

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 8 de febrero de 2007; 2:30 h UTC
Lugar	A FL410 sobre el océano Atlántico, a 130 NM de la costa canadiense (coordenadas aproximadas 48N 50W)

AERONAVE

Matrícula	EC-KBC
Tipo y modelo	GULFSTREAM G-200; S/N 145
Explotador	TAG Aviation España (TAG Aviation E.)

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY PW-306A (LH S/N CC0299; RH S/N CC0298)
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	34 años	30 años
Licencia	ATPL(A)	CPL(A)
Total horas de vuelo	4.700 h	1.900 h
Horas de vuelo en el tipo	55 h	30 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			2
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Ninguno
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Servicios no remunerados – Vuelo de posicionamiento
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	26 de septiembre de 2007
---------------------	---------------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del vuelo

1.1.1. *Vuelo Dallas-St. John's el 7 de febrero de 2007*

El 7 de febrero de 2007, el avión Gulfstream G-200 EC-KBC iba a volar desde Dallas Love (KDAL), Texas, a St. John's (CYYT) en Canadá, como primera etapa del vuelo de entrega con destino final el Aeropuerto de Valencia (LEVC), en España.

Este avión era el primer Gulfstream G-200 que se entregaba al operador, el cual ya tenía otras aeronaves corporativas y de negocios de altas prestaciones. El operador formaba parte de un gran grupo internacional de transporte aéreo comercial chárter, corporativo y de negocios.

El avión tenía incorporada la modificación de «incremento de peso operativo» MOD 10082, es decir, su MTOW era de 35.650 lb de acuerdo a las hojas de datos de su certificado de tipo.

Para ese vuelo de entrega, puesto que no había disponibles otros pilotos habilitados de su grupo de empresas, el operador asignó a los únicos piloto y copiloto que tenía habilitados de tipo. Ambos tripulantes habían obtenido la habilitación de tipo de G-200 en octubre de 2006.

El fabricante habitualmente proporcionaba uno de sus propios pilotos para que fuera a bordo durante los vuelos de entrega, como ayuda adicional a los pilotos de la compañía. En este caso, no había ningún piloto disponible, por lo que sólo se asignó un mecánico del fabricante para viajar a bordo durante el vuelo. Este mecánico también iba a impartir entrenamiento al personal de mantenimiento del operador a su llegada a España.

El avión comenzó su carrera de despegue con el piloto al mando (PIC o CM-1), el copiloto (CM-2), un mecánico del operador y el mecánico de Gulfstream a bordo. Cuando el avión estaba acelerando a unos 70 kt, apareció en cabina un aviso de precaución L FADEC FAULTY. El CM-1 continuó el despegue y durante el ascenso apareció el aviso AOA HEAT (L/R). El mecánico del fabricante recomendó volver al aeropuerto y así lo hicieron.

Durante el aterrizaje el mensaje de fallo de calefacción del sensor de ángulo de ataque (AOA) desapareció y el mensaje de L FADEC FAULTY se mantuvo.

Estacionaron la aeronave y, tras discutirlo, arrancaron de nuevo los motores y realizaron pruebas de motor en tierra con resultado satisfactorio. Entonces despegaron de nuevo para el vuelo previsto a CYYT y durante el ascenso el aviso de AOA HEAT (L/R) apareció de nuevo. Regresaron al aeropuerto y esperaron a que el personal de mantenimiento

del fabricante realizara las correspondientes acciones correctoras. No se encontró ninguna anomalía.

1.1.2. *Vuelo Dallas-St. John's el 8 de febrero de 2007*

Al día siguiente, con las mismas personas a bordo, despegaron de nuevo de Dallas sin ninguna incidencia o mensaje adicional. El peso del avión para ese vuelo era aproximadamente 31.600 lb.

En la aproximación a St. John's, los mensajes ámbar «R AOA HEAT», «L AOA HEAT» y «TAT PROBE HEAT» aparecieron y los corta-circuitos de las calefacciones de los dos tubos pitot saltaron. La tripulación seleccionó OVERRIDE en el interruptor de las tomas, como requerían los procedimientos operacionales. Tras el aterrizaje, el interruptor se colocó en «auto» y luego se volvió a poner en «override», como parte de las labores de detección de averías. El mecánico del fabricante comprobó los calefactores de los pitot y otros sistemas. Durante el repostado de la aeronave aparecieron los mensajes L FADEC MAJOR y R FADEC MAJOR. El mecánico chequeó las páginas de la computadora de datos de mantenimiento (MDC) para ver si mostraba fallos. Comprobó que no se había grabado ningún código de fallo. Reseteó los corta-circuitos de ambos canales A y B de cada motor y esto hizo que desaparecieran los mensajes de FADEC MAJOR en ambos motores.

Puesto que los mensajes ya no aparecían, el avión se despachó de nuevo para el vuelo.

1.1.3. *Vuelo del incidente, St. John's-Madrid, el 8 de febrero de 2007*

La tripulación de vuelo tenía los siguientes dos documentos para el cálculo de peso y centrado (pesos en libras):

	Plan de vuelo operacional (preparado por despachadores y aprobado por el PIC)	Hoja de peso y centrado
Peso básico operativo (BOW)	19.000	
Peso básico en vacío		19.844
Tripulación, documentos, etc. (el peso de los dos mecánicos no se incluye)		624
Carga de pago	400	
Peso operativo neto («Dry operating weight»)		20.468
Combustible	10.500 (real al despegue)	10.000 (al despegue)
Peso al despegue	29.900	30.468
Centro de gravedad		36,6% de la cuerda media aerodinámica (MAC)

Ninguno de esos documentos era correcto. El registro de pesada real realizada por el fabricante fechado el 6 de diciembre de 2006 mostraba un peso en vacío de 19.773 lb.

La hoja del plan de vuelo operacional tenía un error en el BOW, que se considera equivalente el peso operativo neto («dry operating weight») y, por lo tanto, debería ser 20.468 lb. La hoja de peso y centrado no incluía el peso de los mecánicos y de su equipaje (unas 400 lb) y le faltaban 500 lb del combustible realmente cargado (10.500 era el valor real de combustible a bordo en el momento de iniciar el rodaje).

El peso real al despegue probablemente era de unas 31.368 lb (añadiendo 500 lb de combustible y 400 lb de los mecánicos y del equipaje y documentos a la hoja de peso y centrado). Este valor se puede comparar con un MTOW de 35.650 lb.

La aeronave había estado aproximadamente una hora estacionada. Se arrancaron los motores aproximadamente a las 1:56:16 h y despegaron 10 min más tarde.

El copiloto era el piloto a los mandos y el CM-1 gestionaba las comunicaciones y supervisaba el vuelo. Los mecánicos iban sentados en la cabina de pasajeros.

El control de tráfico aéreo (ATC) le autorizó a ascender y a quedar establecidos en la coordenadas 48N 50W (punto que está a unas 140 NM de St. John's) a FL330 o FL410. El CM-1 utilizó una regla nemotécnica y, pensando que su peso era de unos 29,9 miles de libras, calculó que podrían ascender a 40.700 ft y, por lo tanto, pidió al ATC autorización para volar a FL410.

Sin embargo, más tarde la tripulación empezó a pensar que no alcanzarían el punto geográfico indicado a la altitud asignada. El CM-2 preguntó si debía reducir el régimen de ascenso o la velocidad, y el CM-1 le dijo que hiciera lo que quisiera pero que no bajase de Mach 0,66, lo que estaba de acuerdo con la tabla de actuaciones de la página IV-70 del «Operational Planning Manual» (véase figura 4).

Los pilotos recordaban que el ascenso se realizó con piloto automático con las palancas de empuje en la posición de «máximo ascenso» a Mach 0,7 o 0,69. Cuando estaban aproximadamente unos 200 ft por debajo de FL410, a -55° de temperatura estática del aire (SAT) ambos tripulantes notaron una agitación lateral en la parte trasera del avión (como si se «quedara atrás» el motor izquierdo, con una especie de balanceo del holandés), y poco después sonó el aviso de entrada en pérdida. El piloto automático se desconectó y el aviso de desconexión empezó a sonar. Este aviso continuó después sonando durante más de 4 minutos en la secuencia del incidente hasta que la tripulación lo desconectó. El piloto declaró que no pudo desconectarlo antes.

Empujaron la columna de control hacia delante para bajar el ángulo de cabeceo y el CM-1 dijo «Mío, mío». Avanzó las palancas de empuje a la posición de empuje de despegue y se sorprendió porque no notó ningún incremento de empuje. Entonces

retrasó las palancas a ralentí y las movió hacia delante en una serie de rápidos movimientos antes de dejarlas en ralentí.

La tripulación no aplicó procedimientos estándar para salir de la pérdida, ya que hubo cambios inadecuados de actitud.

Le dijo al CM-2 que los motores no funcionaban y que declarara emergencia por radio.

El CM-2 comenzó a ocuparse de las comunicaciones y 24 s tras el comienzo del aviso de pérdida (esta es la referencia de tiempo que se usa a partir de ahora en los siguientes párrafos de esta sección) dijo por radio: «We have had a flame out. We declare emergency» («Hemos tenido un apagado [de motores]. Declaramos emergencia»). El ATC les dijo que descendieran.

Las conversaciones de los pilotos grabadas en el registrador de voz en cabina (CVR) mostraban que la tripulación estaba confundida sobre la posible causa del comportamiento del avión.

El CM-2 preguntó si leía alguna lista de chequeo. El CM-1 pensaba que los motores no estaban funcionando. Entonces presionó a la vez los interruptores de corte de ambos motores durante un segundo. No avisó al CM-2 de que iba a tomar esa acción.

Estos interruptores cortan el flujo de combustible a los motores y están diseñados para ser usados únicamente con el avión en tierra. Su uso en vuelo no está incluido en ningún procedimiento operacional de la aeronave.

El flujo de combustible del motor izquierdo (LH) (véase figura 2 más abajo) fue a cero y el del motor derecho (RH) se redujo aunque no llegó a cero. Las revoluciones por minuto (RPM) del núcleo del motor (N2) de ambos motores también descendieron, pero se recuperaron poco después y el CM-1 dijo «Vale, están rearrancando», pero unos 20 s después dijo: «No funcionan, no funcionan». Pensó que podrían tener hielo y conectó los sistemas antihielo de los motores.

Giraron hacia St. John's y el CM-1 requirió al CM-2 que introdujera los datos de ese destino en el sistema de gestión del vuelo (FMS).

En el segundo 102 tras el primer aviso de entrada en pérdida, el CM-1 dijo que iban a rearrancar un motor, pero después de nuevo pensó que estaba funcionando aunque lo que no tenía era control sobre el propio motor.

En el segundo 145 presionó el interruptor de corte del motor LH durante 3 s, de nuevo sin avisar al CM-2. El flujo de combustible del motor LH fue a cero a las 2:30:11 h. Las revoluciones N2 de este motor alcanzaron un mínimo de 41,59% a las 2:30:54 h. Después de que se soltara el interruptor de corte del motor izquierdo su flujo de combustible y sus N2 se recuperaron.

El motor RH estaba funcionando normalmente durante esta secuencia porque su interruptor de corte no fue accionado.

El CM-2 preguntó de nuevo qué lista podía leer. El mecánico del fabricante fue a la cabina de vuelo en esos momentos, y la tripulación le preguntó las posibles causas del comportamiento de los motores que estaban notando, a lo que él respondió que no sabía.

El avión continuó el descenso de regreso a St. John's. Todavía hubo dos activaciones del aviso de entrada en pérdida (en los segundos 237 y 248, con el avión a 31.954 ft y 31.481 ft).

En el segundo 285 el aviso sonoro de desconexión de piloto automático desapareció. En el segundo 319, el CM-2 informó al ATC que tenían «el motor funcionando, un poco pero funcionando» («the engine working, a little bit but working»).

El avión se aproximó al Aeropuerto de St. John's con el piloto automático conectado hasta que estaba a unos 200 ft AGL. Finalmente aterrizó normalmente tras 2.024 s (33 min y 44 s) desde el momento en el que apareció el primer aviso de entrada en pérdida.

Las autoridades de Canadá proporcionaron los datos de la traza radar del vuelo, junto con un gráfico de la trayectoria seguida por el avión generada a partir de esos datos (véase figura 1).

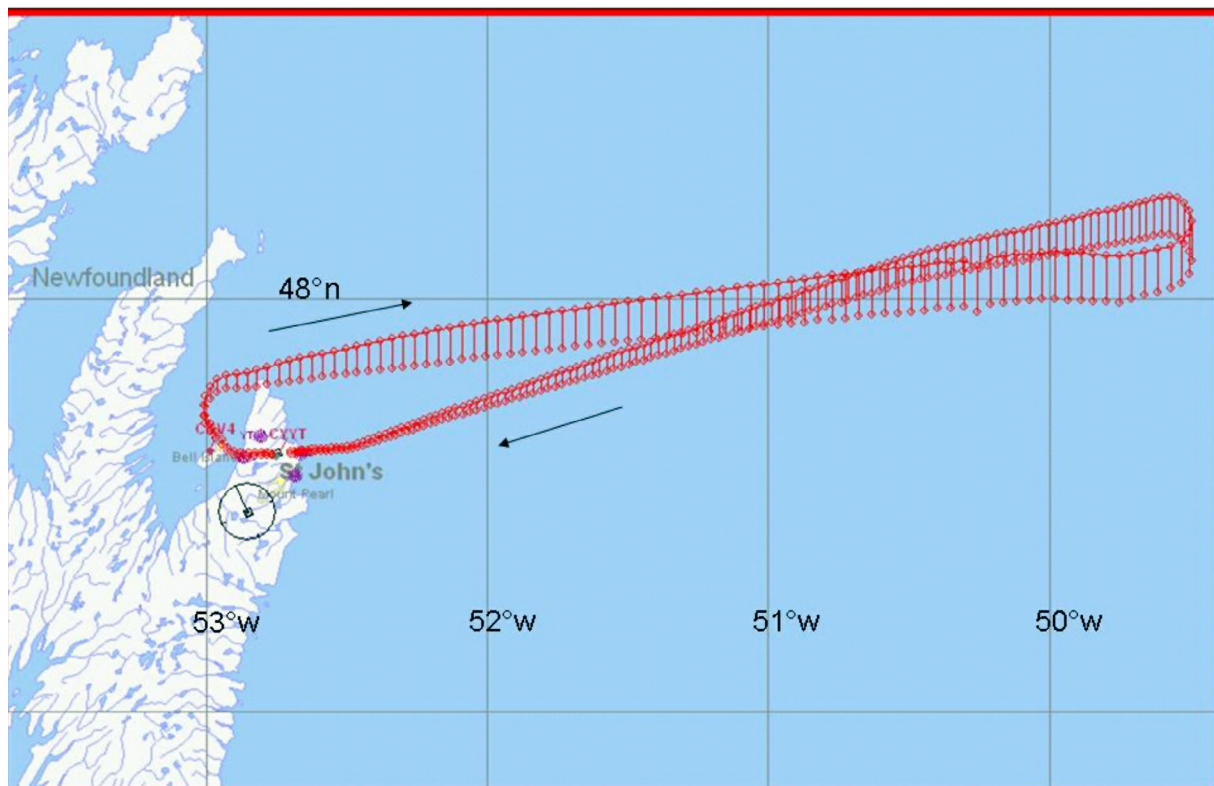


Figura 1. Trayectoria del vuelo preparada por las autoridades de Canadá utilizando datos radar

En los siguientes días, personal del fabricante del avión y de los motores inspeccionó el avión. No se encontraron discrepancias relacionadas con los motores o sus controles. Cuando el avión regresó a Savannah, el sensor de TAT 102AU1AG fue reemplazado. Se hizo una prueba operacional que no reveló ningún defecto de las calefacciones de los sensores.

1.2. Información personal

1.2.1. *Piloto al mando*

Edad, género:	34 años, varón
Nacionalidad:	Española
Licencia:	ATPL(A), obtenida en 2006
Habilitación de tipo:	PIC G-200 (sólo aeronaves españolas)
Habilitaciones de tipo anteriores:	Boeing B707, Falcon 20/200, CASA CN-235, CASA C-212
Horas de vuelo totales:	4.700 h
Horas de vuelo en el tipo:	55 h (aproximadamente 52 h como piloto al mando bajo supervisión y 3 h como PIC)
Horas durante los últimos 30 días:	9:40 h
Horas durante los últimos 7 días:	6:25 h
Horas durante las últimas 72 h:	6:25 h
Comienzo del periodo vigente de actividad aérea:	19:30 h el 7-2-2007
Periodo de descanso previo:	16 h
Último curso de gestión de recursos de la tripulación (CRM):	24-11-2006

El PIC tenía una experiencia previa militar, y había cruzado el Atlántico varias veces como PIC de un Boeing B-707.

Había obtenido su licencia ATPL civil el 8-11-2006, y después recibió el curso de habilitación de tipo de Gulfstream G-200 en Flight Safety Dallas, donde realizó 28 h en simulador de vuelo. Pasó la correspondiente prueba de pericia el 28-9-2006. Después recibió 1 h de tiempo real de vuelo de entrenamiento en Ginebra (Suiza), durante la que realizó 6 despegues y 6 aterrizajes.

Después, el PIC voló como PIC bajo supervisión durante unas 25 FH y luego otras 30 FH como PIC sin restricciones. El vuelo del incidente era el primer vuelo que iba a realizar a gran altitud y en travesía transatlántica con este tipo de aeronave.

El PIC declaró que no había recibido entrenamiento o información específica sobre el comportamiento del Gulfstream G-200 a gran altitud. Encontraba este comportamiento diferente de otros turbojets volando a gran altitud.

1.2.2. Copiloto

Edad, sexo:	30 años, varón
Nacionalidad:	Española
Licencia:	CPL(A) obtenida en 1999
Habilitación de tipo:	Copiloto de G-200 (sólo aeronaves españolas); Instructor de clase (CRI(A)) de monomotores Cessna de turbina
Habilitaciones de tipo anteriores:	Cessna 208 Caravan
Último examen médico:	12-07-2006; válido hasta 29-07-2007
Horas de vuelo totales:	1.900 h
Horas de vuelo en el tipo:	30 h (como copiloto bajo supervisión)
Horas durante los últimos 30 días:	6:25 h
Horas durante los últimos 7 días:	6:25 h
Horas durante las últimas 72 h:	6:25 h
Comienzo del periodo vigente de actividad aérea:	19:30 h el 7-2-2007
Periodo de descanso previo:	16 h
Último curso de gestión de recursos de la tripulación (CRM):	24-11-2006

El copiloto había recibido su entrenamiento en G-200 en las mismas fechas que el PIC. El entrenamiento inicial lo hizo en Flight Safety Dallas, donde pasó la prueba de pericia el 30 de septiembre de 2006, y después recibió 1:15 h de vuelo real de entrenamiento en Ginebra el 18 de octubre de 2006. Posteriormente voló unas 30 FH como copiloto bajo supervisión.

El copiloto solía volar turbohélices Cessna Caravan, y ésta era la primera vez que iba a cruzar el Atlántico como copiloto de un vuelo real.

1.3. Descripción de la aeronave

Los motores de la aeronave G-200 tienen un sistema «Full Authority Digital Engine Control» (FADEC). Este sistema regula la velocidad de giro del eje de alta presión (N2) y la del eje de baja (que mueve el fan) (N1) para hacer que el motor dé un cierto nivel

de empuje dependiendo de diversos factores como la fase de vuelo, las condiciones ambiente, entradas discretas proporcionadas por el avión, y la posición en cuanto a ángulo de la palanca de empuje («thrust lever angle» o TLA) que representa la demanda solicitada por el piloto. El FADEC filtra o amortigua los movimientos rápidos de TLA para hacer que el motor responda lentamente y evitar así que se produzca pérdida en el compresor o «surge» a altitud.

El AFM contiene un procedimiento anormal específico para «Respuesta lenta del motor» («ENGINE SLOW RESPONSE») (pág. III-22, 8-3-2006), que indica:

«Possible ice contamination to engine sensor probes. FADEC has reverted to conservative acceleration/deceleration schedule to mitigate the risk of engine surge/stall and potential associated engine damage.

1. ENGINE ANTI-ICE pushbutton - ON
2. ENGINE SYNC switch - OFF
3. Thrust levers - OPERATE INDIVIDUALLY»

Sin embargo, no hay instrucciones que indiquen cuándo hay que aplicar este procedimiento.

Las palancas de empuje tienen resaltes, ranuras o posiciones fijas para algunas condiciones de vuelo como ralentí de vuelo, máximo crucero, máximo ascenso, despegue, reserva de potencia automática y reversa de empuje. Según Gulfstream, por encima de 20.000 ft de altitud la magnitud del empuje proporcionado con la TLA en el resalte de despegue es la misma que con la palanca situada en el resalte de máximo ascenso. Por lo tanto, por encima de 20.000 ft el mover la palanca de empuje de máximo ascenso a la posición de despegue no producirá ningún incremento de empuje y, en consecuencia, no habrá cambios en las indicaciones de los parámetros de motor N1, N2 y flujo de combustible presentadas a la tripulación.

El avión tiene un sistema centralizado de presentación de avisos de peligro y de precaución (EICAS). Uno de esos avisos de precaución es «FADEC MAJOR (L/R)», que significa que el ordenador del «Full Authority Digital Engine Control» tiene un mal funcionamiento. De acuerdo a la página III-19 del manual de vuelo de la aeronave (AFM) fechado el 8 de marzo de 2006, es un «fallo en el control del motor que puede tener un efecto menor en la operación del motor. Este mensaje aparece sólo en tierra». Hay una nota que dice que en ese caso «No se autoriza el despacho». Otro aviso de precaución que afecta al FADEC es el mensaje «FADEC FAULTY», que significa «Fallo del control del motor que afecta a la operación del motor». Las palancas de empuje deben operarse con suavidad y las indicaciones del motor se deben monitorear. Cuando aparece este aviso, el motor tiene una capacidad reducida de revertir a otro control y no se autoriza el despacho.

El sensor de ángulo de ataque (AOA), el de temperatura total del aire (TAT) y el tubo pitot están calefactados para protegerlos contra la formación de hielo. Todas las resistencias térmicas están controladas por un interruptor único rotulado «PROBES

HEAT» situado en el panel sobre cabeza. Este interruptor tiene dos posiciones: AUTO (automático) y OVERRIDE (puenteado o cancelado). El microinterruptor del amortiguador de la pata del tren de morro interrumpe la corriente a las resistencias cuando el interruptor de cabina está en la posición AUTO y el avión está en tierra. En OVERRIDE, la calefacción de las tomas está conectada en tierra y en vuelo.

Los mensajes de precaución asociados a las calefacciones son:

- AOA HEAT (L/R). En vuelo. Hay una discontinuidad en la conexión de la corriente. Acción correctiva: poner el interruptor PROBES HEAT en OVERRIDE según se requiera.
- PITOT HEAT (L/R). En vuelo. Hay un fallo de la alimentación de corriente. Acción correctiva: poner el interruptor PROBES HEAT en OVERRIDE según se requiera.
- TAT PROBE HEAT. En vuelo. Hay un fallo de la alimentación de corriente. Acción correctiva: poner el interruptor PROBES HEAT en OVERRIDE según se requiera.

Si en el interruptor PROBES HEAT SWITCH se ha seleccionado la posición OVERRIDE, debe volver a ponerse en AUTO una vez en tierra, y éste es un punto de la lista de chequeo normal de inspección de la cabina después del aterrizaje y también antes del vuelo (referencia: Procedimientos normales del AFM, página IV-10, 8 de Marzo de 2006).

Si esta acción no se lleva a cabo, se aplica calor en tierra a los sensores y durante el energizado del avión en tierra se podría generar un mensaje FADEC MAJOR (L/R). Este tema se trataba en un artículo técnico de Servicio al Cliente publicado por Gulfstream el 13 de octubre de 2006. Sin embargo, la aparición del mensaje FADEC MAJOR por este motivo normalmente haría que se grabase un código de fallo en el computador de datos de mantenimiento (MDC).

NOTA: Como se indicó en la sección 1.1.2 más arriba, después de que aparecieran mensajes de FADEC MAJOR en tierra en St. John's no se grabó ningún código de fallo en el MDC. El fabricante del motor indicó que esta ausencia de grabación de códigos de fallo podría ser debida a que el interruptor del EICAS estaba en la posición de mantenimiento o por una interrupción en la alimentación a las FADEC tras la parada de los motores.

1.4. Registradores de vuelo

1.4.1. Registrador de voz en cabina (CVR)

El avión llevaba un registrador de voz en cabina de estado sólido (CVR) P/N 1603-02-12, S/N 1656. Graba 30 minutos de sonido digital en cuatro canales: CM-1, CM-2, CM-3 (observador en cabina, sentado en el asiento plegable o transportín) y micrófono de ambiente o micrófono de área) y dos horas de sonido digital en dos ficheros adicionales. Uno de esos ficheros (llamado «mixer») graba conjuntamente los canales CM-1, CM-2 y CM-3 durante las últimas dos horas, y el otro fichero («área») graba los sonidos del micrófono de ambiente durante las últimas dos horas.

El CVR se descargó y se observó que había grabado los momentos en los que ocurrió el incidente. El sonido de aviso de entrada en pérdida se grabó tras 11 min y 36 s de grabación.

La información relevante del CVR es la siguiente:

Tiempo transcurrido desde el inicio de la grabación del CVR (hh:mm:ss)	Segundos transcurridos desde el inicio del aviso de entrada en pérdida	Tiempo UTC en el DFDR (hh:mm:ss)	Comentario sobre el DFDR	Persona o estación que habla	Texto (no literal, sólo se incluye un resumen de las conversaciones, cuando son relevantes o según sea aplicable)
00:11:36	0	02:27:42		Sound	Sonido del aviso de entrada el pérdida
00:11:38	2			CM-1	Es la pérdida
00:11:47	11			CM-1	Vale, vale
00:11:50	14			CM-1	Mío, mío
00:11:51	15			CM-1	¿Qué le pasa a los motores?
00:11:53	17			CM-1	[Exclamación]. No funcionan
00:11:56	20			CM-1	Dile al ATC que declaramos emergencia
00:12:00	24			CM-2 (radio)	We have had a flame out. We declare emergency
00:12:14	38			CM-1	Ya desciendo
00:12:16	40			CM-2	¿Qué hago? [nombre del CM-1]?
00:12:25	49			CM-1	We do not have the engines running
00:12:35	59			CM-1	Vale, están rearrancando
00:12:48	72			CM-1	Dile que descendemos a nivel 330
00:12:58	82			CM-1	No funcionan, no funcionan
00:13:45	89			CM-1	Ponme directo a Saint John's
00:13:58	102			CM-1	Vamos a intentar rearrancar un motor
				CM-1	No, espera, está funcionando
00:14:06	110			CM-1	Lo que no tengo es mando
00:14:45	149			CM-2	¿Qué te leo? [nombre del CM-1]?
00:14:50	154			CM-2	What can it be?
00:14:52	156			Mechanic	I do not know
00:15:24	188			Mechanic	They are running
00:17:15	299			CM-2 (radio)	We have four people on board
00:17:35	319			CM-2 (radio)	We have the engine working, I little bit but working
00:18:00	344			CM-2	Engine working again

1.4.2. Registrador digital de datos de vuelo (DFDR)

El avión llevaba un registrador de datos de vuelo de estado sólido. Se descargaron los datos y la información relevante es la siguiente:

Hora UTC del DFDR el 8 de febrero de 2007 (hh:mm:ss)	Segundos transcurridos desde el primer aviso de entrada en pérdida		Velocidad (KIAS)	Altitud (ft)	Comentario
00:44:05	N/A	Se activa el «master warning»	169	2.570	Aproximación durante el vuelo Dallas-St. John's. El «master warning» está activo durante tres segundos
00:46:22	N/A	Señal de peso en patas	118	903	Toma en St. John's tras el vuelo desde Dallas
00:54:53	N/A	Se paran los motores tras el aterrizaje y rodaje a estacionamiento			
01:56:16	N/A	Se arrancan de nuevo los motores			
02:06:52		Desaparece la señal de peso en patas	139	952	Avión en el aire durante el despegue de St. John's
02:27:42	0	Se activa el aviso de pérdida y el «stick shaker»	199	40.875	Se activa el «master warning». Se desconecta el piloto automático. Suena el aviso sonoro de desconexión del piloto automático
02:27:47	5	«Stick pusher» activo durante 1 s	198	40.874	El aviso de desconexión del piloto automático continúa sonando. Permanecerá activo hasta las 02:32:27 h
02:27:52	10	«Stick pusher» activo durante 1 s	200	40.776	
02:28:17	35	Desaparecen el «stick shaker» y el aviso de pérdida	200,5	36.698	
02:28:25	43	«Stick shaker» y aviso de pérdida activos de nuevo durante 4 s	218,5	38.869	
02:28:38	56	Interruptores de corte de los motores LH y RH activos durante 1 s	230,5	37.444	Flujo de combustible del motor LH va a cero a las 2:28:41 h. Flujo de combustible del motor RH alcanza un mínimo de 208 a las 2:28:47 h. N2 del motor LH alcanzan un mínimo de 64,9% a las 2:28:38 h. N2 del motor RH alcanzan un mínimo de 66,75% a las 2:28:39 h

Hora UTC del DFDR el 8 de febrero de 2007 (hh:mm:ss)	Segundos transcurridos desde el primer aviso de entrada en pérdida		Velocidad (KIAS)	Altitud (ft)	Comentario
02:30:07	145	Interruptor de corte del motor LH activo durante 3 s	221,5	34.473	Flujo de combustible del motor LH va a cero a las 2:30:11 h. N2 del motor LH alcanzan un mínimo de 41,59% a las 2:30:54 h
02:31:31	229	Palanca de empuje del motor LH avanzada a 10° de TLA en dos segundos e inmediatamente después retrasada a 0° (ralentí de vuelo)	205	31.970	
02:31:37	237	Aviso de pérdida activo durante 2 s	203	31.945	
02:31:50	248	Aviso de pérdida activo durante 1 s	202	31.481	
02:32:09	267	Palancas de empuje avanzadas a unos 17°	208	30.665	
02:32:27	285	Desaparece el aviso de desconexión de piloto automático	228	29.654	
02:33:36	354	El piloto automático es conectado de nuevo	237	28.500	Las palancas de empuje se colocan a unos 9° de TLA
03:01:02	2.000	El piloto automático se desconecta	146	1.188	El piloto automático se desconecta durante la aproximación final a unos 160 ft AGL
03:01:26	2.024	Señal de peso en patas	133	920	Aterrizados de nuevo en St. John's

En lo que respecta a los momentos en los que realmente se produjo el incidente durante el vuelo desde St. John's, los datos del DFDR mostraban que después de que sonara el aviso de entrada en pérdida a las 02:27:42 h (en cuyo instante se desconectó el piloto automático automáticamente con la activación del «stick shaker»), la tripulación avanzó las palancas de empuje a la posición de despegue (33° de TLA) y las mantuvo en esa posición durante unos 7 s. La N2 y el flujo de combustible de ambos motores no varió ya que (véase la sección 1.3) por encima de 20.000 ft de altitud el empuje proporcionado por los motores con las palancas de empuje situadas en la ranura de despegue es el mismo que cuando las palancas están en la posición de máximo ascenso.

Después de aproximadamente 7 s, hubo una serie de rápidos movimientos de las palancas de empuje atrás y adelante hasta que se dejaron cercanas a ralentí (0° de TLA) cuando habían transcurrido 21 s desde que sonara el aviso de entrada en pérdida. Cuando las palancas se retrasaron, las N2 y el flujo de combustible de ambos motores cayeron tras un retardo de varios segundos, como estaba previsto en el diseño.

En el segundo 42, coincidiendo con una nueva aparición del aviso de pérdida, las palancas se avanzaron un poco (TLA de 1,9°) durante 5 s y se retrasaron de nuevo a 0°. Los flujos de combustible detuvieron su disminución y los valores de N2 de ambos motores sufrieron una variación más lenta (debido a un mayor retardo) como resultado de estos comandos.

En el segundo 56 los interruptores de corte de ambos motores se pulsaron durante 1 s. Esto causó que el flujo de combustible del motor LH fuese a cero y el del motor derecho también bajase notablemente. Ambas N2 también cayeron. El fabricante consideró que estos valores indicaban que ambos motores se pararon.

Tras unos pocos segundos los motores recuperaron alimentación de combustible y N2, y después hubo tres movimientos de las palancas de empuje adelante y atrás en lo que parecía ser un chequeo del estatus de los motores.

En el segundo 145, con ambas palancas de empuje todavía en ralentí, se presionó durante 3 s el interruptor de corte del motor izquierdo, lo que causó que el flujo de combustible de ese motor fuese a cero y las N2 izquierdas a 41,7%, en lo que fue considerado una parada completa del motor. Tras varios segundos, el flujo de combustible y las N2 se recuperaron y el motor reanudó de nuevo.

Después ya no se volvió a usar ningún interruptor de corte de motor. El aviso de pérdida todavía sonó dos veces. A las 2:32:09 h las palancas de empuje se avanzaron a unos 17° y las N2 de ambos motores volvieron a aproximadamente el 90%.

El aviso de desconexión del piloto automático se mantuvo activo hasta las 02:32:27 h (es decir, estuvo sonando durante casi 5 minutos mientras la tripulación gestionaba la situación de aviso de entrada en pérdida). El piloto declaró que intentó desconectarlo antes pero no pudo. La razón de este hecho no pudo determinarse.

El avión continuó su descenso de vuelta a St. John's. Sesenta y nueve segundos después de que se apagara el aviso de su desconexión, se conectó de nuevo el piloto automático y permaneció conectado hasta que el avión estuvo cerca de la pista durante la aproximación final al aeropuerto. El vuelo de vuelta a St. John's no registró ningún incidente relevante. Las palancas de empuje se movieron en el rango de 4°-12° según fue necesario durante el descenso y aproximación. Después de la toma las TLA alcanzaron -13,7° cuando se aplicó empuje de reversa.

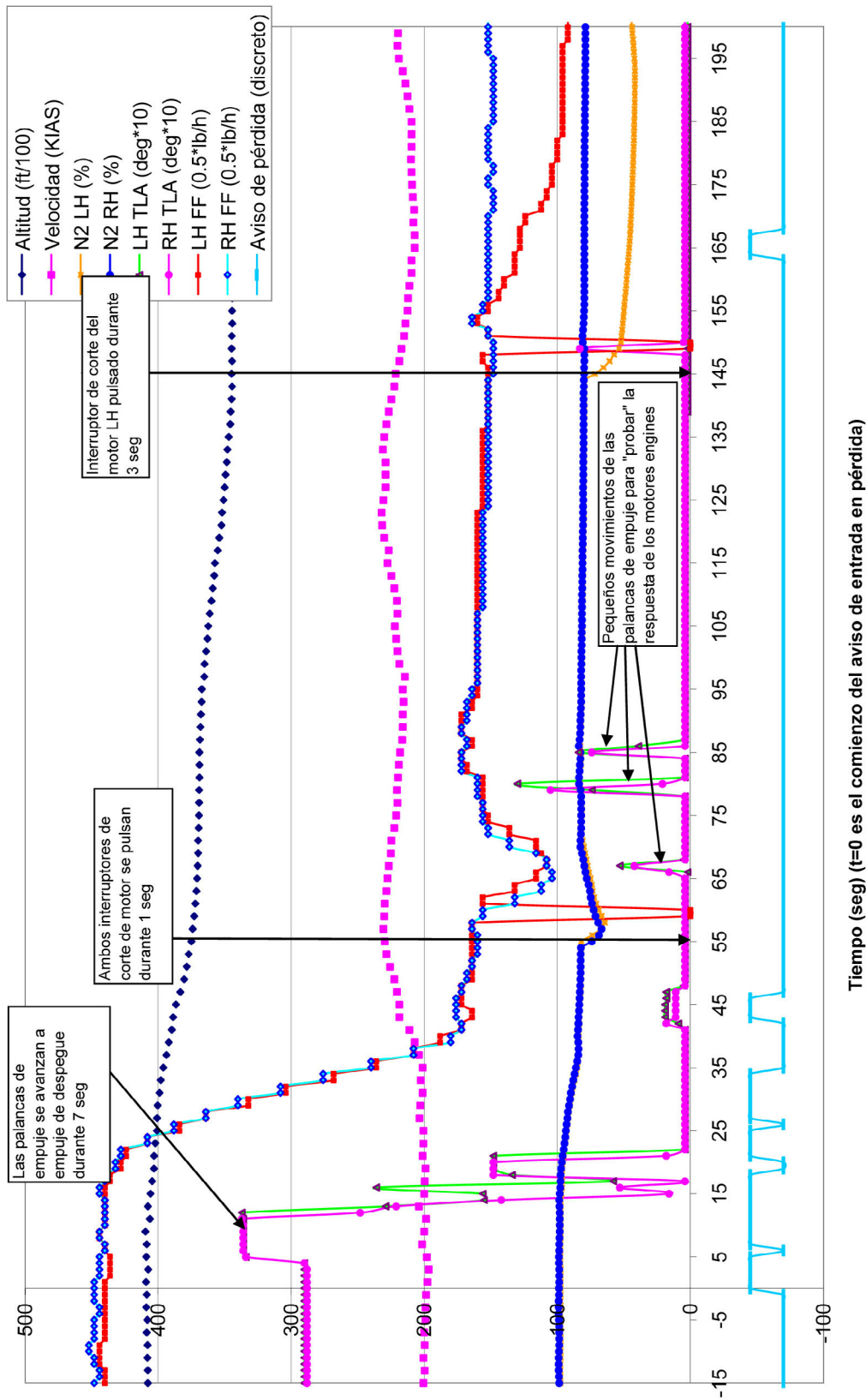


Figura 2. Variación cualitativa de varios parámetros del DFDR tras la aparición del primer aviso de entrada en pérdida. La escala de las curvas se ha adaptado para tener todos los datos en el mismo gráfico

1.5. Procedimientos operacionales

El nuevo modelo estaba incluido en el «Manual de operaciones» («Operations manual») del operador fechado el 6 de noviembre de 2006. La Parte B de este manual tenía alguna información de la aeronave G-200 traducida al español pero en general se remitía al lector al AFM original emitido por el fabricante para la mayoría de los procedimientos e información de actuaciones.

La parte A (General) del manual de operaciones contenía información y procedimientos para preparar el peso y centrado de la aeronave y para asignar tripulaciones a cada vuelo. Los procedimientos contenían suficiente información para llevar a cabo estas tareas de un modo apropiado. El plan de vuelo operacional normalmente era preparado por despachadores del operador y aprobado por el piloto al mando.

El operador también había preparado un documento titulado «Standard Operating Procedures» para su único avión G-200. Este documento se había creado usando como base el manual de su compañía operadora matriz, y estaba en formato de borrador efectivo el 9 de enero de 2007 (es decir, aproximadamente un mes antes de la fecha de entrega del avión). Estos procedimientos asignaban tareas detalladas al PF y al PNF, al igual que al piloto al mando y al copiloto.

Los procedimientos y la información de aeronave, contenidos en los diferentes manuales emitidos por el fabricante o por el operador, que fueron hojeados tras el incidente, no incluían la información de que, por encima de 20.000 ft, el empuje de despegue proporcionado por los motores con las palancas en máximo ascenso era el mismo que con las palancas situadas en la ranura de despegue.

Tampoco incluían información sobre las condiciones para aplicar el procedimiento de respuesta lenta del motor («ENGINE SLOW RESPONSE»).

2. ANÁLISIS

2.1. General

El análisis de la información disponible sobre los hechos muestra que el vuelo St. John's-Madrid se inició con un peso de la aeronave por encima del valor calculado por la tripulación, y se planificó a una altitud de crucero excesiva para el peso real. La planificación del ascenso no era la óptima en cuanto a velocidad pero estaba dentro de límites. Como resultado, el avión entró en pérdida cuando alcanzó la altitud prevista y la tripulación no pudo identificar adecuadamente la respuesta de los motores a la situación creada. Malinterpretaron la información disponible y el CM-1 consideró que las informaciones que estaban recibiendo se debían a un problema de los motores, creyendo que no tenían control sobre ellos, y para resolver este diagnóstico incorrecto, tomó acciones que estaban fuera de los procedimientos operacionales aprobados sin avisar al CM-2 o al mecánico que iba a bordo de esas acciones, lo cual llevó a ambos

motores a perder empuje simultáneamente. Más tarde tomó la misma acción (pulsar el interruptor de corte del motor) sobre el motor izquierdo.

Las siguientes secciones intentan evaluar la influencia de diferentes factores en las acciones llevadas a cabo por la tripulación que pusieron en riesgo la operación.

2.2. Vuelos previos

La información recopilada indica que habían aparecido varios avisos de precaución en la cabina de este avión nuevo tanto el día del incidente como en el día anterior. Estos avisos incluyeron los mensajes L FADEC FAULTY, L y R AOA HEAT y TAT PROBE. Hubo dos cancelaciones del vuelo Dallas-St. John's debido a esta causa. Cuando finalmente se realizó el vuelo, los mensajes AOA HEAT (L y R) y TAT PROBE aparecieron de nuevo durante la aproximación a St. John's. Durante los tres vuelos iba a bordo un mecánico del fabricante.

Finalmente, antes del despegue del vuelo del incidente, con el avión en tierra, aparecieron en la cabina los mensajes L y R FADEC MAJOR.

No ha podido comprobarse si esta última aparición se debió a que después del aterrizaje, como parte de las actividades de detección de averías, se había dejado el interruptor PROBE HEAT en la posición de «override».

Esta discrepancia había sido tratada en un artículo técnico emitido por el fabricante en una de sus publicaciones de servicio al cliente, pero éste hubiera sido normalmente el primer punto a comprobar por el mecánico del fabricante cuando inició las labores de detección de averías tras el aterrizaje. La causa de los mensajes AOA HEAT y TAT PROBE no pudo ser determinada con exactitud. Tras el incidente fueron inspeccionadas y no detectaron discrepancias. Cuando el avión regresó a Savannah, el sensor TAT 102AU1AG fue sustituido. Se realizó una prueba operacional que no mostró ningún defecto.

El análisis llevado a cabo por los fabricantes del avión y de los motores muestra que ninguno de esos fallos estuvo relacionado con un mal funcionamiento de los motores o de sus controles. Sin embargo, es probable que los diferentes mensajes de precaución mostrados llevaran a la tripulación, que no estaba familiarizada con los detalles de las posibles averías, a ser proclive a pensar que había algún problema cuando finalmente despegaron de St. John's dirigiéndose a Madrid.

2.3. Composición de la tripulación

El piloto al mando tenía experiencia en vuelos a gran altitud sobre el Atlántico Norte con aeronaves Boeing 707 como parte de su experiencia militar. También tenía experiencia en vuelos de tipo negocios y de corto alcance en Falcon 20, pero su experiencia con G-200 era limitada. Tenía alrededor de 30 FH como CM-1 sin restricciones en este tipo.

El copiloto no tenía experiencia en aviones turborreactores que operan a gran altitud y con elevadas actuaciones, y tampoco en vuelos de largo alcance sobre el Atlántico Norte.

De acuerdo a sus declaraciones, el curso de habilitación de tipo seguido por la tripulación no incluyó entrenamiento extenso sobre emergencias relacionadas con los motores. No habían recibido entrenamiento específico sobre las actuaciones a gran altitud del avión. No sabían que el empuje proporcionado por los motores con las palancas en máximo empuje era el mismo que el proporcionado con las palancas en la ranura de despegue cuando el avión está por encima de 20.000 ft. Por ello, se hace una recomendación a Gulfstream para que esta información se incluya en los programas de entrenamiento de G-200.

Se considera que la composición de la tripulación era inadecuada para el tipo de vuelo que se estaba realizando. Aunque el manual de operaciones tenía procedimientos en vigor para asegurar que la asignación de tripulaciones se estudiara y preparara con antelación, esto no ocurrió en este caso. Ellos eran los únicos pilotos habilitados en G-200 que el operador tenía en aquel momento, y por lo tanto no había otra opción de composición de tripulación excepto que se encontraran otros pilotos fuera de la compañía. Se había intentado localizar pilotos de la compañía matriz del operador, pero no había ninguno disponible.

En otros vuelos de entrega, el fabricante habitualmente asignaba uno de sus propios pilotos para que estuviera a bordo, pero en este caso no tenían ninguno disponible y, por lo tanto, sólo se asignó a un mecánico. En cualquier caso, esto debe considerarse una medida de seguridad adicional proporcionada para ese tipo de vuelos, sin que sustituya la necesidad de que el operador proporcione una tripulación adecuada y bien compensada. Por lo tanto, se emite una recomendación de seguridad al respecto. Puesto que se considera que la coordinación en cabina no fue óptima durante la gestión de la emergencia, pese a que la tripulación había realizado un curso de CRM el 24-11-2006, la recomendación incluye la necesidad de que se mejore la formación en CRM.

2.4. Planificación del vuelo

La planificación del vuelo no fue adecuada porque la tripulación utilizó una hoja de carga con datos erróneos. El peso al despegue de esa hoja era 30.468 lb, lo que no reflejaba la carga de pago (dos pasajeros más equipaje) y tampoco el peso real que finalmente había a bordo (500 lb adicionales de combustible). El error estimado de la hoja de carga era como mínimo de 900 lb por debajo del peso real.

El plan de vuelo operacional (29.900 lb) tenía un error estimado de 1.468 lb por debajo del peso real (31.368 lb). Los valores utilizados de peso en vacío de la aeronave no eran correctos. Se emite una recomendación de seguridad al operador para que revise sus procedimientos de despacho en cuanto a peso y centrado para que se asegure que se está utilizando la información correcta y actualizada en todo momento.

Por otro lado, la tripulación utilizó el peso al despegue del plan de vuelo (29.900 lb, que tenía el error más grande) para calcular el nivel de vuelo óptimo.

El CM-1 utilizó una regla nemotécnica que era inadecuada en este caso, debido a su falta de exactitud, y el resultado fue que el avión podía subir a 40.700 ft. Cuando el ATC les requirió que estuvieran establecidos a FL330 o FL410 en el punto 48N 50W, eligió FL410.

El CM-1 asignó al copiloto la misión de piloto a los mandos durante el despegue y el ascenso, lo cual fue inicialmente una buena decisión ya que el copiloto no estaba familiarizado con los procedimientos de comunicaciones y navegación del Atlántico Norte que iban a ser gestionados directamente por el piloto al mando.

Sin embargo, no proporcionó una adecuada supervisión del ascenso realizado por el copiloto. El ATC les había requerido estar a FL330 o FL410 antes de alcanzar el punto 48N 50W (que se encuentra a unas 140 NM de St. John's). La velocidad durante la subida estaba siendo aproximadamente 0,7 M, en lugar del valor óptimo de 0,75 M (o 290 kt). El copiloto dijo en esos momentos que con esa velocidad no alcanzarían el nivel de vuelo asignado en la posición requerida, y preguntó qué hacer, si reducir la velocidad o incrementar el régimen de ascenso. El CM-1 respondió: «haz lo que quieras pero no bajes de Mach 0,66», lo que estaba de acuerdo con la tabla de actuaciones proporcionada por el fabricante.

La tripulación no disponía de medios suficientes para comprobar con precisión la capacidad del avión de alcanzar FL410 en el punto pedido por el ATC, especialmente teniendo en cuenta la SAT que había en la zona. El plan de vuelo operacional, que partía de un peso al despegue casi 2.000 lb por debajo del real del avión, preveía alcanzar FL410 tras 02:37 h y 1.415 NM de vuelo.

Los datos DFDR muestran que el perfil de vuelo era significativamente diferente del perfil óptimo tras atravesar el FL250. De FL350 a FL370, el número de Mach se mantuvo estacionario en 0,72 M, por debajo del óptimo de 0,75. Este valor de Mach tenía una apreciable desviación respecto al correspondiente al modo de crucero de largo alcance (0,76) y respecto a la velocidad de crucero de 0,80 M calculada en el plan de vuelo.

Desde FL370 a FL400 el Mach fue de 0,70, por debajo del óptimo de 0,75. Finalmente, los últimos 1.000 ft de subida fueron más críticos. La velocidad se fue reduciendo progresivamente hasta unos 199 KIAS en un corto periodo de tiempo para la gran altitud que llevaban en ese momento. En consecuencia, notaron el inicio del bataneo de baja velocidad del avión.

2.5. Gestión de la situación de aviso de pérdida

El primer signo de que el avión estaba demasiado alto fue una especie de balanceo del holandés asimétrico que experimentaron a unos 40.700 ft. Cuando la aeronave estaba a unos 40.900 ft sonó el aviso de pérdida. La tripulación reconoció correctamente el aviso

y el CM-1 tomó los mandos de vuelo. Las acciones para recuperar la pérdida no fueron óptimas. Las oscilaciones de cabeceo fueron de $+5,4^\circ$ a $-0,4^\circ$ en 3 s y de $-4,9$ a $+7,4^\circ$ en 2 s. El AOA osciló desde $-7,7^\circ$ hasta $+14,4^\circ$ en 3 s y desde $+14,4^\circ$ hasta $1,9^\circ$ en 3 s.

El «master warning» estuvo activo intermitentemente durante 6 s. El «stick pusher» estuvo activo durante 2 s. El aviso de pérdida se iluminó hasta 7 veces. La recuperación de velocidad fue muy lenta (de 196,5 kt hasta 211 kt en 37 s). La pérdida de altitud fue de 2.530 ft en 48 s antes de que el descenso se estabilizara.

En un intento de recuperar el control, el CM-1 avanzó las palancas de empuje hasta la ranura de despegue. Puesto que no hubo cambio en los parámetros de motor, pensó que había una interfaz errónea entre las FADEC y las palancas de empuje o algún tipo de mal funcionamiento de los motores. Después, las palancas fueron colocadas en ralentí, luego movidas brevemente hacia delante, y finalmente dejadas en ralentí. Esto provocó variaciones rápidas en el flujo de combustible y variaciones más lentas en las RPM de los motores.

El CM-1 probablemente tenía en mente los mensajes FADEC MAJOR que habían aparecido previamente en la cabina antes de iniciar el vuelo y ello le inducía a pensar en un fallo de control del motor.

Sin embargo, en los momentos en los que se activó el aviso de pérdida no se activó el aviso maestro de precaución («master caution») ni se mostró ningún mensaje de FADEC en el EICAS.

El CM-1 probablemente malinterpretó las siguientes dos condiciones del comportamiento del motor como causadas por una FADEC defectuosa o por un mal funcionamiento de otra parte del sistema de control de los motores:

- Ausencia de incremento de empuje cuando el TLA fue aumentado hasta la posición de despegue,
- Respuesta lenta de los motores a los movimientos rápidos de las palancas.

La primera condición se debía a que el avión estaba por encima de 20.000 ft, en cuyo caso el empuje proporcionado por los motores en régimen de máximo ascenso es el mismo que con las palancas en despegue. Parece que los pilotos no eran conscientes de este hecho, y nunca habían recibido entrenamiento sobre esta importante característica de la planta de potencia. Los manuales del fabricante consultados durante la investigación no contenían ninguna referencia a esta condición. Por lo tanto, se emite una recomendación de seguridad para que Gulfstream incluya esta información en las partes correspondientes de los manuales.

La segunda condición se debía al diseño de las FADEC, que protege a los motores de pérdida o «surge» en caso de movimientos rápidos de las palancas a gran altitud de vuelo. De los datos grabados parece desprenderse que la respuesta de los motores fue

normal y de acuerdo a su diseño. En cualquier caso, el AFM contiene un procedimiento específico para «Respuesta lenta del motor» que nunca fue aplicado o mencionado por la tripulación. Sin embargo, este procedimiento no contiene directrices para identificar una respuesta lenta del motor, y se emite una recomendación de seguridad en este sentido a Gulfstream.

En estas condiciones, la activación del antihielo del motor, cuando no había condiciones de humedad exterior visible, fue una acción aislada y no un paso correspondiente a un procedimiento específico. El antihielo reduce tanto la altitud máxima como la óptima, por lo que su activación en esos momentos podría haber empeorado la situación.

Más tarde, los interruptores de corte de ambos motores fueron accionados al mismo tiempo, lo que produjo que ambos flujos de combustible fueran casi hasta cero. Esta acción era contraria a los procedimientos operacionales aprobados y se tomó sin avisar al copiloto (que era el PNF en esos momentos). La aeronave estaba entonces descendiendo, pasando a través de 37.450 ft a 230 KIAS. Esta altitud está fuera de la envolvente de arranque en vuelo (en molinete o asistida por puesta en marcha) (Figura 3-2, Sección III, Procedimientos anormales, página III-24 del AFM). En cualquier caso, los motores rearrancaron sin ningún problema en cuanto se restableció el flujo de combustible.

Tras el incidente, el CM-1 reconoció que no debería haber realizado esta acción, pero lo hizo con la convicción de que los motores no respondían y como la única manera que se le ocurrió en esos momentos que podía hacer reaccionar los motores.

La tripulación estaba bajo gran presión y preocupación en esos momentos. Gestionaron la situación y el CM-1 decidió declarar emergencia y regresar a St. John's tras la activación del aviso de pérdida.

Casi dos minutos después, el CM-1 accionó durante 3 segundos el interruptor «L FUEL ENGINE CUT OFF». El avión todavía estaba descendiendo, pasando a través de 34.473 ft a 221 KIAS, lo cual está en la frontera de la envolvente para un arranque en vuelo en molinete, pero no se encontraba todavía en buenas condiciones para el arranque, debido a que llevaba un ángulo de cabeceo elevado (+4,2°) y a que se estaba produciendo una lenta deceleración de velocidad. Sin embargo, el motor rearrancó sin ningún problema.

2.6. Vuelos a gran altitud

Una conclusión del suceso es que la tripulación no estaba muy familiarizada con el inicio de bataneo a baja velocidad («low speed buffet») y las pérdidas a gran altitud y su recuperación, ni con las condiciones en las cuales la respuesta de los motores puede considerarse lenta. También tenían una falta de información de actuaciones del avión. Es necesario que el operador asegure que se proporciona a sus tripulaciones entrenamiento suficiente en vuelos a gran altitud en aeronaves de elevadas prestaciones. El operador ha informado que envía a sus tripulaciones a las escuelas autorizadas que

imparten el curso completo del avión en los simuladores de vuelo. Pese a ello, lo tendrá en cuenta en el futuro para incidir en ese tipo de entrenamiento.

Se revisó la información de actuaciones proporcionada por el fabricante. Los márgenes de bataneo están incluidos en la figura 7-19 del AFM. Sin embargo, este gráfico tiene las curvas muy juntas y es muy difícil de leer. El gráfico no muestra ángulo de balance (sólo factor de carga, que es menos intuitivo para las tripulaciones de vuelo) (véase figura 3, anotaciones en color verde). Además, sería útil a efectos operacionales que este gráfico estuviera también incluido en el «Quick Reference Handbook». Se emite una recomendación de seguridad al respecto.

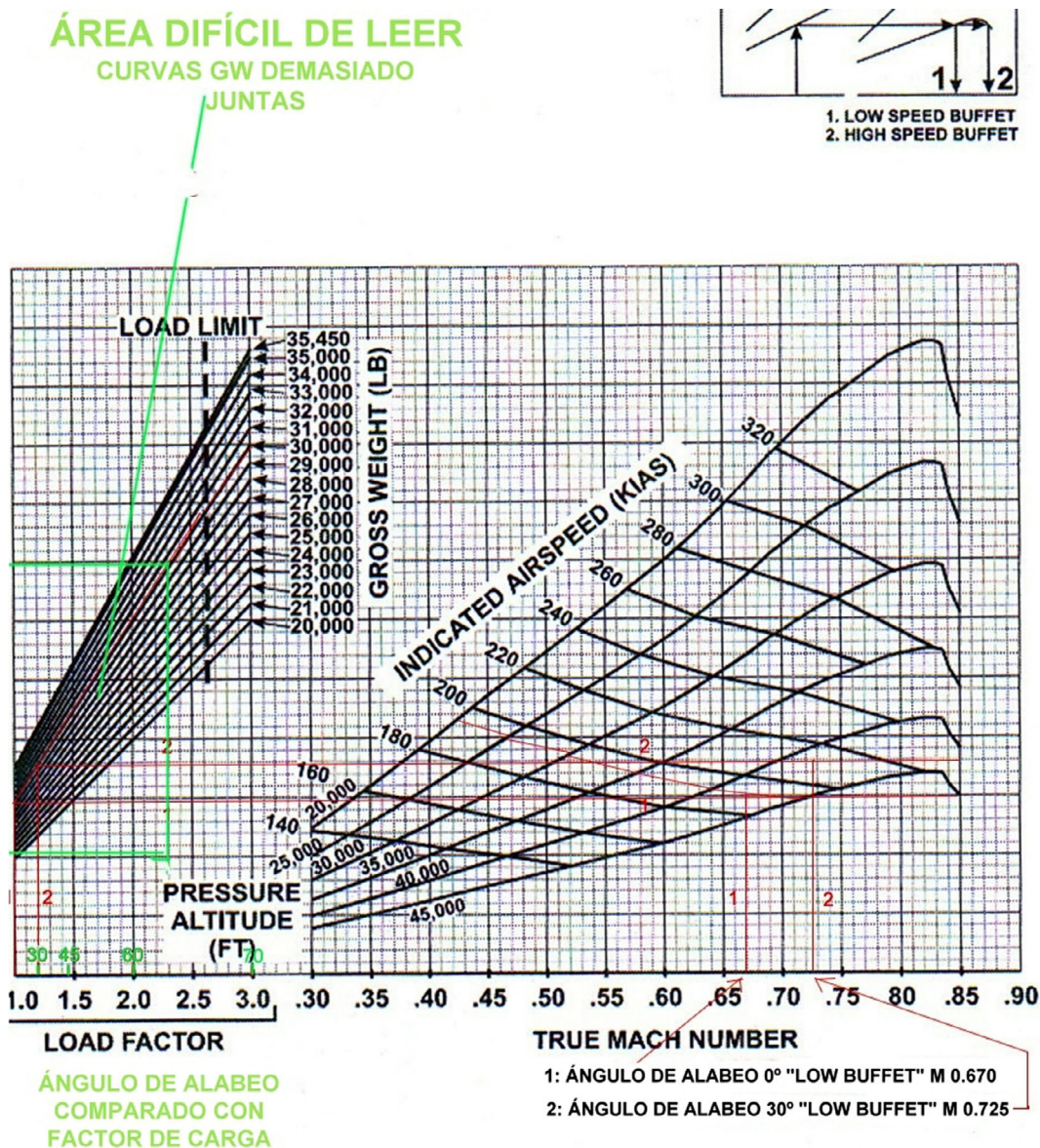


Figure 7-19. Buffet Boundary; Clean Configuration

Figura 3. Composición modificada del gráfico de márgenes de bataneo extraído del AFM del G-200

Según el «Operational Planning Manual», página IV-70 (18 de septiembre de 2004, véase la figura 4 adjunta), con 30.000 lb el avión podría teóricamente volar a FL410 con velocidad de crucero constante a Mach 0,66 y N1 101,4%. Sin embargo, este valor está por debajo del margen de bataneo a baja velocidad mostrado en la figura 3 (0,67 Mach con 0° de ángulo de balance, anotaciones de color marrón). Por lo tanto, esta tabla debería ser revisada por el fabricante y se emite una recomendación de seguridad al respecto.

Section IV

Constant Speed Cruise

TOC Local

41,000 FT PRESSURE ALTITUDE

0.66 M _I						0.68 M _I					
-76	-66	-56	-46	-36	OAT (°C)	-76	-66	-56	-46	-36	
-20	-10	0	10	20	ISA DEV	-20	-10	0	10	20	
30,000	97.0	99.3	101.4			%N1	97.4	99.6			30,000
	1577	1628	1678			LB/HR	1601	1652			
	0.228	0.227	0.225			NM/LB	0.228	0.227			
31,000	99.2	101.4				%N1	99.7				31,000
	1681	1735				LB/HR	1714				
	0.214	0.213				NM/LB	0.213				
32,000						%N1					32,000
						LB/HR					
						NM/LB					

Figura 4. Extracto de la página IV-70 del «Operational Planning Manual». El vuelo a FL410 está permitido a Mach 0,66 con 30.000 kg de peso

3. CONCLUSIÓN

Se considera que el incidente probablemente sucedió porque, después de que el avión entrara en una pérdida a gran altitud debido a una planificación del vuelo en la que se usó un peso incorrecto del avión y a la aceptación de la restricción de altitud del ATC, el piloto al mando accionó simultáneamente los interruptores de corte de combustible de los motores izquierdo y derecho, lo que paró momentáneamente ambos motores.

Factores contribuyentes fueron:

- Ejecución del ascenso final que resultó en una rápida pérdida de velocidad.
- Falta de conocimiento detallado de las actuaciones y el comportamiento del avión y de los motores a altitudes críticas elevadas, debido a la falta de esa información en los manuales y en el programa de entrenamiento para habilitación de tipo. Esto impedía que se pudiera comprobar con precisión la capacidad del avión de cumplir con la restricción de altitud del ATC (FL410 en 48N 50W).

- Aparición en los vuelos previos de diversos mensajes de precaución de los FADEC y de las calefacciones de las tomas cuyo origen no pudo ser determinado, y que probablemente inclinó a la tripulación a pensar que podía haber un problema latente con el control de los motores.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

- REC 36/07.** Se recomienda a TAG AVIATION E. que establezca procedimientos prácticos adecuados para asegurar que se asignan tripulaciones de vuelo adecuadas para cada vuelo planificado, según se describe en el manual de operaciones. Estas tripulaciones deberían tener la adecuada formación en gestión de recursos de la tripulación (CRM).
- REC 37/07.** Se recomienda a TAG AVIATION E. que revise sus procedimientos de peso y centrado para despacho con el objetivo de asegurar que se utiliza la información correcta y actualizada en cada caso.
- REC 38/07.** Se recomienda a Gulfstream que incluya en las partes adecuadas de los manuales del avión la información referente a la variación con la altitud del máximo empuje proporcionado por los motores dependiendo de la posición de las palancas de empuje. Esta información debería formar parte también de los programas de entrenamiento de tripulaciones para obtención de habilitación de tipo.
- REC 39/07.** Se recomienda a Gulfstream que revise el procedimiento anormal de respuesta lenta del motor («ENGINE SLOW RESPONSE») en el manual de vuelo para proporcionar a las tripulaciones información que les permita determinar cuándo deben aplicar dicho procedimiento.
- REC 40/07.** Se recomienda a Gulfstream que revise el gráfico de límites de bataneo proporcionados en la figura 7-19 del AFM para mejorar la legibilidad de las curvas de peso y para incluir el ángulo de balance además del factor de carga. Además, se recomienda que este gráfico se incluya también en el «Quick Reference Handbook».
- REC 41/07.** Se recomienda que Gulfstream revise la tabla de la página IV-70 (18 de septiembre de 2004) del «Operational Planning Manual» para asegurar que los valores de Mach, peso total y nivel de vuelo que se incluyen en él sean consistentes con márgenes de límites de bataneo del avión.