 19, 2002, Long Beach Flight Operations issued Flight Operations Bulletin MD-80-02-02. This bulletin is a re-issue of the same with a deletion. Please destroy Bulletin MD-80-02-02 and replace it with MD-80-02-02A.

Boeing LBO is issuing this bulletin as a result of a recent MD-80 incident. The incident occurred after the subject aircraft was unable to maintain cruise airspeed, while level at cruise altitude. Over a period of some five or more minutes, the airspeed decayed to the point that stick-shaker was activated, and the STALL aural warning was annunciated. During the entire period of airspeed decay, the autopilot maintained the commanded cruise altitude. The intent of this bulletin is to examine the characteristics of the MD-80 autopilot system, as they pertain to this occurrence.

The MD-80 autopilot/autothrottle system operates in two basic modes, Speed on Thrust (SOT) or Speed on Pitch (SOP). When in the Speed on Thrust mode, elevator commands are used to control a vertical flight path, either Altitude Hold or Vertical Speed, while the auto throttles adjust power to maintain the selected airspeed. In the Speed on Pitch mode, the elevator commands are used to maintain the selected airspeed, while the autothrottles will normally go to idle or the thrust limit and remain fixed.

While in the Speed on Thrust mode, pilots must monitor the selected airspeed to ensure that the thrust available is sufficient to control speed. For example, if too high a vertical speed is selected in descent, the airplane will overspeed since the throttle can only retard to idle thrust. Similarly, if too high a vertical speed is selected in climb, the airplane could decelerate into a stall warning before the autopilot trips off. The thrust available may be insufficient to maintain the selected airspeed even at the thrust limit.

Flight Operations, Boeing Long Beach, 3855 Lakewood Boulevard, B/C (P.O. Box 360)
Long Beach, CA 90846-0361, USA Phone: (562) 593-1249/Fax: 593-3471



All MD-80 Operators
Description of the MD-80 Autopilot Modes
Flight Operations Bulletin MD-80-02-02A
Page 2 of 2

However, the autopilot will command the elevator to maintain the commanded vertical speed, which requires higher pitch attitudes as the True Airspeed drops. The situation is even subtler when in Altitude Hold. If the thrust required to maintain level flight is greater than the thrust available, the airplane could decelerate to stall warning before the autopilot disconnects. In the Speed on Thrust mode, the autopilot elevator commands will not attempt to maintain airspeed.

In "Altitude Hold", airspeed decay might occur during operations at, or near, the maximum cruise altitude for the existing conditions. If the aircraft is heavier than the load sheet indicates, then the aircraft may be too heavy for that altitude, and the thrust required may be greater than the thrust available, and airspeed decay will occur. Remember, under some conditions airspeed could decay to stall warning before the autopilot disconnects. Significant changes in the ambient conditions could also result in situations where the thrust available is insufficient to maintain speed in level flight.

Conversely, in the Speed on Pitch mode, the auto throttles do not provide any speed control. Speed is maintained with pitch. Therefore, if the pilot is manually flying in the Speed on Pitch mode, caution must be used to follow the flight director or speed variations will occur.

Should additional information be required, please submit your inquiries through your local field service representative or to Boeing Long Beach, ATTN: Flight Operations Customer Service, 3855 Lakewood Boulevard, Mail Code: D041-0056, Long Beach, California 90846-0001, USA, fax: (562) 593-3471.

James E. Siegler
Chief Pilot, Flight Technical Services
Long Beach Flight Operations

TJM/KSC/cl

9/1/02/rev2/0000000000

Boeing Long Beach, 3855 Lakewood Boulevard, B/C (P.O. Box 360)
Long Beach, CA 90846-0001, USA Phone: (562) 593-1249/Fax: 593-3471



High-Altitude Stalls

FOB

Boeing LBD is issuing this bulletin as a result of a recent MD-80 incident. The incident occurred after the subject aircraft was unable to maintain cruise airspeed, while level at cruise altitude. Over a period of some five or more minutes, the airspeed decayed to the point that stick-shaker was activated, and the STALL aural warning was annunciated. During the entire period of airspeed decay, the autopilot maintained the commanded cruise altitude. The intent of this bulletin is to examine the characteristics of the MD-80 autopilot system, as they pertain to this occurrence.

The MD-80 autopilot/autothrottle system operates in two basic modes, Speed on Thrust (SOT) or Speed on Pitch (SOP). When in the Speed on Thrust mode, elevator commands are used to control to a vertical flight path - either Altitude Hold or Vertical Speed, while the auto throttles adjust power to maintain the selected airspeed. In the Speed on Pitch mode, the elevator commands are used to maintain the selected airspeed, while the autothrottles will normally go to idle or the thrust limit and remain fixed.

High-Altitude Stalls

FOB

While in the Speed on Thrust mode, pilots must monitor the selected airspeed to ensure that the thrust available is sufficient to control speed. For example, if too high a vertical speed is selected in descent, the airplane will overspeed since the throttle can only retard to idle thrust. Similarly, if too high a vertical speed is selected in climb, the airplane could decelerate into a stall warning before the autopilot trips off. The thrust available may be insufficient to maintain the selected airspeed even at the thrust limit.

is even subtler when in Altitude Hold. If the thrust required to maintain level flight is greater than the thrust available, the airplane could decelerate to stall warning before the autopilot disconnects. In the Speed on Thrust mode, the autopilot elevator commands will not attempt to maintain airspeed.

In "Altitude Hold", airspeed decay might occur during operations at, or near, the maximum cruise altitude for the existing conditions. If the aircraft is heavier than the load sheet indicates, then the aircraft may be too heavy for that altitude, and the thrust required may be greater than the thrust available, and airspeed decay will occur. Remember, under some conditions airspeed could decay to stall warning before the autopilot disconnects. Significant changes in the ambient conditions could also result in situations where the thrust available is insufficient to maintain speed in level flight.

High-Altitude Stalls

Problem

EVENT WEATHER COMMONALITIES

- Visible moisture
- Warm moist air aloft, typical of thunderstorms, tropical storms, typhoons and high water content
- ISA+10°C or more
- No airframe icing
- No significant radar returns
- Typical conditions for mixed-phase icing, predominantly ice crystals

High-Altitude Stalls

Problem

EVENT AIRCRAFT COMMONALITIES

- Aircraft weight at or near the limits for Cruise Altitude Capability
- EPR at or near MCR Limit
- Slow airspeed decay, AOA increase
- Flight conditions change requiring use of ice protection
- Possible turbulence encountered to further reduce stall margin
- Possible ice crystal or other moisture ingestion reducing engine stall margin

Revised “Engine(s) Compressor Stall” Procedure

MD-80
FLIGHT CREW OPERATING MANUAL

ENGINES - ABNORMAL OPERATION

ENGINE(S) COMPRESSOR STALL

CAUTION

Avoid operating engine in a persistent compressor stall condition. Compressor stalls may not be audible. Compressor stalls are evidenced by engine thrust loss and rapidly rising or abnormally high EGT. Multiple or continuous compressor stalls can cause compressor damage and possible engine failure.

NOTE

For any loss of thrust during takeoff, ENGINE FIRE/FAILURE TAKEOFF profile should be flown until reaching a safe altitude, or until obstacle clearance is assured. In the event of a dual-engine compressor stall, both engines may be reduced to CLIMB thrust at or above 400 feet AGL.

Autothrottles OFF
Throttle(s) (Affected Engine(s)) RETARD TO IDLE (OR MINIMUM FOR SAFE FLIGHT)
ENG IGN Switch OVRD
ENG Anti-Ice Switches ON
Compressor Stall(s) Condition

Engine(s) compressor stall(s) stops
Operate engine(s) at level(s) at which compressor stall(s) does not recur.
ENG IGN Switch AS REQUIRED
ENG Anti-Ice Switches AS REQUIRED
Monitor engine(s) for remainder of flight.
[END]

Dual engine compressor stalls continue
FUEL Levers (One at a Time) OFF, THEN IMMEDIATELY ON

Condition

Dual engine compressor stalls stop
ENG IGN Switch AS REQUIRED
ENG Anti-Ice Switches AS REQUIRED
Monitor engine parameters for remainder of flight.
[END]

Dual engine compressor stalls continue
Operate at minimum thrust for safe flight.
[END]

Single engine compressor stall continues
Single engine compressor stall continues (Continued)

Vol. II
Mar 15/08

Section 8
7-50-5
CODE 16
Page 5

MD-80
FLIGHT CREW OPERATING MANUAL

ENGINE(S) COMPRESSOR STALL (Continued)

FUEL Lever (Affected Engine) OFF, THEN IMMEDIATELY ON

Condition

Single engine compressor stall continues
Refer to Emergency Procedure - ENGINE FAILURE IN FLIGHT ENGINE SHUTDOWN.

NOTE

Normally an engine should not be restarted if it was shut down due to a compressor stall. However, at Captain's discretion, a restart may be attempted if engine is critical for sustaining safe flight. In this case, engine operation should be carefully monitored after restart and for the remainder of the flight to ensure that a compressor stall has not resulted in engine damage.

[END]

Single engine compressor stall stops
ENG IGN Switch AS REQUIRED
ENG Anti-Ice Switches AS REQUIRED
Closely monitor engine parameters for remainder of flight.
[END]

Section 8
7-50-6
CODE 16
Page 2

Vol. II
Mar 15/08

High-Altitude Stalls

Analysis

Multiple problems here:

- Not being cognizant of atmospheric conditions
 - Hot day
 - Potential requirement for engine and airfoil ice protection use
 - Both reduce altitude capability
- Flight crew's failure to recognize the slow decay of airspeed that leads to a stall
- High AOA caused by slowing and pitching up can lead to disruption of engine inlet airflow

High-Altitude Stalls

Conclusions

AWARENESS

- Watch for sudden weather changes that might require the use of ice protection
- JT8D ice protection EPR debits are large
 - EAI: 2,000 ft altitude penalty
 - EAI+AAI: 3,000 ft altitude penalty

WARNING SIGNS

- EPR at or near MCR limit
- FMA “MACH ATL” (non-PMS/FMS cruise) or PMS/FMS “Select CL” message
- Frequent stabilizer trims (aurals)
- Difficulty holding airspeed at altitude
- Difficulty holding altitude at target airspeed

High-Altitude Stalls

Suggestions – Encountering icing in mid-segment

- Likely need to descend to a lower altitude
- Temporarily push CL limit on TRP to provide larger EPR margin
 - CL may not be adequate to hold or recover target airspeed
- Consult performance charts to confirm altitude/weight capability

Note:

FMS/PMS derived CRZ MAX ALT does NOT consider use of ice protection

REMAIN VIGILANT

High-Altitude Stalls

Additional Solution



717

737

747

757

767

777

MD11

MD80

MD90