

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE **A**CCIDENTES
E **I**NCIDENTES DE
AVIACIÓN **C**VIL

Boletín Informativo

5/2007



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

5/2007



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

Edita: Centro de Publicaciones
Secretaría General Técnica
Ministerio de Fomento ©

NIPO: 161-07-013-X
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: ciaiac@fomento.es
<http://www.ciaiac.es>

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente Boletín es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se produjeron los eventos objeto de la investigación, con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, las investigaciones tienen carácter exclusivamente técnico, sin que se hayan dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. La conducción de las investigaciones ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de los futuros accidentes.

Consecuentemente, el uso que se haga de este Boletín para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

ABREVIATURAS	vi
---------------------------	----

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
(*) IN-011/2005	15-04-2005	EI-DAC	Boeing 737-800	Aeropuerto de Murcia-San Javier	1
(*) IN-008/2007	08-02-2007	EC-KBC	Gulfstream G-200	A FL410 sobre el océano Atlántico, a 130 NM de la costa canadiense (coordenadas aproximadas 48N 50W)	13
IN-009/2007	12-03-2007	EC-INE EC-JEC	Diamond Star DA-40 Piper PA-18	Aeropuerto de Reus (Tarragona)	37
(*) A-019/2007	10-05-2007	EC-CUU	Piper PA-36	Añora (Córdoba)	45
(*) A-031/2007	28-06-2007	PH 1213	Planeador Schempp- Hirth Flugzeugbau Duo Discus	Belsierre (Huesca)	51
A-034/2007	18-07-2007	EC-AZV	Piper PA-23 Azteca	Término municipal de Cabanes	57
				(Castellón)	

ADENDA	63
---------------------	----

(*) Versión disponible en inglés en la Adenda de este Boletín
(English version available in the Addenda to this Bulletin)

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
ACC	Centro de control de área
AFM	Manual de vuelo de la aeronave preparado por el fabricante
AGL	Sobre el nivel del suelo
AIP	Publicación de información aeronáutica
AOA	Sensor de ángulo de ataque
APU	Unidad de potencia auxiliar
ASI	«Air Speed Indicator»
ATC	Control de tránsito aéreo
ATPL	Licencia de piloto de transporte de línea aérea
ATPL(A)	Licencia de piloto de transporte de línea aérea (avión)
BOW	Peso básico operativo
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CM-1	Piloto al mando
CM-2	Copiloto
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CRI(A)	Instructor de habilitación de clase (avión)
CRM	Gestión de recursos en cabina
CVR	Registrador de voz en cabina
CYYT	Indicativo de lugar del Aeropuerto de St. John's
DFDR	Grabador de datos de vuelo digital
E	Este
EICAS	Sistema centralizado de presentación de avisos de peligro y de precaución
FADEC	«Full Authority Digital Engine Control»
FF	Flujo de combustible
FH	Horas de vuelo
FMS	Sistema de gestión del vuelo
ft	Pie(s)
g	Aceleración de la gravedad
GMC	Control de movimientos en tierra
h	Hora(s)
hh:mm:ss	Horas, minutos y segundos
hPa	Hectopascal(es)
ITT	Temperatura entre turbinas
KDAL	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Dallas Love
KIAS	Nudos de velocidad indicada
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
L/R	Izquierda o derecha
lb	Libra(s)
LECI	Indicativo de lugar del Aeródromo de Santa Cilia
LELL	Indicativo de lugar del Aeródromo de Sabadell
LERE	Indicativo de lugar del Aeródromo de Requena
LERS	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Reus
LEVC	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Valencia
LH	Izquierda
m	Metro(s)
m/s	Metros por segundo
MAC	Cuerda media aerodinámica
MDC	Computador de datos de mantenimiento
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MHz	Megahertzio(s)

Abreviaturas

min	Minuto(s)
MM	Manual de mantenimiento
mph	Millas por hora
MTOW	Máximo peso al despegue
N	Norte
N/A	No afecta
N1	Velocidad del fan del motor (velocidad de turbina a alta presión)
N2	Velocidad del compresor del motor
NM	Milla(s) náutica(s)
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OFDM	«Operational flight data monitoring»
P/N	Número de parte o número de pieza
PF	Piloto a los mandos
PIC	Piloto al mando
PNF	Piloto no a los mandos
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
RCA	Reglamento de circulación aérea
RH	Derecha
RPM	Revoluciones por minuto
s	Segundo(s)
S/N	Número de serie
SAT	Temperatura estática del aire
SEI	Servicio de extinción de incendios
SSR	Radar secundario de vigilancia
TACC	Centro de control de área terminal
TAT	Temperatura total del aire
TLA	«Thrust lever angle»
TWR	Torre de control de aeródromo
UTC	Tiempo universal coordinado
VOR-DME	Radiofaro omnidireccional VHF-Equipo radiotelemétrico
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 15 de abril de 2005; 14:44 h UTC
Lugar	Aeropuerto de Murcia-San Javier

AERONAVE

Matrícula	EI-DAC
Tipo y modelo	BOEING 737-800
Explotador	Ryanair

Motores

Tipo y modelo	CFM INTERNACIONAL, CFM56-7
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	41 años	50 años
Licencia		ATPL
Total horas de vuelo	12.000 h	9.000 h
Horas de vuelo en el tipo	650 h	350 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			6
Pasajeros			59
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Ninguno
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Pasajeros – Internacional
Fase del vuelo	Rodaje

INFORME

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave EI-DAC, de nacionalidad irlandesa y operada por la compañía Ryanair, realizaba un vuelo de transporte comercial de pasajeros el viernes día 15 de abril de 2005 desde el Aeropuerto de Stansted (Londres) al de Murcia-San Javier.

La aeronave, con una capacidad máxima de 189 personas, llevaba en el vuelo del incidente un total de 59 pasajeros, 2 pilotos y 4 tripulantes de cabina de pasajeros. El vuelo transcurrió con normalidad hasta que a las 14:44 UTC, segundos después de la toma, mientras la aeronave abandonaba la pista 23 del Aeropuerto de Murcia, tuvo un aviso de fuego en el compartimento del tren principal de aterrizaje («wheel well fire warning»).

La tripulación, después de detener la aeronave en la calle de rodaje H, y ante la imposibilidad de tener confirmación exterior de la existencia real de fuego, decidió realizar una evacuación. Se desplegaron las cuatro rampas de las puertas principales y, según la estimación de la sobrecarga, la evacuación duró aproximadamente 30 segundos.

Cuando el servicio de extinción de incendios (SEI) llegó había desembarcado gran parte del pasaje de la aeronave, y no fue necesaria la aplicación de ningún producto ya que no se detectó la existencia de fuego, humo o calentamiento. Tras evacuar todo el pasaje, el SEI aseguró con lastres las cuatro rampas que, debido al viento, se movían.

El aviso de fuego resultó ser falso y la aeronave retornó a la operación normal la misma noche del día del incidente, después de que fueran sustituidas las rampas desplegadas durante la evacuación.

Después del incidente, la compañía reservó el CVR que fue retirado de la aeronave y descargado. Respecto a los datos del vuelo, sólo se dispone de la información del OFDM («operational flight data monitoring»), que proporcionó datos sobre la aproximación y aterrizaje.

1.2. Información sobre la aeronave

La aeronave Boeing 737-800 está equipada con 8 salidas de emergencia. Cuatro de estas salidas corresponden a las puertas (dos delanteras y dos traseras) y tienen incorporadas rampas. Además, existen otras cuatro salidas de emergencia situadas sobre los planos (dos sobre el plano izquierdo y dos sobre el plano derecho).

1.2.1. Información sobre la aeronave

La información proporcionada por la compañía confirmó que se produjo un aviso de fuego en el compartimento del tren principal de aterrizaje y que este aviso resultó ser falso, ya que no hubo ningún fuego real.

Este modelo de aeronave, según describe el manual de operaciones para la tripulación, está provisto de un sistema de protección y detección de fuego en los compartimentos del tren principal que consiste en un sensor instalado en dicho compartimento. Este sensor, cuando la temperatura supera un valor determinado, interpreta que se está produciendo una condición de fuego y envía una señal a una unidad o módulo de control que, a su vez, es la que proporciona las siguientes alarmas de fuego en cabina:

- Aviso sonoro.
- Aviso visual mediante la iluminación de dos luces rojas de aviso de fuego («master fire warning lights»).
- Aviso visual mediante la iluminación de una luz roja de avisos de fuego en el compartimento del tren («wheel wheel fire warning light»), situada en el panel de fuego en el motor y APU. Esta luz permanece encendida hasta que la temperatura del sensor desciende por debajo del límite.

El sistema de protección y detección de fuego en el compartimento del tren no incluye ningún dispositivo de extinción de incendios.

La inspección que se realizó tanto del sensor («main wheel overheat element», P/N 35610-4-400, S/N 0228) como del módulo de control («compartment overheat module», P/N 35008-307, S/N 1182), que fueron reemplazados por otros nuevos, no reveló ningún problema ni defecto. Igualmente, se revisaron las conexiones eléctricas del sistema de aviso de fuego, la continuidad en el sistema y el aislamiento sin detectar ninguna condición fuera de la normalidad.

1.2.2. Avisos de fuego previos

Según la información proporcionada por la compañía, la revisión del historial de la aeronave los seis meses previos al incidente reveló que el día anterior, el jueves 14 de abril de 2005, se produjo el mismo aviso de fuego en el compartimento del tren mientras la aeronave estaba estacionada. Al igual que en el incidente objeto de este informe, el aviso fue falso y no se encontró ningún indicio de fuego real.

Tanto el módulo de control como el sensor fueron revisados e inspeccionados sin encontrar ningún problema ni daño, por lo que la aeronave fue puesta de nuevo en servicio. Desde este fallo el día 14 hasta el vuelo del incidente el día 15, según la compañía, la aeronave había realizado 12 vuelos intermedios sin ninguna incidencia.

Tras la aparición de los avisos espurios aparecidos el operador realizó acciones de mantenimiento centradas en la inspección, protección, limpieza y sustitución de las conexiones del detector de fuego del compartimento del tren. Además, se tomaron medidas de mantenimiento en relación con el panel de control remoto del APU que se encuentra en el compartimento del tren. Por último, en línea con la información proporcionada por el fabricante en la que se apuntaba que ciertos productos utilizados para el deshielo de pistas pueden producir corrosión en las conexiones eléctricas del compartimento del tren y causar falsos avisos de fuego, se inspeccionaron todas las aeronaves, incluso las que no estaban afectadas, de la flota del operador 737-800 como medida preventiva.

1.2.3. *Procedimientos en caso de fuego y evacuación*

El manual de operaciones para las tripulaciones de vuelo de la compañía contempla, dentro del capítulo de procedimientos anormales de vuelo, los siguientes procedimientos en caso de fuego y evacuación.

En caso de aparecer un aviso de fuego en el compartimento del tren de aterrizaje, se deberá extender el tren y aterrizar en el aeropuerto más cercano.

El procedimiento de evacuación de pasajeros, que se muestra a continuación, define distintas acciones a realizar por el piloto y copiloto, así como una pequeña explicación del motivo de cada acción del procedimiento.

- Para el comandante:
 - Freno de aparcamiento («parking brake»): puesto.
 - Palanca del aerofreno («speed brake lever»): abajo y bloqueo. (Previene posibles daños a los pasajeros que evacúan a través de las rampas de los planos.)
 - Palancas de encendido de los dos motores («engine start levers»): cortadas. (Cortar los motores reduce la posibilidad de daños en las rampas y a personas.)
 - Evacuación: iniciar. Notificar a la tripulación de cabina de pasajeros.
 - Interruptores de aviso de fuego del motor y APU («engine and APU fire warning switches»): tirar y girar. (Reduce el riesgo de fuego y daños.)¹
- Para el copiloto:
 - Palanca de flap («flap lever»): 40°. (Ayuda en la evacuación de pasajeros sobre los planos.)
 - Selector de modo de presurización («pressurization mode selector»): manual.

¹ Con posterioridad al incidente, Boeing modificó este procedimiento suprimiendo del mismo la descarga de extintores cuando el fuego no afecta a los motores.

- Válvula de presurización («outflow valve») (si se requiere): abierta. (Asegura que la aeronave está despresurizada para la apertura de las puertas.)
- Torre («tower»): notificar.

1.3. Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas en el Aeropuerto de Murcia-San Javier la primera vez que la aeronave se puso en contacto con el controlador de Murcia TWR, 11 minutos antes del aterrizaje, eran 20° de temperatura, QNH 1.007 hPa, CAVOK, viento de 18 kt y dirección 320°, y pista en uso la 23.

Salvo el viento, que fue variando en intensidad y dirección, el resto de parámetros se mantuvo igual durante la aproximación:

- 9 minutos antes del aterrizaje, el viento mantenía la dirección pero había disminuido a 16 kt. La pista en servicio era la 23. La componente de viento en cola era nula.
- 3 minutos antes del aterrizaje, el viento era de 15 kt y 330° de dirección. La pista en servicio era la 23. La componente de viento en cola era 2,60 kt.
- 1 minuto y medio antes del aterrizaje, el viento era de 17 kt de intensidad con una orientación de 340°. La pista en uso era la 23, pero el controlador ofrecía a las aeronaves en aproximación la posibilidad de utilizar la 05. La componente de viento en cola era 5,81 kt.
- 1 minuto antes del aterrizaje, el viento había aumentado a 18 kt y mantenía los 340° de dirección. La componente de viento en cola era 6,15 kt.

1.4. Registradores de vuelo y comunicaciones

La información sobre las comunicaciones en el vuelo de la aeronave EI-DAC procede de dos fuentes: el registro de las comunicaciones ATC de la torre de control de Murcia y el registrador de voces en cabina (CVR).

El servicio de control de aeródromo del Aeropuerto de Murcia-San Javier tiene asignadas dos frecuencias, 130.30 MHz y 121.60 MHz, siendo registradas todas las comunicaciones del incidente en la primera de ellas.

La transcripción y registro de las comunicaciones ATC mantenidas entre la torre de control de Murcia y la aeronave comenzaba a las 14:31:42 UTC, en que la aeronave estableció el primer contacto con esta dependencia después de ser transferida desde Valencia TACC, y finalizaba a las 14:46:47 UTC. El registrador de voces de cabina, una vez sincronizado con los datos ATC, contenía comunicaciones desde las 14:14:26 en que la aeronave estaba bajo la responsabilidad de Barcelona ACC, y finalizaba a las 14:44:43 UTC.

Los datos sobre el vuelo proceden del OFDM y comprenden el periodo entre las 14:35:00 UTC hasta las 14:44:28 UTC. A partir de la información del CVR, comunicaciones ATC y OFDM se ha podido obtener el perfil del vuelo de la aeronave en la aproximación y aterrizaje y los momentos en que se produjeron comunicaciones con ATC.

A las 14:40:42 UTC, la aeronave notificó a ATC que se encontraba a 5 millas de la pista, siendo autorizado por el controlador a aterrizar por la pista 23 con un viento de 15 nudos y dirección 330°. En este momento la aeronave se encontraba a 1.494 ft de altitud.

A partir de las 14:41:38 UTC a 1.000 ft sobre el terreno, comenzaron una serie de comunicaciones entre el controlador y la aeronave en las que el controlador le comunicó que el viento era de 340° y 17 kt y le ofrecía la posibilidad de realizar un circuito y aterrizar por la pista 05. Las comunicaciones se extendieron ya que el controlador parecía no entender al piloto hasta que éste, a las 14:42:15 UTC y a 597 ft le dijo que estaban aterrizando por la pista 23: «disregard, we are landing at runway 23» (tabla 1).

Hora UTC	EI-DAC (RYR 8022)	Murcia TWR
14:40:51		RYR8022 roger, cleared to land runway 23, the wind 330 at 15.
14:40:51	Cleared to land runway 23, RYR 8022	
14:41:38		RYR8022 wind now 340 at 17. Confirm is good the runway 23 or do you prefer circling to runway five?
14:41:52	340 at 17, Ahh... just what's downwind, sir?	
14:41:57		I confirm wind 340 at 18 now
14:42:02	340-18 what's the down wind component?	
14:42:07		Right hand then, if you prefer circling right hand down wind
14:42:11	Eh, just what's the downwind component?	
14:42:14		Say again
14:42:15	Disregard, we are landing at runway 23	
14:42:18		Ok, no problem

Tabla 1. Comunicaciones ATC 38 segundos antes de aterrizar

Segundos después, a las 14:42:53 UTC, se produjo el aterrizaje de la aeronave con 150 kt de velocidad respecto al suelo y alcanzando una aceleración vertical de 1,5 g. El rodaje en pista duró 37 segundos y la aeronave abandonó la misma por la calle de rodaje H, que se encuentra a la derecha de la pista en rumbo 316°. Fue durante este viraje para interceptar la calle de rodaje, a las 14:43:31 UTC, cuando se produjo el primer aviso de fuego en cabina, realizándose la primera llamada de socorro desde la aeronave 8 segundos después.

Esta llamada de socorro a las 14:43:39 UTC solicitando los servicios de extinción de incendios se volvería a repetir otra vez más, a las 14:44:02 UTC, ante la contestación del controlador en frecuencia de que recibía la emisión entrecortada y que realizara al señalero la solicitud de lo que necesitara. A las 14:44:26 UTC nuevamente la aeronave volvió a solicitar la asistencia del servicio de extinción de incendios. Las siguientes conversaciones con la torre se centraron en conseguir una confirmación por parte de los bomberos de la existencia real de fuego desde el exterior. Nuevamente el controlador reportó tener problemas de recepción además de entender que el fuego se había producido en un motor y no en el tren de aterrizaje.

Hora UTC	EI-DAC (RYR 8022)	Murcia TWR	Otra aeronave
14:43:39	Mayday mayday mayday, wheel well fire warning, request emergency services to the aircraft		
14:43:54		RYR8022 Unable to read you at this time, your transmission is coming very broken, please follow the marshall, any request to the marshall, please	
14:44:02	Mayday mayday mayday we have a fire within the wheel, we are requested the engine fire services now		
14:44:11		Unable to read you, sir	
14:44:14			It's a mayday call, RYR is on fire, request... bombers
14:44:20		Ok, RYR8022, mayday, is an engine on fire?	
14:44:26	Request, we have a fire engine, fire, wheel well indication we are requesting fire services now		
14:44:36		Ok, fire indicating fire engines, the bombers... the fire extinguisher is going to you	
14:44:43	Thank you		
14:45:56	RYR8022 could the fire services confirm if we've got a fire on the wheel well, please on the wheel?		
14:46:11		RYR8022 say again, please	
14:46:16	Could the fire services confirm if we've got a fire with the wheels?		
14:46:26		RYR 8022, please confirm you don't have fire, is that correct?	
14:46:32	Wheel, wheel fire, appears appears it's on fire		
14:46:39		Excuse me, but in that position communications I'm unable to read you	
14:46:47			RYR, from our position back of you, look OK

Tabla 2. Comunicaciones ATC durante la emergencia

En todo este proceso se produjo la intervención del piloto de otra aeronave que se encontraba en cabina y que, en una primera ocasión, retransmitió el mensaje de socorro a ATC y en una segunda ocasión informó, ante el requerimiento de confirmación visual de fuego por parte de la aeronave EI-DAC, que desde su posición no se veía ningún indicio de fuego.

La última actuación recogida en el OFDM fue la retracción de los flaps después de la segunda llamada de socorro.

La audición de las comunicaciones ATC registradas en la dependencia de la torre de control de Murcia permitió escuchar con claridad las llamadas de emergencia de la aeronave EI-DAC después del aterrizaje así como el resto de comunicaciones de otras aeronaves en el aeropuerto. La calidad de las comunicaciones se degradaba a partir de las 14:46:32 UTC.

Las comunicaciones en cabina finalizaron a las 14:44:43, por lo que no se dispone de ninguna comunicación durante la evacuación.

1.5. Declaraciones

El comandante en la declaración que realizó después del incidente describió que, abandonando la pista 23 en el Aeropuerto de Murcia apareció un aviso de fuego en el compartimento del tren de aterrizaje. Pararon la aeronave, pusieron el freno de aparcamiento e hicieron una llamada de socorro «mayday» por dos veces sin recibir ninguna confirmación por parte del controlador.

Como la indicación en cabina del aviso de fuego permanecía encendida y desde el exterior tenían información restringida del estado de la aeronave decidieron realizar una evacuación de emergencia, que se llevó a cabo por las cuatro salidas principales.

En cuanto al procedimiento, el comandante finalmente consideró que no había un riesgo de fuego y que la aeronave y pasajeros estaban asegurados por lo que decidió no actuar sobre los interruptores de fuego de los motores, quitaron la energía eléctrica abandonando el comandante la aeronave por la rampa L1 y el copiloto por la R1.

2. ANÁLISIS

Partiendo de la secuencia del vuelo de la aeronave EI-DAC durante los últimos 11 minutos, se valoran los siguientes aspectos:

- La aparición del aviso de fuego en el compartimento del tren principal.
- La interacción entre el servicio de control de aeródromo y aeronave en la última fase de la aproximación y en la emergencia.
- Los procedimientos de evacuación llevados a cabo por la tripulación.

La información que proporcionan las comunicaciones y los datos de vuelo indican que la aeronave estaba realizando una aproximación VOR-DME a la pista 23 del Aeropuerto de Murcia-San Javier. Los 8 minutos últimos de vuelo sitúan a la aeronave alcanzando Ditre, a 15 millas del aeropuerto, y desde allí en rumbo de pista y en descenso hasta la pista. Toda la aproximación se realizó de acuerdo a las instrucciones del servicio de control de aeródromo del Aeropuerto de Murcia-San Javier sin presentar desviaciones respecto de lo autorizado.

Desde los 11 minutos previos al aterrizaje, en los que la aeronave estableció contacto radio con Murcia TWR, el viento fue cambiando en dirección e intensidad. El último minuto y medio antes del aterrizaje, la dirección del viento pasó de ser 330° (viento cruzado utilizando la pista 23) a 340° (componente de viento en cola de la derecha utilizando la pista 23 de 6,15 kt). Esta es la razón por la que el controlador ofreció a la aeronave la posibilidad de hacer un circuito y cambiar la pista por la que estaba realizando la aproximación. Las conversaciones, que se realizaron en inglés, muestran el intercambio de varias frases durante un minuto en el que la aeronave, que estaba en la última fase de la aproximación, descendió de 1.000 a 597 ft sobre el terreno. La finalización de las comunicaciones, forzada por el piloto, se produjo 38 segundos antes de la toma de contacto.

Aunque el cambio en el viento aconsejaba el uso de la pista 05 y el ofrecimiento del controlador a cambiar de pista estaba indicado, las comunicaciones se alargaron en el tiempo porque el controlador no lograba entender al piloto, produciéndose en una fase crítica por la altura y fase del vuelo en la que se encontraba la aeronave.

Este aviso de fuego en el compartimento del tren principal de aterrizaje resultó ser falso, al igual que había sucedido el día anterior mientras la aeronave estaba en su puesto de estacionamiento. En base a la información proporcionada por el fabricante, el operador llevó a cabo distintas medidas para comprobar y asegurar el adecuado estado del sistema de detección de fuego del tren principal, ninguna de las cuales reveló anomalías en el mismo. Por lo tanto, se desconoce la causa del falso aviso de fuego que se produjo en la aeronave.

Cuando se produjo el aviso de fuego en cabina a los 38 segundos de la toma de contacto, la aeronave se encontraba abandonando la pista 05-13 por la calle de rodaje H. La frecuencia en la que mantenía comunicación radio con Murcia TWR era 130.30 MHz y no había cambiado desde que entró en contacto con esta dependencia hacía 11 minutos. Durante este tiempo, las comunicaciones se habían producido correctamente sin haber aparecido problemas de recepción.

La llamada de socorro que realizó la aeronave a las 14:43:39 UTC, 8 segundos después de producirse el aviso en cabina, se produjo con la aeronave en la calle de rodaje H, y es a partir de ella cuando el controlador dijo tener problemas de recepción. La audición de las comunicaciones ATC permite reconocer e identificar las llamadas de socorro, así

como el resto de comunicaciones mantenidas con la aeronave después del incidente, y no se identifica ningún tipo de interferencia. La calidad de la grabación se deteriora, apareciendo cierto ruido de fondo, a partir del minuto 14:46:32 UTC, pero incluso en este fragmento las comunicaciones son inteligibles.

En este sentido, es poco probable que existan problemas de cobertura en una frecuencia de control de torre en el propio aeropuerto y en una calle de rodaje. Las comunicaciones con la torre durante los 11 minutos anteriores al aterrizaje y la intervención del otro piloto repitiendo las llamadas de socorro, permiten descartar la existencia de algún problema de emisión por parte de la aeronave.

La transcripción de las comunicaciones indica que se produjo una cierta confusión en la comprensión del contenido de los mensajes de socorro por parte del controlador, ya que éste entendió, y así fue transmitido a los servicios de extinción de incendios, que se había producido fuego en un motor. A continuación, cuando la aeronave intentaba obtener confirmación exterior del estado del tren, tampoco obtuvo información por parte del servicio de control. Esta falta de información condicionó la decisión de la tripulación de evacuar al pasaje.

La ejecución del procedimiento de evacuación no se llevó a cabo de forma completa ya que la actuación sobre los interruptores de aviso de fuego y APU que define el último punto de su procedimiento no se realizó. La justificación del comandante para no llevarla a cabo estaba basada en las mismas razones que le habían llevado a realizar una evacuación y, en ambos casos, seguía sin tener información cierta sobre lo que estaba sucediendo en el compartimento del tren.

Igualmente, la actuación sobre los flaps retrayéndolos es contraria a lo que establece el procedimiento, en el que, por el contrario, se recomienda desplegarlos porque ayudan en la evacuación. Por último, el desembarco de los pasajeros se realizó por las rampas de las puertas principales, y no se actuó sobre las salidas de emergencia que existen encima de los planos. A pesar de que el número de pasajeros era inferior (59) a la máxima capacidad de la aeronave (189), los procedimientos no contemplan ningún condicionante, en relación con el índice de ocupación de la aeronave, que permita limitar la utilización de las salidas de emergencia sobre el ala en caso de evacuación.

3. CONCLUSIONES

Después de haberse producido un falso aviso de fuego en el compartimento del tren principal de aterrizaje el día anterior, el día 15 de abril de 2005, a los 38 segundos después de la toma de contacto en el Aeropuerto de Murcia-San Javier se produjo de nuevo el falso aviso.

Las revisiones y pruebas de funcionamiento, conexiones, continuidad y aislamiento de los elementos de detección y control de los avisos de fuego de la aeronave no indicaron ningún problema ni estado de deterioro de los mismos que justificara la aparición de estos dos avisos.

La evacuación de la aeronave se realizó por las 4 rampas de las puertas principales, no utilizando las salidas de emergencia situadas sobre los planos. El procedimiento de evacuación no se completó en lo que corresponde al estado de los flaps y a la actuación sobre los interruptores de aviso de fuego del motor y APU, a pesar de que no sabían con certeza si se estaba produciendo fuego real en el tren.

Se produjeron problemas de entendimiento por parte del servicio de control de aeródromo del Aeropuerto de Murcia-San Javier, que afectaron a la última fase de la aproximación. Además, durante la emergencia el servicio de control transmitió tener problemas de recepción de la aeronave situada en la calle de rodaje H que afectaron a la actuación de los servicios de emergencia.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Ninguna.

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 en 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 reanunció 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.

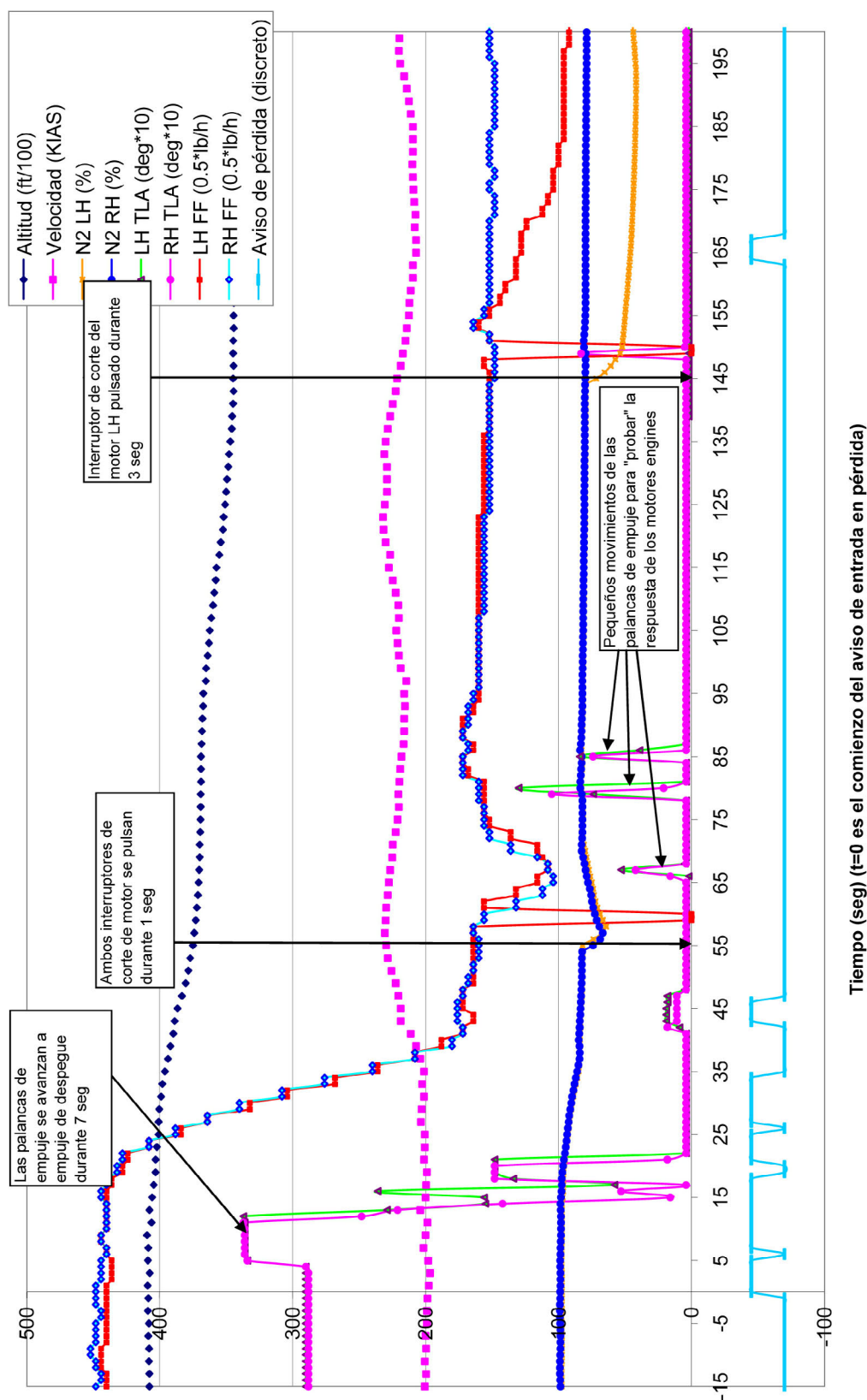


Figura 2. Variación cualitativa de varios parámetros del DFDR tras la aparición del primer aviso de entrada en pérdida. La escala de las curvas se ha adaptado para tener todos los datos en el mismo gráfico

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 ($+4,2^\circ$) 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.

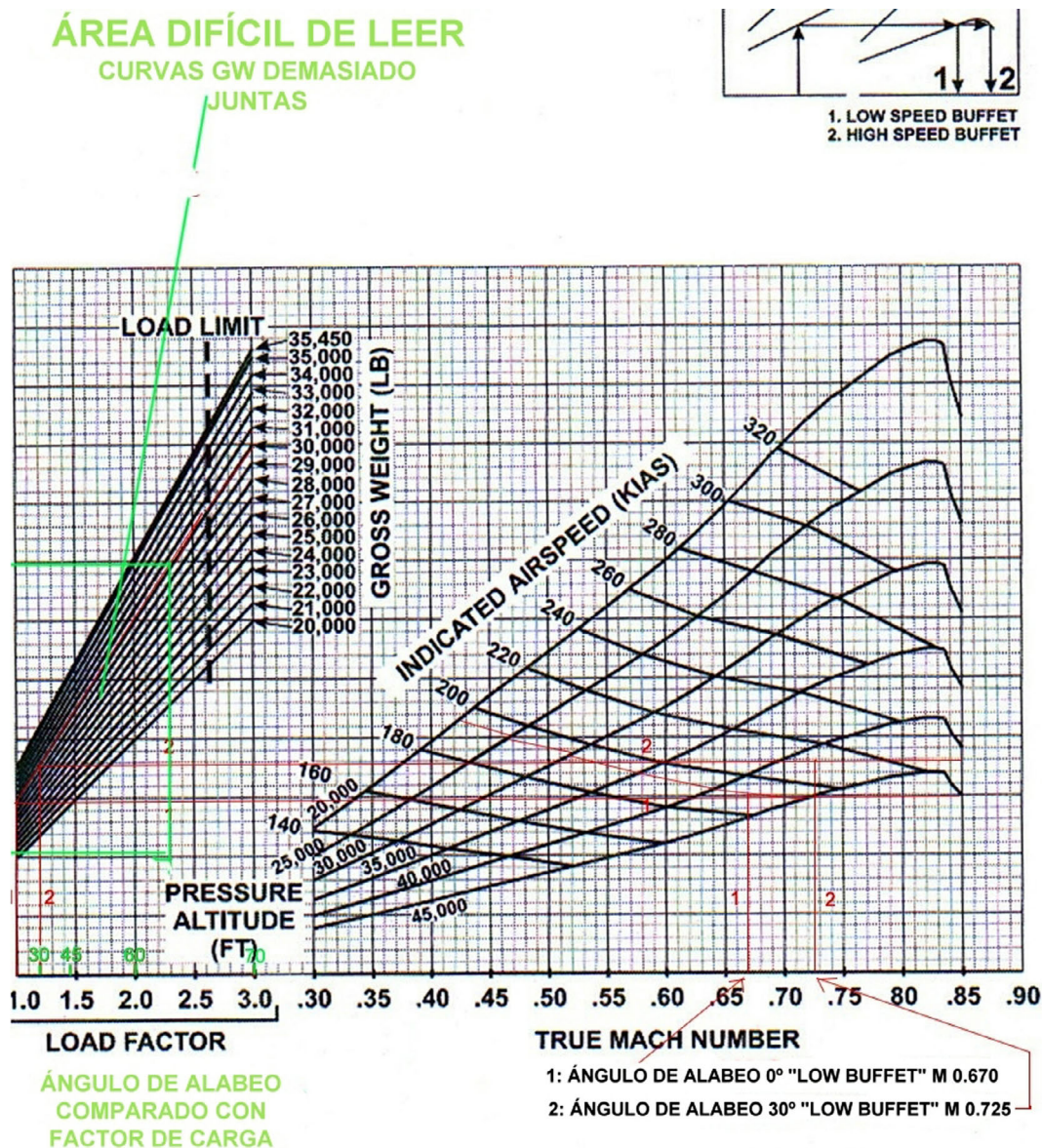


Figure 7-19. Buffet Boundary; Clean Configuration

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.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 12 de marzo de 2007; 10:05 h local
Lugar	Aeropuerto de Reus (Tarragona)

AERONAVES

Matrícula	EC-INE	EC-JEC
Tipo y modelo	DIAMOND STAR DA-40	PIPER PA-18
Explotador	Fundación Rego	Aircat

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-M1A	LYCOMING IO-320-A2B
Número	1	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	27 años	35 años
Licencia	CPL(A)	CPL(A)
Total horas de vuelo	510 h	1.500 h
Horas de vuelo en el tipo	60 h	700 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2			1
Pasajeros						
Otras personas						

DAÑOS

Aeronave	Menores	Menores
Otros daños		

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Vuelo de instrucción – Doble mando	Trabajos aéreos
Fase del vuelo	Rodadura	Rodadura

INFORME

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión Diamond Star DA-40 de matrícula EC-INE ocupado por un instructor y un alumno había realizado un vuelo local de instrucción con doble mando de una hora y diez minutos de duración en las inmediaciones del Aeropuerto de Reus (LERS). Una vez que tomó tierra abandonó la pista por la salida C y fue autorizado a rodar a la plataforma cediendo el paso previamente a un avión BOEING 737 que se dirigía a la cabecera 25 por la calle de rodaje. Cuando se incorporó a la calle de rodadura colisionó con el avión Piper PA-18 de matrícula EC-JEC, que estaba rodando detrás del BOEING 737, y que se dirigía desde el aparcamiento del aeroclub, situado al suroeste de la plataforma hacia el punto de espera de la pista 25 después de haber sido autorizado. El avión DA-40 se echó hacia la derecha y quedó formando un ángulo de 45° con el eje de la calle de rodaje, pero no logró evitar que la hélice de su avión golpease a la

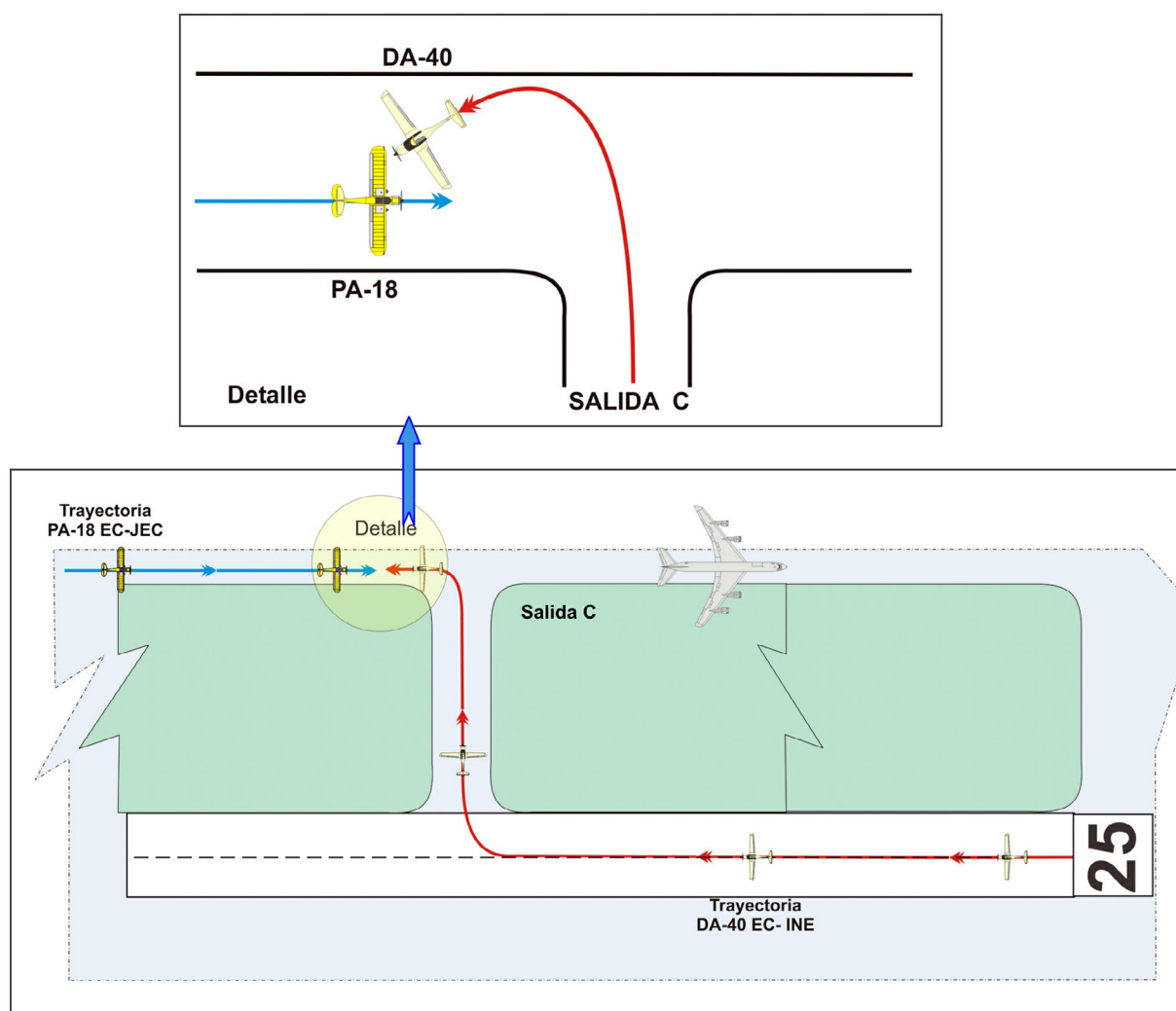


Figura 1. Croquis descriptivo del suceso

punta del plano izquierdo de la otra aeronave, la cual tampoco tuvo tiempo de reaccionar para evitar la colisión. La aeronave DA-40 resultó con daños menores en una de las palas de la hélice (véase figura 2), y la aeronave PA-18 sufrió daños en la punta del plano izquierdo (véase figura 3).

Ninguno de los ocupantes de ambas aeronaves resultó herido, y todos pudieron abandonarlas por sus propios medios. Las condiciones meteorológicas en el momento del incidente eran CAVOK según consta en el METAR de la oficina meteorológica del aeródromo para esa hora.



Figura 2. Daños en el avión DA-40



Figura 3. Daños en el avión PA-18

1.2. Información sobre las aeronaves

La aeronave Diamond Star DA-40 tenía unas dimensiones de 11,94 m de envergadura, 8,10 m de longitud y 1,97 m de altura.

La aeronave Piper PA-18 tenía tren fijo con patín de cola y unas dimensiones de 11,30 m de envergadura, 6,90 m de longitud y 2,00 m de altura.

1.3. Información sobre el aeródromo

El Aeropuerto de Reus, de indicativo LERS, tiene como punto de referencia el de coordenadas 41° 08' 51" N y 01° 10' 02" E, y su pista de asfalto tiene la denominación 07–25. La calle de rodaje, también de asfalto, tiene una anchura de 22 m, y el sistema de guía en rodaje se compone de puntos de espera en rodaje y letreros. La frecuencia de radio para movimientos en tierra (GMC) es la 121.700 MHz. Según las informaciones recabadas, es práctica habitual que en la calle de rodaje circulen en sentidos opuestos aviones de pequeñas dimensiones, que se cruzan en sus recorridos en tierra.

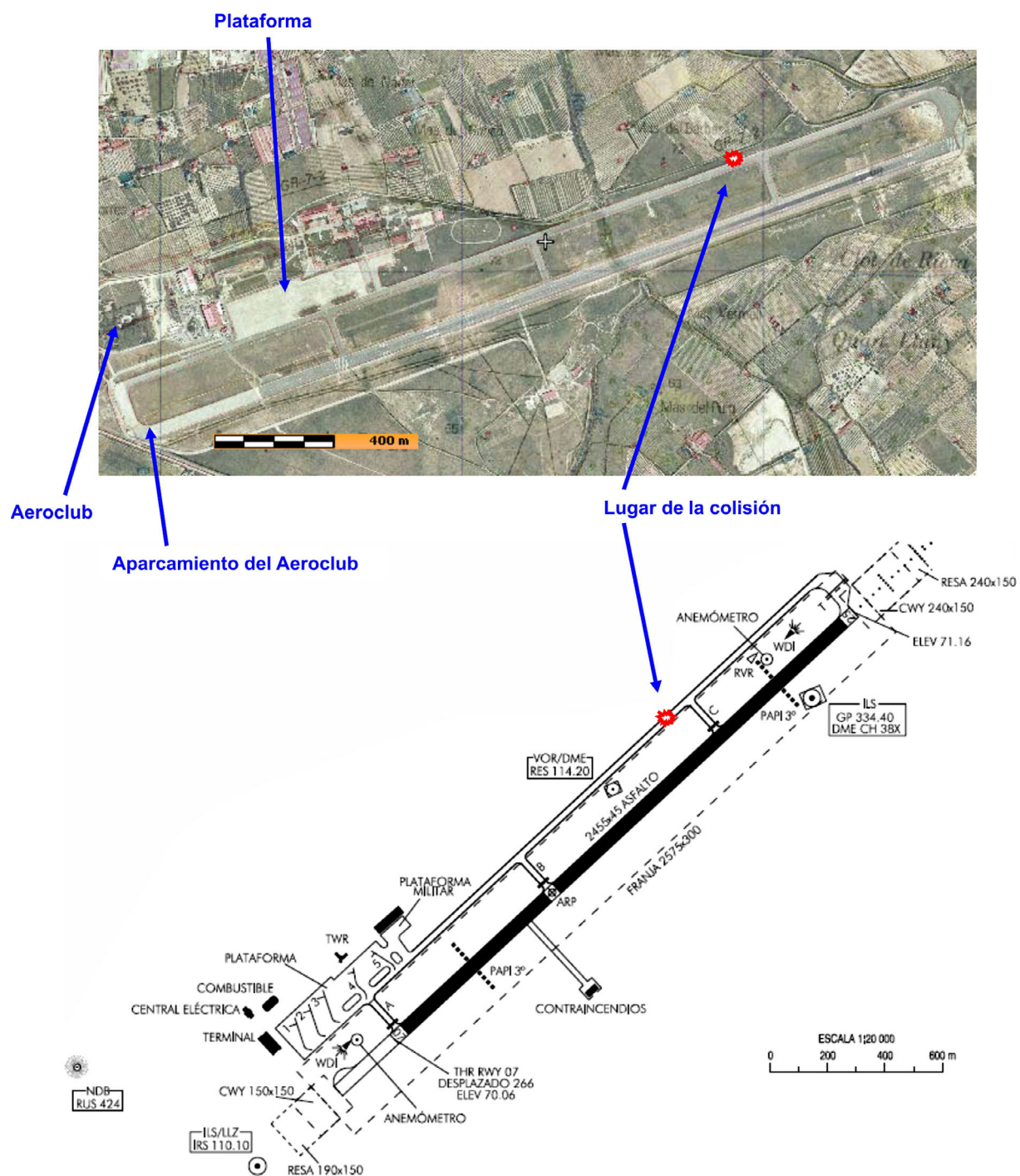


Figura 4. Localización de la colisión en el plano del aeródromo

1.4. Información sobre la regulación del movimiento de aeronaves en superficie

En el AIP no está publicado el plano de aeródromo para movimientos en tierra del Aeropuerto de Reus (LERS). La información relevante que recoge en referencia a dicho aeropuerto es la siguiente:

«20. REGLAMENTACIÓN LOCAL

2. MOVIMIENTO EN SUPERFICIE

Los pilotos procederán a verificar en todo momento la situación de la aeronave, comprobando que el rodaje se ejecuta en condiciones de completa seguridad. En caso de desorientación o duda detendrán la aeronave, e informarán a TWR inmediatamente.

2.1. Llegadas:

2.1.1. Las aeronaves que hayan aterrizado notificarán:

- Pista libre y
- Calle de salida utilizada...»

Dentro del Reglamento de Circulación Aérea, el movimiento de aeronaves en tierra se regula de la siguiente manera:

«LIBRO SEGUNDO. Reglamento del Aire

Capítulo 3. Reglas generales

2.3.2.2.7. Movimiento de las aeronaves en la superficie.

2.3.2.2.7.1. En el caso de que exista peligro de colisión entre dos aeronaves en rodaje en el área de movimiento de un aeródromo, se aplicará lo siguiente:

a) cuando dos aeronaves se aproximen de frente o casi de frente, ambas se detendrán o, de ser posible, alterarán su rumbo hacia la derecha para mantenerse a suficiente distancia;...

2.3.2.2.7.2. Cuando una aeronave esté en rodaje en el área de maniobras se detendrá y se mantendrá a la espera en todos los puntos de espera en rodaje, a menos que la torre de control de aeródromo le autorice de otro modo...

(...)

LIBRO CUARTO. Procedimientos para los servicios de navegación aérea

Capítulo 5. Servicio de control de aeródromo se

FUNCIONES DE LAS TORRES DE CONTROL DE AERÓDROMO.

4.5.1. Generalidades.

Las torres de control de aeródromo transmitirán información y expedirán autorizaciones a las aeronaves bajo su control, para conseguir un movimiento de tránsito aéreo seguro, ordenado y rápido en el aeródromo y en sus inmediaciones, con el fin de prevenir colisiones entre:

- a) las aeronaves que vuelan en los circuitos de tránsito de aeródromo alrededor del aeródromo;
- b) las aeronaves que operan en el área de maniobras; (1)
- c) las aeronaves que aterrizan y despegan;
- d) las aeronaves y los vehículos que operan en el área de maniobras; (1)
- e) las aeronaves en el área de maniobras y los obstáculos que haya en dicha área. (1)

(1) Por definición, el área de maniobras excluye las plataformas.»

El ANEXO 14 de la OACI define el término calles de rodaje de la siguiente manera:

«CAPÍTULO 1. GENERAL

1.1. Definiciones

Calle de rodaje. Vía definida en un aeródromo terrestre, establecida para el rodaje de aeronaves y destinada a proporcionar enlace entre una y otra parte del aeródromo, incluyendo: a) Calle de acceso al puesto de estacionamiento de aeronave..., b) Calle de rodaje en la plataforma..., y c) Calle de salida rápida...»

Posteriormente, en el CAPÍTULO 3. Características físicas, concretamente en los puntos del 3.9 al 3.11, se definen parámetros del diseño de las calles de rodaje, de sus arcones y de sus franjas, respectivamente. En estos apartados, al definir las dimensiones, el trazado de las curvas, las distancias mínimas de separación, las intersecciones y algunas otras características más, se infiere que las calles de rodaje están diseñadas para que la rodadura se realice tomando como referencia la línea central de la calle y procurando circular sobre la misma.

1.5. Comunicaciones de voz

La aeronave Diamond Star DA-40 respondía al indicativo ROG1PE y las conversaciones que mantuvo con la torre del aeropuerto se desarrollaron en inglés en todo momento. Este avión contactó con la torre a las 09:57 (hora local) y comunicó que estaba situado en base izquierda de la pista 25. La torre le autorizó a aterrizar y le indicó las condiciones de viento. El piloto colacionó la autorización a las 09:58.

A esa misma hora la aeronave PIPER PA-18, que en todo momento habló con la torre en español, pidió instrucciones para rodar. La torre le informó del viento, del QNH, le dijo que procediera hasta el punto de espera de la pista 25 y que respondiera en 7046 (código SSR). El piloto colacionó toda la información. La torre le dijo que notificase antes de llegar a plataforma, y el piloto colacionó de nuevo.

A las 09:59 la aeronave Diamond Star DA-40 comunicó que había abandonado la pista de aterrizaje.

A las 10:00 la torre le dijo que dejase pasar a un tráfico que estaba procediendo a la pista 25 y que luego rodase hacia el aparcamiento. La aeronave le pidió que le aclarase la manera de proceder, y la torre le dijo que esperase en la posición en la que estaba, que dejara pasar a un avión B-737 (el cual se comunicaba en inglés) que estaba procediendo a la pista 25 y que a continuación rodase hacia el aparcamiento. El piloto confirmó que se paraba en el punto donde estaba. A continuación, la aeronave PIPER PA-18 comunicó que había abandonado la plataforma y la torre le dijo que procediera al punto de espera de la pista 25. El piloto colacionó y confirmó que mantenía a la vista al B-737.

A las 10:04 la aeronave PIPER PA-18 le comunicó a la torre que habían tenido un accidente, y que había chocado con otro que había en la rodadura y al que no había visto. La torre le preguntó si el otro tráfico se había hecho algo y le autorizó a volver a la plataforma. Esta aeronave confirmó que el otro avión había parado los motores. Seguidamente, un coche solicitó a la torre acercarse hasta el lugar y le autorizaron. La torre intentó comunicar con la aeronave Diamond Star DA-40.

A las 10:06 la torre le preguntó a la aeronave PIPER PA-18 si tenía daños, y esta contestó que en un plano. La aeronave Diamond Star DA-40 comunicó a su vez que tenían la hélice rota y que iban a tener que ser remolcados.

A las 10:08 la torre intentó comunicar con la aeronave Diamond Star DA-40 y con el coche que se había desplazado hasta el punto de la colisión.

A las 10:09 la torre pudo hablar con el piloto de la aeronave Diamond Star DA-40 por la emisora del coche y este le dijo que él había visto al otro avión, que había intentado esquivarlo y que no lo había conseguido totalmente, aunque sí en parte. La torre achacó el choque a que el avión PIPER PA-18 era de patín de cola y no tenía visibilidad.

2. ANÁLISIS

Al no haber publicado un plano de aeródromo para movimientos en tierra del aeropuerto, los desplazamientos de las aeronaves por la calle de rodadura se tienen que realizar de acuerdo con las indicaciones dadas desde la torre de control.

Cuando el avión DA-40 comunicó por primera vez con la torre, el avión PA-18 todavía no había contactado, de lo cual se deduce que el DA-40 escuchó durante todo el tiempo las comunicaciones que el otro avión tenía con la torre. La primera vez que el avión PA-18 habló con la torre fue inmediatamente después de que la otra aeronave fuera autorizada a aterrizar y colacionase la autorización, por lo que también se puede considerar que este avión escuchó durante todo el rato las comunicaciones que mantenía la torre con el DA-40.

Después de aterrizar, el DA-40 comunicó que había dejado libre la pista, pero no especificó cuál era la salida por la que la había abandonado como es preceptivo hacerlo según consta en el AIP.

Posteriormente, los dos aviones fueron autorizados a rodar por la misma calle en sentidos opuestos. Según se pudo constatar, esto es una práctica habitual en el Aeropuerto de Reus. Esta práctica no parece estar de acuerdo con la filosofía que se deriva del Anexo 14 respecto al uso de una calle de rodadura y la manera de desplazarse por ella, aunque las normas de rodaje en tierra incluidas en el RCA prevén los encuentros de frente entre aeronaves en la calle de rodaje y establecen las medidas

a adoptar en esos casos para evitar las colisiones: la parada de ambas aeronaves o el desvío de los rumbos. En este caso, sin embargo, otros factores tuvieron que concurrir para que esas medidas no se aplicaran.

Ninguno de los aviones fue advertido de la presencia del otro por parte de control, aunque ambos tuvieron ocasión de saber la posición en la que se encontraba el otro. Por un lado, la torre le indicó al PA-18 que rodase detrás de un BOEING 737, por lo que cualquiera que estuviera a la escucha en la frecuencia podía saber que detrás del B-737 iba rodando otro avión. Por otra parte, el DA-40 fue requerido para que se detuviera y dejase pasar al B-737, siendo autorizado a rodar a plataforma después de que pasase éste, por lo que resultaba claro que había un avión autorizado a rodar a plataforma en sentido contrario al que llevaba el B-737. El empleo del inglés y del español en las comunicaciones entre las aeronaves y torre pudo contribuir a que se disminuyera la atención en la escucha de las instrucciones.

Para evitar ser afectado por el efecto del motor, el DA-40 tuvo que mirar a su derecha para comprobar que el B-737 estaba a suficiente distancia y ello le posibilitaba la salida. Esta acción dificultó posiblemente que viera con claridad que el otro avión le venía por su izquierda. Por su parte, el PA-18 que es un avión con patín de cola desde el cual no es posible ver correctamente mirando hacia delante y obliga al piloto a mirar por el lateral izquierdo de la cabina para ver de frente, también iba dejando una distancia por detrás del B-737, de manera que cuando el DA-40 se incorporó a la calle de rodaje, el PA-18 estaba demasiado cerca como para poder evitar el choque.

3. CONCLUSIONES

Se puede considerar que las causas de la colisión entre las dos aeronaves fueron:

- El movimiento autorizado de ambos aviones de forma simultánea en sentidos opuestos por la calle de rodaje.
- La escasa visibilidad que existe desde el puesto de pilotaje del avión PA-18 debido a su configuración de patín de cola.
- La disminución de la atención por parte de las tripulaciones de ambas aeronaves en el seguimiento de las comunicaciones radio con los servicios de control y que les impidió tomar conciencia de sus posiciones mutuas. A esta disminución de la atención pudo contribuir el hecho de que se mantuvieran comunicaciones en inglés y en español.

4. RECOMENDACIONES

Ninguna.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 10 de mayo de 2007; 12:35 h local
Lugar	Añora (Córdoba)

AERONAVE

Matrícula	EC-CUU
Tipo y modelo	PIPER PA-36
Explotador	Trabajos Aéreos Espejo

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-720-D1CD
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	40 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	2.000 h
Horas de vuelo en el tipo	400 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Daños en algunas encinas

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Agrícola
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a baja altura

INFORME

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

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave se encontraba realizando trabajos de fumigación sobre unas encinas. Se trataba del tercer vuelo del día; el primero había sido de unos 90 minutos de duración, el segundo de aproximadamente 60 minutos. Cuando habían transcurrido unos 55 minutos del tercer vuelo y se encontraba saliendo de una pasada, la aeronave sufrió una pérdida de potencia. Cuando el piloto advirtió la pérdida de potencia conectó la bomba eléctrica del combustible y el motor pareció recuperar vueltas por un momento, aunque rápidamente la potencia descendió hasta anularse prácticamente y el piloto desconectó la bomba y se preparó para realizar un aterrizaje de emergencia.

El aterrizaje se realizó en una zona arbolada, sufriendo la aeronave daños importantes durante el recorrido en el suelo que afectaron al conjunto de la célula y los planos. El tren principal y la rueda de cola se desprendieron y el depósito de combustible del plano derecho se había roto al incrustarse la pata derecha del tren.

El piloto y único ocupante de la aeronave resultó ileso y pudo abandonar la aeronave por sus propios medios sin incidencias adicionales.

Se había cargado combustible al máximo antes de cada vuelo y, conforme a la documentación revisada, la aeronave era mantenida de acuerdo a su programa de mantenimiento autorizado.

1.2. Ensayos e investigación

1.2.1. *Inspección del motor en campo*

Se realizó una inspección en el lugar del accidente en la que se comprobó que el depósito izquierdo de combustible estaba aproximadamente a la mitad de su capacidad. El tanque derecho estaba roto y se encontraba vacío con claras evidencias en el terreno de un derrame importante de combustible.

Los elementos de la planta de potencia (mandos de gases, mezcla, regulador, magnetos, rampas de encendido, bujías, filtro de aire, etc.) estaban en buen estado en general, excepto la bomba mecánica de combustible que se encontró totalmente agarrotada y con el eje de accionamiento partido.

La hélice presentaba pruebas de que el motor había llegado al suelo girando, pero con potencia prácticamente cero.

1.2.2. Inspección de la bomba mecánica de combustible en taller

La bomba está fabricada por ROMEC DIVISION, con P/N RG9080J6A y S/N D-263.

Se procedió a desmontar la bomba encontrándose que el rotor estaba roto en cuatro partes. También presentaba una grieta en la tapa trasera del cuerpo de presión. El resto de los componentes de la bomba no mostraba daños en una primera inspección, aparte de marcas de golpes y rozaduras.

En el interior de la bomba se encontraron dos elementos de unos 5 milímetros de tamaño que no formaban parte de la misma. Uno de estos elementos era un trozo de material manufacturado de forma cúbica, constitución plástica y apariencia carbonosa y el otro era metálico y parecía ser una pequeña sección de tubo aplastado.

Se concluyó con que el elemento metálico extraño que se localizó en el interior de la bomba se había acuñado entre el rotor y el estátor, y ello había provocado el agarrotamiento de la bomba.

Se revisó el sistema de alimentación de combustible aguas arriba de la bomba mecánica tratando de situar el origen de los cuerpos extraños que habían aparecido en el interior de la bomba mecánica. Concretamente, se inspeccionaron la bomba eléctrica auxiliar y el filtro de combustible.

1.2.3. Inspección de la bomba eléctrica y del filtro en taller

La bomba está fabricada por PARKER AIRBORNE DIV con P/N 2B6-36 y S/N 4AK2.

En la inspección de la bomba se encontró que las cuatro paletas impulsoras estaban agarrotadas en las ranuras de alojamiento y que una de ellas estaba seccionada aproximadamente por la mitad, mostrando todas un desgaste anormal en la zona situada junto a la lumbrera de entrada.

El cuerpo de apariencia carbonosa encontrado en la bomba mecánica se correspondía con la mitad de la paleta que faltaba en la bomba eléctrica.

También faltaba en la bomba eléctrica el bulón de posicionamiento de la tapa trasera del grupo de presión. Esta tapa trasera tiene dos funciones dentro de la bomba: una es asegurar la estanqueidad del grupo giratorio y la otra es servir de válvula reguladora de presión de la bomba. El citado bulón evita el giro de la tapa por el roce de las paletas y asegura que mantenga la posición correcta.

El resto metálico que se encontró en la bomba mecánica se correspondía con el bulón de posicionamiento desaparecido de la bomba eléctrica.

El examen del filtro de combustible no mostró nada relevante, estando todos sus componentes en buen estado. Este filtro está situado antes de la bomba eléctrica, por lo que no hay obstáculos que impidan que algún objeto que salga de la bomba eléctrica pueda alcanzar la mecánica.

Por otra parte, de la información obtenida no se han constatado antecedentes de fallos similares.

1.2.4. *Procedimientos y listas de comprobación*

El operador emplea directamente los procedimientos y listas de comprobación que están contenidos en el manual de vuelo de la aeronave.

En los procedimientos normales se indica que para despegue, aproximación y aterrizaje se debe conectar la bomba eléctrica.

En el procedimiento de emergencia de PÉRDIDA DE POTENCIA DURANTE EL VUELO se indica que si la pérdida de potencia se produce a baja altura, el primer paso es prepararse para un aterrizaje de emergencia y remite al procedimiento de ATERRIZAJE CON MOTOR PARADO el cual establece (entre otras cosas) que la bomba eléctrica debe estar desconectada. Si la altitud lo permite, el procedimiento de PÉRDIDA DE POTENCIA DURANTE EL VUELO establece una serie de pasos, entre los que se encuentra conectar la bomba eléctrica de combustible para intentar recuperar la potencia del motor.

2. ANÁLISIS

Por causas que no se pueden determinar (vibraciones, temperatura, pérdida de la elasticidad que lo mantiene en posición), el pin de posicionamiento de la tapa trasera del grupo de presión de la bomba eléctrica se soltó. Las deformaciones y roturas que se aprecian en él fueron causadas en la bomba mecánica.

Este elemento suelto fue el que produjo la rotura de una paleta y el desgaste anormal en las otras tres paletas de la bomba eléctrica. Al final, tanto el pin como el trozo de paleta acabaron en la bomba mecánica al ser arrastrados por el combustible.

Al acuñarse este pin entre el rotor y el estátor de la bomba mecánica, se produjo el bloqueo de la misma con las consiguientes roturas observadas en ella.

El bloqueo de la bomba mecánica ocasionó la bajada de potencia del motor, y el mal estado de las paletas de la bomba eléctrica provocó que no se recuperase de forma adecuada cuando el piloto la conectó. Posiblemente hubo también un cierto retraso en

accionar la bomba eléctrica y esa fue la causa (junto con el estado de las paletas) del rateo comentado por el piloto.

El piloto aplicó el procedimiento de emergencia de pérdida de potencia en vuelo conectando la bomba eléctrica para intentar recuperar la potencia del motor. Este procedimiento está previsto, según el manual, cuando la altura de vuelo es suficiente, pero en este caso se volaba a baja altura, como ocurre normalmente en las operaciones de fumigación, por lo que lo indicado era proceder directamente a un aterrizaje de emergencia. Sin embargo, es comprensible que el piloto intentara mantener el vuelo por las dificultades que presentaba un entorno rodeado de árboles a la hora de aterrizar.

3. CONCLUSIONES

Se considera que la causa más probable del accidente es que se soltó un pin de posicionamiento en la bomba eléctrica que fue arrastrado por el combustible hasta la bomba mecánica, produciéndose el agarrotamiento de ésta al quedar este pin acunado entre el rotor y el estátor de la bomba.

El fallo de la bomba mecánica de combustible ocasionó la caída de potencia del motor que no pudo ser recuperada con la conexión de la bomba eléctrica a causa de su mal estado y del poco tiempo disponible para evaluar su eficacia por la baja altura de la aeronave en el momento del suceso.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 28 de junio de 2007; 15:00 h UTC¹
Lugar	Belsierre (Huesca)

AERONAVE

Matrícula	PH 1213
Tipo y modelo	Planeador SCHEMPP-HIRTH FLUGHZEUGBAU DUO DISCUS
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	N/A
Número	N/A

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	39 años	36 años
Licencia	Piloto de planeador	Piloto de planeador
Total horas de vuelo	583 h (1.160 vuelos)	311 h (825 vuelos)
Horas de vuelo en el tipo	40 h	

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		1	1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Placer
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

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

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora UTC salvo que se especifique expresamente lo contrario. Para obtener la hora local es necesario sumar 2 horas a la hora UTC.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El día 28 de junio de 2007, sobre las 11:35 h, el planeador Duo Discus matrícula PH 1213 despegó remolcado desde el Aeródromo de Santa Cilia (LECI) con la intención de realizar un vuelo de travesía. A bordo iban dos personas, piloto y copiloto. Después de volar varias ascendencias, el velero se desplazó hacia el Este. Sobre las 15:00 h, el piloto al mando, viendo que no ganaban altura, decidió buscar un campo para aterrizar cerca de la localidad de Belsierre (Huesca). Durante el aterrizaje el planeador impactó contra el terreno sufriendo daños importantes en el fuselaje, estabilizador y la punta del plano derecho.

El piloto resultó herido con fractura en la pierna derecha y el copiloto resultó ileso. Ambos fueron evacuados por un helicóptero de la Guardia Civil y trasladados al hospital, donde el copiloto fue dado de alta y el piloto permaneció varios días ingresado recuperándose de las lesiones producidas durante el accidente.

1.2. Información sobre la tripulación y la aeronave

El piloto tenía licencia de piloto de planeador con un total de 583 h de vuelo y 1.159 vuelos. Contaba además con habilitación para remolcar planeadores.

El copiloto contaba con la licencia de piloto de planeador con un total de 311 h de vuelo y 825 vuelos.

El planeador tenía certificado de aeronavegabilidad emitido el 21 de marzo de 2007 y válido hasta el 6 de febrero de 2009.

1.3. Declaración de la tripulación

Según la tripulación, el planeador despegó del Aeródromo de Santa Cilia de Jaca (LECI) a las 11:35 h para realizar un vuelo de travesía. El planeador ascendió mediante térmicas hasta 2.800 m sobre el nivel medio del mar y se dirigió hacia el Este a través de los valles. Sobre las 14:00 h, cerca de un lago próximo a la localidad de Aínsa, las térmicas se volvieron más débiles y volaron hacia el Norte en dirección a lo que parecía una buena zona con cúmulos donde encontrar térmicas. Cuando llegaron a la zona elegida no encontraron buenas térmicas, por lo que comenzaron a seleccionar un campo donde aterrizar (con la suficiente longitud, sin obstáculos en el tramo final, viento en cara, sin pendiente negativa...). Los campos existentes no eran muy largos y tampoco había campos que contaran en su prolongación con un segundo campo que facilitara la toma. Finalmente, el campo con condiciones más idóneas se identificó sobre una meseta

(véase Foto 1). La tripulación intentó comprobar la dirección e intensidad del viento mediante algún indicador externo (por ejemplo, por alguna columna de humo), pero no se encontró ninguno. A continuación se realizó un circuito de 360 grados para descender (aproximadamente a 3 m/s) y se completó el procedimiento de pre-aterrizaje.

Los días anteriores al del accidente había habido un fuerte viento de superficie en el aeródromo (así como en el valle) y viento en calma en el aire. Por esta razón, esperando turbulencias y fuerte aire de descenso en el tramo final, el piloto decidió tomar a 120 km/h para asegurar llegar por encima de la meseta y así poder entrar al campo.

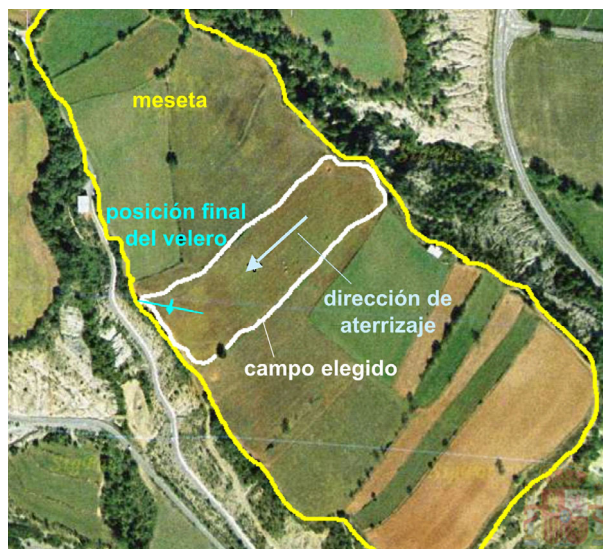


Foto 1. Campo de aterrizaje y zona adyacente

El tramo final se realizó con una aproximación pronunciada (con aerofrenos completos) y llegaron al comienzo del campo con una altura de 1 metro. En este momento el piloto niveló los planos, pero la aeronave continuó planeando sin tocar tierra a lo largo de todo el campo. Al llegar al final, para evitar pasarse del campo sin más opciones de aterrizar, el piloto inclinó la punta del plano derecho con la intención de hacer un giro. La aeronave giró 130° aproximadamente y, posteriormente, la cabina golpeó el suelo rompiéndose y el piloto resultó herido. La aeronave giró otros 180 grados en la tierra deslizándose unos metros hacia atrás produciendo entonces la rotura de la cola (véase Foto 2).



Foto 2. Estado final de la aeronave

Según la tripulación, la longitud del campo debía de ser de unos 200 m y una vez realizado el aterrizaje se podía sentir una suave brisa en la dirección de la toma.

1.4. Información sobre operación de la aeronave

Según la información del manual de vuelo de la aeronave, dentro de los procedimientos normales de operación, los apartados relacionados con los procedimientos de aproximación y aterrizaje dicen lo siguiente:

4.5.4. Aproximación

«La velocidad normal de aproximación con aerofrenos totalmente extendidos y el tren abajo es de 90 km/h (49 kt, 56 mph) sin lastre de agua y volando solo, o 105 km/h (57 kt, 65 mph) con carga máxima permitida.

El triángulo amarillo que marca los 100 km/h (54 kt, 62 mph) en el ASI (Air Speed Indicator) es la velocidad de aproximación recomendada para la carga máxima sin lastre de agua (660 kg, 1.455 lb). [...]»

4.5.5. Aterrizajes

«Para aterrizajes fuera de campo el tren de aterrizaje debe estar siempre extendido, ya que la protección de la tripulación es mucho mejor, especialmente en cuanto a impactos verticales en el aterrizaje se refiere.

La rueda principal y la de cola deben tocar simultáneamente.

Para evitar una carrera de aterrizaje larga, asegurarse de que el planeador aterriza a la velocidad mínima. Un aterrizaje a una velocidad de 90 km/h (49 kt, 56 mph) en lugar de a 70 km/h (38 kt, 43 mph) significa que la energía cinética que debe ser disipada por los frenos se incrementa en un factor de 1,65 y por lo tanto la carrera de aterrizaje se ve aumentada considerablemente.

El freno de disco de la rueda principal es actuado mediante la unión con los aerofrenos con éstos casi totalmente extendidos.

Ya que la efectividad del freno de la rueda es bueno, la carrera de aterrizaje disminuye considerablemente (el timón de profundidad debe mantenerse totalmente hacia atrás).»

1.5. Análisis y conclusiones

La tripulación decidió tomar fuera de campo debido a la ausencia de térmicas. Se eligió un campo situado sobre una meseta con tiempo suficiente para confirmar la idoneidad de sus características, realizando incluso un circuito de 360° alrededor del campo. El piloto realizó la aproximación a 120 km/h, según su declaración, en previsión de la

posibilidad de fuerte viento descendente de superficie que pudiera provocar el excesivo hundimiento del planeador y que éste no llegara al campo por encima de la superficie. Este viento había estado presente los días anteriores por la misma zona aunque no pudieron confirmar su existencia mediante factores externos tales como movimiento de nubes, columnas de humo...

Una vez alcanzado el campo, el planeador continuó volando a una altura de un metro sobre el terreno, sin aterrizar. Al finalizar el campo, el piloto decidió iniciar un viraje inclinando la punta del plano derecho y provocar la pérdida de la aeronave puesto que el terreno llano del campo se acababa. Durante esta maniobra la aeronave giró unos 130 grados, produciéndose el impacto de la cabina con el terreno y continuó girando unos 180 grados más sobre el terreno deslizándose por último hacia atrás, provocando en ese momento la rotura de la cola.

Según el manual de vuelo de la aeronave, la velocidad de aproximación recomendada en caso de máxima carga sin lastre de agua debe ser de 100 km/h y de 90 km/h sin lastre de agua y con una sola persona a bordo, por lo que en este caso la velocidad de aproximación estaría comprendida entre los dos valores. En aterrizajes fuera de campo, según el Manual, la velocidad de aterrizaje debe ser mínima (de 70 km/h) para evitar que la carrera de aterrizaje sea larga. En este caso, dado que la longitud del campo no era grande (unos 250 m), la velocidad debía haber sido mínima para garantizar una carrera de aterrizaje corta.

Se considera, por tanto, que la causa más probable del accidente fue la elevada velocidad de aproximación que llevaba la aeronave debida a una valoración errónea del viento en superficie. Esta velocidad prolongó el planeo de la aeronave y obligó a la tripulación a provocar la pérdida de ésta para evitar aterrizar fuera del terreno llano elegido.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 18 de julio de 2007; 11:15 h local
Lugar	Término municipal de Cabanes (Castellón)

AERONAVE

Matrícula	EC-AZV
Tipo y modelo	PIPER PA-23 AZTECA
Explotador	Aeroclub de Sabadell

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-540-C4B5
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	65 años
Licencia	Piloto privado de avión (PPL(A))
Total horas de vuelo	553 h
Horas de vuelo en el tipo	295 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			2
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave PIPER PA-27 de matrícula EC-AZV perteneciente al Aeroclub de Sabadell realizaba un vuelo privado desde el Aeródromo de Sabadell (LELL) hasta el Aeródromo de Requena (LERE) con un tripulante y dos pasajeros a bordo. Durante el vuelo se abrió la puerta del avión cuando se encontraban a una altitud de 4.000 ft, dando lugar a vibraciones que el piloto intentó atenuar poniendo el avión en configuración de crucero bajo primero y de vuelo lento después, según su propio testimonio.

Finalmente realizó un aterrizaje de emergencia en el término municipal de Cabanes a la altura del km 1,5 de la carretera CV-157, a lo largo de una zona en construcción. Durante la toma de tierra el avión recorrió aproximadamente 100 m en el suelo y al final del recorrido hizo un giro a la izquierda, quedando parado en la cuneta de la carretera. La aeronave sufrió daños importantes. Los tres ocupantes resultaron ilesos y abandonaron la aeronave por sus propios medios.

1.2. Información sobre la aeronave

1.2.1. Descripción de la puerta y su sistema de apertura

El avión PIPER PA-27 AZTECA es un bimotor que tiene una sola puerta de acceso en el lado derecho, la cual se abre abatiéndose hacia adelante rotando sobre un eje vertical

En la figura 1 se puede ver un esquema del sistema de palancas, barras y cables que componen el sistema de cierre de la puerta. El sistema de cierre tiene un seguro (detalle A) que está pensado para que se desactive cuando se desea abrir la puerta voluntariamente desde el interior.

En la inspección posterior al accidente no se encontró ninguna anomalía, verificándose que la puerta abría y cerraba con normalidad y que el seguro blocaba correctamente.

1.2.2. Mantenimiento de la puerta

Según la información facilitada por el aeroclub y el propio piloto, existían algunos antecedentes de apertura en vuelo de la puerta de esta aeronave y de otra del mismo modelo también del aeroclub, aunque no se pudo verificar documentalmente que se hubieran realizado reparaciones concretas al respecto. Sí constaban, sin embargo, tres acciones de mantenimiento sobre la puerta, una de ellas motivada por una comunicación de mal funcionamiento (junio de 2007), y las otras dos como consecuencia de sendas revisiones (marzo de 2007 y abril de 2005).

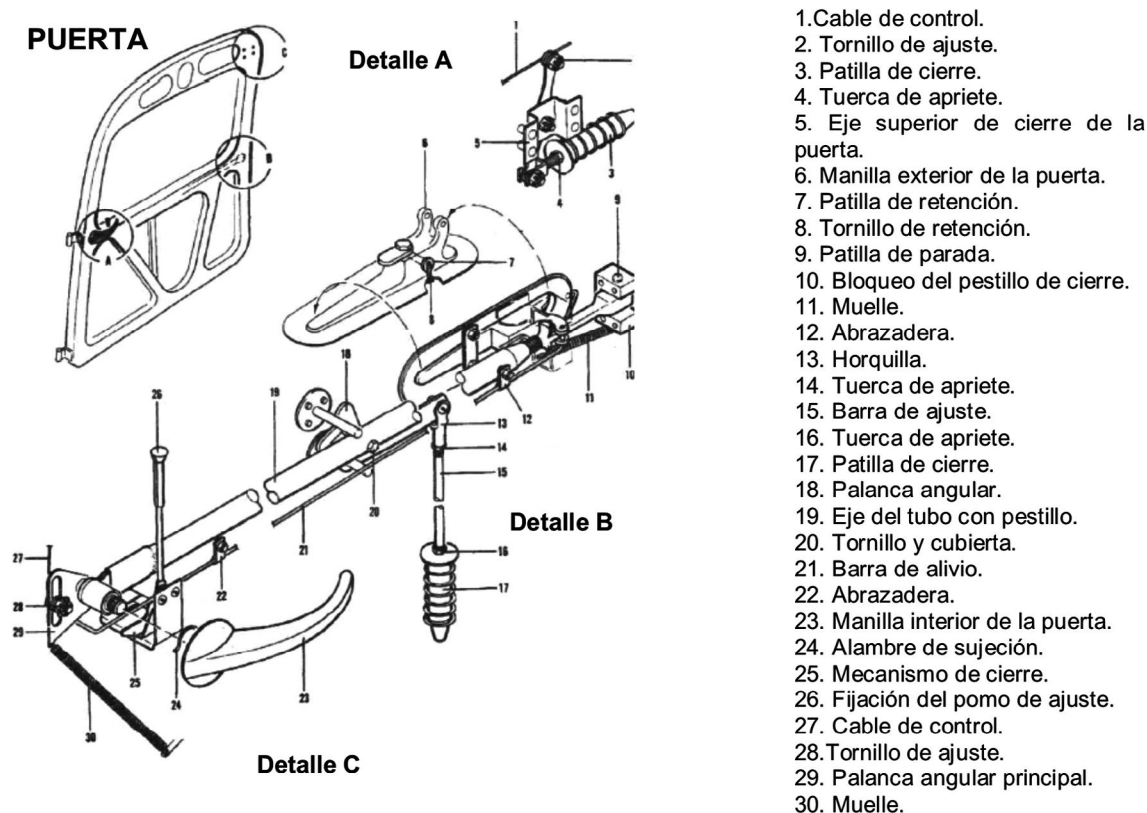


Figura 1. Esquema de la puerta

También constaban cinco acciones de mantenimiento sobre la puerta de otra aeronave del mismo modelo desde junio de 2006 hasta marzo de 2007.

1.3. Informaciones referentes al entrenamiento de las emergencias

Según la información facilitada por el propio Aeroclub de Sabadell, durante la formación para la obtención de la habilitación multimotor se realiza un adiestramiento en vuelo que incluye el entrenamiento real de la emergencia surgida por la apertura de la puerta, ensayando el procedimiento de actuación, que consiste en «reducir la velocidad a 90 mph, abrir la ventanilla del lado izquierdo y cerrar la puerta del avión».

2. ANÁLISIS

El sistema de bloqueo de la puerta es algo complejo, y está diseñado de tal manera que, en caso de bloqueo, la puerta se pueda abrir aunque esté puesto el seguro. Por este motivo es posible que, si en alguna ocasión se ha abierto la puerta sin haber retirado el sistema de bloqueo del seguro, se habría podido producir un desajuste al forzar el

sistema, que impidiera un correcto cierre de la puerta y un buen bloqueo de la palanca del seguro.

En el caso de que no se hubiera puesto la palanca del seguro correctamente, la puerta no habría quedado bien cerrada y cualquier vibración producida durante el vuelo la podría haber abierto. En este caso lo normal es que la apertura se hubiera producido durante la fase de despegue y, por lo tanto, se hubiera detectado de forma inmediata. De cualquier manera la apertura de la puerta se realiza en sentido contrario al flujo de corriente de aire, por lo que la resistencia del aire impediría una apertura total. Existe también la posibilidad de que se hubiera actuado sobre la palanca inadvertidamente, ya que la posición en la que se encuentra posibilita un fácil acceso a la palanca de apertura.

Una vez que ocurrió la apertura de la puerta, el piloto aplicó el procedimiento que había ensayado durante su formación, con la colaboración de los pasajeros, y en vista de que las vibraciones producidas no permitían un control normal de la aeronave, parece acertada la decisión de aterrizar cuanto antes, como también parece acertado el lugar elegido, una zona en construcción cuyas características son semejantes a la pista de tierra de un aeródromo, según se puede ver en la figura 2.

Durante la toma de tierra, el estado blando e irregular del terreno impidió que el piloto ejerciera el control total de la aeronave, propiciando el desvío hacia la izquierda y su caída a la cuneta.



Figura 2. Fotografía de la zona elegida para aterrizar y situación final del avión

3. CONCLUSIONES

La causa del accidente fue la apertura de la puerta durante el vuelo, posiblemente por un incorrecto bloqueo, que originó fuertes vibraciones impidiendo el control del avión en vuelo y obligando al piloto a realizar un aterrizaje de emergencia en un terreno excesivamente blando e irregular.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-011/2005	15-04-2005	EI-DAC	Boeing 737-800	Murcia San Javier Airport	69
IN-008/2007	08-02-2007	EC-KBC	Gulfstream G-200	At FL410 over the Atlantic Ocean, .. 130 NM from the Canadian coast (approximate coordinates 48N 50W)	79
A-019/2007	10-05-2007	EC-CUU	Piper PA-36	Añora (Cordoba)	103
A-031/2007	28-06-2007	PH 1213	Schempp-Hirth Flugzeugbau Duo Discus Glider	Belsierre (Huesca)	109

Foreword

This report is a technical document that reflects the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances of the accident and its causes and consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and pursuant to Annex 13 of the International Civil Aviation Convention, the investigation is of exclusively a technical nature, and its objective is not the assignment of blame or liability. The investigation was carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

Consequently, any use of this report for purposes other than that of preventing future accidents may lead to erroneous conclusions or interpretations.

This report was originally issued in Spanish. This English translation is provided for information purposes only.

Abbreviations

00 °C	Degrees centigrade
ACC	Area control centre
AFM	Aircraft Flight Manual, prepared by the manufacturer
AGL	Above ground level
AOA	Angle of attack
APU	Auxiliary power unit
ATC	Air traffic control
ATPL	Airline transport pilot
ATPL(A)	Airline transport pilot licence (aeroplane)
BOW	Basic operating weight
CAVOK	Current clouds and meteorological conditions better than those prescribed (cloud and visibility OK)
Cg	Centre of gravity
CM-1	Pilot in command
CM-2	Copilot
CPL(A)	Commercial pilot (aeroplane)
CRM	Cockpit resource management
CVR	Cockpit voice recorder
CYYT	Locator indicator of St. John's
DFDR	Digital flight data recorder
EICAS	Centralized system to display warnings and cautions
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FMS	Flight management system
ft	Feet
g	Acceleration due to gravity
h	Hour(s)
hh:mm:ss	Hours, minutes, seconds
hPa	Hectopascal
ITT	Interturbine temperature
KDAL	Locator indicator of Dallas Love
kg	Kilogram(s)
IAS	Knot(s) of indicated airspeed
km/h	Kilometer(s) per hour
kt	Knot(s)
lb	Pound(s)
LECI	Locator indicator of Santa Cilia Aerodrome
LEVC	Locator indicator of Valencia Airport
LH	Left hand
m	Meter(s)
m/s	Meter(s) per second
MAC	Mean aerodynamic chord
MDC	Maintenance data computer
MHz	Megahertz(s)
min	Minute(s)
MM	Maintenance manual
mph	Mile(s) per hour
MTOW	Maximum take-off weight
N	North
N/A	Not available
NM	Nautical mile
OFDM	Operational flight data monitoring
P/N	Part number
PF	Pilot flying
PIC	Pilot in command
PNF	Pilot not flying
QNH	Altimeter sub-scale setting to obtain elevation when on the ground
RH	Right hand

Abbreviations

s	Second(s)
S/N	Serial number
SAT	Static air temperature
TACC	Terminal area control centre
TAT	Total air temperature
TLA	Thrust lever angle
TWR	Control tower
UTC	Coordinated universal time
VOR-DME	Very high frequency omnidirectional radio range with distance measuring equipment
W	West

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Friday, 15 April 2005; 14:44 UTC
Site	Murcia San Javier Airport

AIRCRAFT

Registration	EI-DAC
Type and model	BOEING 737-800
Operator	Ryanair

Engines

Type and model	CFM INTERNATIONAL, CFM56-7
Number	2

CREW

	Pilot in command	Copilot
Age	41 years	50 years
Licence		ATPL
Total flight hours	12,000 h	9,000 h
Flight hours on the type	650 h	350 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			6
Passengers			59
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	None
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial Air Transport – International – Passenger
Phase of flight	Taxiing

REPORT

Date of approval	26 September 2007
------------------	-------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

Aircraft EI-DAC, of Irish registry and operated by the company Ryanair, was on a commercial passenger flight on 15 April 2005 from Stansted Airport (London) to Murcia San Javier Airport.

The aircraft, whose maximum capacity was 189 persons, was carrying 59 passengers, 2 pilots and 4 cabin crew on the incident flight. The flight was proceeding normally until 14:44 UTC when, seconds after landing, while the aircraft was leaving runway 23 at Murcia airport, a wheel well fire warning alarm was received.

The crew, after stopping the aircraft on taxiway H and unable to get external confirmation of the existence of a fire, decided to evacuate the aircraft. The slides were deployed from the four main doors and, according to the purser's estimate, the evacuation took some 30 seconds.

By the time emergency personnel arrived, almost all of the passengers had already been evacuated from the aircraft and it was not necessary to apply any agent to the aircraft since no fire, smoke or elevated temperatures were detected. Once the airplane was fully evacuated, the fire brigade stabilized the four slides with ballast, which were moving because of the wind.

The fire warning turned out to be false and the aircraft was returned to normal operation the same night of the incident, after the slides deployed during the evacuation were replaced.

Following the incident, the company pulled the CVR from the aircraft and downloaded its contents. The only flight data available was the information from the OFDM (operational flight data monitoring), which provided data on the approach and landing.

1.2. Aircraft information

The Boeing 737-800 is fitted with 8 emergency exits, two at the front and two at the rear that incorporate integral escape slides in the doors and four self help emergency exits located over the wing, two on the left and two on the right.

1.2.1. *Information on the fire warning*

Information provided by the company confirmed that a wheel well fire warning was received, and that said warning turned out to be false and that there was no actual fire.

This aircraft model, according to the crew operations manual, is equipped with a wheel well fire protection and detection system, consisting of a sensor installed in said compartment. When the temperature exceeds a set value, the sensor interprets this as a fire condition and sends a signal to a control unit or module which, in turn, triggers the following fire alarms in the cockpit:

- Aural warning.
- Visual notification by means of two red master fire warning lights.
- Visual warning by means of a red wheel well fire warning light, located on the engine and APU fire panel. This light remains lit until the sensor temperature drops below the limit.

The wheel well fire protection and detection system does not include any fire extinguishing devices.

The inspection made of both the sensor (main wheel overheat element, P/N 35610-4-400, S/N 0228) and the control module (compartment overheat module, P/N 35008-307, S/N 1182), which were replaced by new parts, did not reveal any problems or defects. The fire warning system's electrical connections, continuity and insulation were likewise checked. No abnormal conditions were detected.

1.2.2. *Previous fire warnings*

According to information provided by the company, a check of the aircraft's maintenance history for the previous six months revealed that the day before, Thursday, 14 April 2005, the same wheel well fire warning was received while the aircraft was parked. As with the incident covered by this report, the warning was false and no evidence of an actual fire was found.

Both the control module and the sensor were checked and inspected. Since no faults or damage were found, the aircraft was returned to service. Between the time of the fault on the 14th until the incident flight on the 15th, the aircraft had completed 12 uneventful medium-haul flights.

Since the first incident of spurious fire warning, the company performed maintenance actions focused on the inspection, protection, cleaning and replacement of the wheel well fire detector connectors. In addition, the company took measures regarding the APU remote control pannel in wheel well. According to information provided by the manufacturer concerning the effects of certain substances found in the fluids used to deice runways that can lead to false fire warnings, the company inspected all its 737-800 aircraft as a preventive measure.

1.2.3. *Fire and evacuation procedures*

The company's crew operations manual includes the following fire and evacuation procedures in its chapter on abnormal in-flight procedures.

Should a wheel well fire warning be received, lower the landing gear and land at the nearest airport.

The passenger evacuation procedure, detailed below, defines the different actions to be taken by the captain and the first officer, as well as a brief explanation of the reasons for each.

- For the captain:
 - Parking brake: set.
 - Speed brake lever: down detent. (Prevents possible interference or injury to passengers evacuating through the overwing escape hatches.)
 - Engine start levers: cutoff. (shuts down the engines reduces the possibility of slide damage or injury.)
 - Evacuation: initiate. Notify flight attendants.
 - Engine and APU fire warning switches: override, pull and rotate. (Reduces risk of fire and injury.)¹
- For the first officer:
 - Flap lever: 40. (Aids in evacuating passengers over the wings.)
 - Pressurization mode selector: man.
 - Outflow valve (if required): open. (Ensures airplane is depressurized for opening exists.)
 - Tower: notify.

1.3. **Meteorological information**

Meteorological conditions at Murcia San Javier Airport at the moment of initial contact between the aircraft and Murcia TWR, 11 minutes before landing, were as follows: temperature: 20°, QNH 1,007 hPa, CAVOK, winds at 18 kt out of 320° and runway in use: 23.

Except for the wind, which varied in intensity and direction, the other parameters were unchanged during the approach.

¹ After the incident, Boeing modified the procedure and removed the need to rotate the fire switches with only a wheel well fire warning.

- 9 minutes before landing, the wind direction was unchanged but the speed had decreased to 16 kt. The runway in use was 23. The tail wind component was 0 kt.
- 3 minutes before landing, the wind was at 15 kt out of 330°. The runway in use was 23. The tail wind component was 2.60 kt.
- 90 seconds before landing, the wind was at 17 kt out of 340°. The runway in use was 23 but the controller was offering approaching aircraft the option of using runway 05. The tail wind component was 5.81 kt.
- 1 minute before landing, the wind had picked up to 18 kt and was still out of 340°. The tail wind component was 6.15 kt.

1.4. Flight recorders and communications

Information concerning the in-flight communications of aircraft EI-DAC comes from two sources: the Murcia control tower's ATC communications recording and the cockpit voice recorded (CVR).

Murcia-San Javier control tower has two frequencies assigned, 130.30 MHz and 121.60 MHz. All communications involving the incident were recorded on the former.

The transcription and recording of the ATC communications held between Murcia control tower and the aircraft began at 14:31:42 UTC, when the aircraft first established contact with this facility after being transferred from Valencia TACC, and ended at 14:46:47 UTC. The cockpit voice recorder, once synchronized with ATC data, had communications from 14:14:26, at which time the aircraft was under Barcelona ACC control, until 14:44:43 UTC.

Flight data was obtained from the OFDM and encompasses from 14:35:00 UTC until 14:44:28 UTC. The aircraft's flight profile during the approach and landing was reconstructed based on information from the CVR, ATC communications and the OFDM, which yielded the times at which ATC communications took place.

At 14:40:42 UTC, the aircraft notified ATC that it was 5 miles away from the runway and cleared to land on runway 23, with the wind at 15 kt from 330°. At this time the aircraft was at an altitude of 1,494 ft.

Starting at 14:41:38 UTC, at 1,000 ft AGL, a series of exchanges between the controller and the aircraft took place in which the controller informed the pilot that the wind was at 17 kt out of 340° and offered him the choice of circling around to land on runway 05. The communications dragged on since the controller did not seem to understand the pilot until, at 14:42:15 UTC at an altitude of 597 ft, the pilot told him they were landing on runway 23: "disregard, we are landing at runway 23" (Table 1).

Time UTC	EI-DAC (RYP 8022)	Murcia TWR
14:40:51		RYP8022 roger, cleared to land runway 23, the wind 330 at 15.
14:40:51	Cleared to land runway 23, RYP 8022	
14:41:38		RYP8022 wind now 340 at 17. Confirm is good the runway 23 or do you prefer circling to runway five?
14:41:52	340 at 17, Ahh...just what's downwind, sir?	
14:41:57		I confirm wind 340 at 18 now
14:42:02	340-18 what's the down wind component?	
14:42:07		Right hand then, if you prefer circling right hand down wind
14:42:11	Eh, just what's the downwind component?	
14:42:14		Say again
14:42:15	Disregard, we are landing at runway 23	
14:42:18		Ok, no problem

Table 1. ATC communications 38 seconds before landing

Seconds later, at 14:42:53 UTC, the aircraft landed with a ground speed of 150 kt and a maximum vertical acceleration of 1.5 g's. The aircraft was on the runway for 37 seconds before exiting via taxiway H, which is to the right of the runway on a heading of 316°. It was during this turn onto the taxiway, at 14:43:31 UTC, that the cockpit fire warning was first received which led to the first mayday from the aircraft 8 seconds later.

The mayday at 14:43:39 UTC requesting emergency services would be repeated once more at 14:44:02 UTC, after the controller on that frequency informed that the communication was cutting out and to make any requests to the marshal. At 14:44:26 UTC, the aircraft requested help from emergency services once more. Subsequent conversations with the tower focused on trying to get an outside confirmation from the firefighters of the actual existence of a fire. Once again the controller reported reception problems. Moreover, he believed the fire was in an engine and not in the wheel well.

Throughout this process the pilot of another aircraft located behind EI-DAC intervened, and was the first to transmit the mayday to ATC. Later, after the pilot of aircraft EI-DAC requested a visual confirmation of the fire, this pilot informed him that no signs of fire were visible from his position.

The last operation recorded by the OFDM was the retraction of the flaps after the second mayday.

In the ATC communications recorded at the Murcia control tower, the maydays made by aircraft EI-DAC after landing, as well as all the other communications from other aircraft at the airport, could be clearly heard. The quality of the communications degraded starting at 14:46:32 UTC.

The cockpit communications stopped at 14:44:43, which precluded having communications made during the evacuation available.

Time UTC	EI-DAC (RYP 8022)	Murcia TWR	Other aircraft
14:43:39	Mayday mayday mayday, wheel well fire warning, request emergency services to the aircraft		
14:43:54		RYP8022 Unable to read you at this time, your transmission is coming very broken, please follow the marshall, any request to the marshall, please	
14:44:02	Mayday mayday mayday we have a fire within the wheel, we are requested the engine fire services now		
14:44:11		Unable to read you, sir	
14:44:14			It's a mayday call, RYP is on fire, request... bombers
14:44:20		Ok, RYP8022, mayday, is an engine on fire?	
14:44:26	Request, we have a fire engine, fire, wheel well indication we are requesting fire services now		
14:44:36		Ok, fire indicating fire engines, the bombers... the fire extinguisher is going to you	
14:44:43	Thank you		
14:45:56	RYP8022 could the fire services confirm if we've got a fire on the wheel well, please on the wheel?		
14:46:11		RYP8022 say again, please	
14:46:16	Could the fire services confirm if we've got a fire with the wheels?		
14:46:26		RYP 8022, please confirm you don't have fire, is that correct?	
14:46:32	Wheel, wheel fire, appears appears it's on fire		
14:46:39		Excuse me, but in that position communications I'm unable to read you	
14:46:47			RYP, from our position back of you, look OK

Table 2. ATC communications during the emergency

1.5. Statements

In his statement following the incident, the captain described how, after leaving runway 23 at Murcia airport, a wheel well fire warning was received. They stopped the aircraft, applied the parking brake and sent a mayday twice without receiving any acknowledgement from the controller.

Since the cockpit fire warning stayed lit and they had limited outside information on the status of the aircraft, they decided to perform an emergency evacuation, which was carried out using the four main exits.

As for the procedure, the pilot eventually concluded the fire risk was non-existent and that the aircraft and passengers were safe and he decided not to actuate the engine fire switches. After powering down the electrical systems, the captain abandoned the aircraft via slide L1 and the first officer used the R1 slide.

2. ANALYSIS

An analysis of the flight sequence of aircraft EI-DAC during the last 11 minutes yields the following considerations:

- The appearance of a wheel well fire warning.
- The interaction between the airport's control services and the aircraft during its approach phase and subsequent emergency.
- The evacuation procedure carried out by the crew.

The information supplied by the communications and the flight data indicate that the aircraft was making a VOR-DME approach to runway 23 at Murcia San Javier airport. The last 8 minutes of the flight place the aircraft nearing Ditre, 15 miles away from the airport, and from there on an approach and descent course to the runway. The entire approach was carried out in accordance with instructions provided by the Murcia San Javier control tower, with no deviations.

During the final 11 minutes prior to landing, when the aircraft was in contact with Murcia TWR, the wind shifted in direction and intensity. In the minute and a half before landing, wind direction changed from 330° (crosswind using runway 23) to 340° (tailwind component from the right using runway 23 of 6.15 kt). This is why the controller offered the aircraft the choice of circling so as to change the approach runway. The conversations, held in English, show an exchange of several phrases over the course of a minute during which the aircraft was on final approach and descended from 1,000 ft to 597 ft AGL. The communications were eventually ended by the pilot 38 seconds before touchdown.

Although the change in wind direction suggested the use of runway 05 and the controller's offer to change runway was appropriate, the controller's inability to understand the pilot prolonged the communications, which took place at a critical juncture due to the aircraft's altitude and flight phase.

The wheel well fire warning turned out to be false, just like the warning received the day before while the aircraft was in its parking stand. Based on information provided by the manufacturer, the operator took measures in order to inspect and guarantee appropriate condition of the wheel well fire detection not only on aircraft EI-DAC, but in the rest of the fleet. No anomalies were detected and the cause of the false fire warning received in the aircraft, therefore, remains unknown.

When the cockpit fire warning was received 38 seconds after landing, the aircraft was leaving runway 05-13 via taxiway H. Communications with Murcia TWR were being maintained on a frequency of 130.30 MHz and had not changed since first contacting the facility 11 minutes prior. Communications during this time took place normally without any reception problems.

The mayday made by the aircraft at 14:43:39 UTC, 8 seconds after the cockpit warning was received, took place while the aircraft was on taxiway H. It was after this point that the controller reported reception problems. A check of the ATC communications allow the maydays, as well as all other communications held with the aircraft following the incident, to be clearly heard and identified without any interference. The quality of the recording does deteriorate from 14:46:32 UTC on, with the appearance of static, but even then the communications are intelligible.

In this regard, it is unlikely that coverage problems exist between the control tower and the airport or the taxiway on the control frequency used. Communications between the tower in the 11 minutes prior to landing and the involvement of the other pilot, repeating the maydays, allow any transmission problems on the part of the aircraft to be dismissed.

A transcript of the communications indicates that the controller experienced certain confusion in understanding the maydays, since the controller believed, and relayed to emergency services, that a fire had broken out in one of the engines. Then, when the pilot tried to get an outside confirmation on the status of the landing gear, he also failed to receive any information from the tower. This lack of information influenced the crew's decision to evacuate the passengers.

The evacuation procedure was not carried out in full since the last item, actuating the engine and APU fire control switches, was not completed. The captain's justification for not performing this step was based on the same reasons that had led him to carry out an evacuation. In both cases, he had incomplete information regarding what was happening in the wheel well.

Likewise, retracting the flaps was contrary to procedures, which recommend extending them to aid in the evacuation. Lastly, the passengers were disembarked using the main exit slides, the emergency exits atop the wings not being opened. Even though the number of passengers (59) was below the aircraft's maximum capacity (189), there is no provision in the procedures to limit the number of exits used as a function of the aircraft's occupancy.

3. CONCLUSIONS

After a false wheel well fire warning was received the previous day, on 15 April 2005, a new false warning was received 38 seconds after landing at Murcia's San Javier Airport.

Checks and tests of the operation, connections, continuity and insulation of the aircraft's fire warning detection and control systems did not reveal any problems or deterioration of their condition which should have resulted in the appearance of these two warnings.

The slides on the four main exits were used to carry out the evacuation. The wing exits were not used. The evacuation procedure steps regarding the flaps and actuating the engine and APU fire warning were not completed even though the existence of a fire in the wheel well could not be completely ruled out.

There was a lack of understanding on the part of the control tower at Murcia-San Javier airport which affected the final phase of the approach. Moreover, during the emergency, reception problems with communications from the aircraft located on taxiway H affected the performance of the emergency services.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

None.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 8 February 2007; 2:30 h UTC
Site	At FL410 over the Atlantic Ocean, 130 NM from the Canadian coast (approximate coordinates 48N 50W)

AIRCRAFT

Registration	EC-KBC
Type and model	GULFSTREAM G-200; S/N 145
Operator	TAG Aviation España (TAG Aviation E.)

Engines

Type and model	PRATT & WHITNEY PW-306A (LH S/N CC0299; RH S/N CCC0298)
Number	2

CREW

	Pilot in command	Copilot
Age	34 years	30 years
Licence	ATPL(A)	CPL(A)
Total flight hours	4,700 h	1,900 h
Flight hours on the type	55 h	30 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			2
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	None
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial air transport – Non revenue services – Ferry flight
Phase of flight	En route

REPORT

Date of approval	26 September 2007
------------------	-------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

1.1.1. *First intended flight Dallas-St. John's on 7 February 2007*

On 7 February 2007, a Gulfstream G-200 aircraft, registration EC-KBC, was to be flown from Dallas Love (KDAL), Texas, to St. John's (CYYT) in Canada, as the first leg of a delivery flight with final destination Valencia Airport (LEVC), in Spain.

This aircraft was the first Gulfstream G-200 being delivered to the operator, which already had other high performance corporate and business aircraft. The operator was a part of a large international corporate, business and charter commercial air transport group.

The aircraft had the "increased operating weight" MOD 10082, i.e. the MTOW according to the type certificate data sheet was 35,650 lb.

The operator assigned the only type-rated pilot and the only type-rated copilot they had for the delivery flight. Both crew members had obtained the G-200 type rating in October 2006.

The manufacturer usually assigned one of its own pilots to be on board during delivery flights, to provide additional assistance to the company pilots. In this case, no manufacturer pilot was available, so a mechanic was appointed to be on board during the delivery flight. This mechanic was also going to conduct training with the operator's maintenance personnel after his arrival in Spain.

The aircraft started the take-off run with the pilot in command (PIC or CM-1), the copilot (CM-2), a mechanic from the operator and a mechanic from the manufacturer on board. When the aircraft was accelerating at around 70 kt, an L FADEC FAULTY caution appeared in the cockpit. The CM-1 continued the take off and the caution angle of attack heat (AOA HEAT (L/R)) was displayed during the climb. The mechanic recommended returning to the airport, which they did.

During the landing the AOA probe heat fail message went out and the L FADEC FAULTY message remained lit.

They parked the aircraft and, after some discussion, started the engines again and carried out ground engine run tests with satisfactory results. Then they took off again for the intended flight to CYYT and during the climb the message "AOA HEAT (L/R)" appeared again. They returned to the airport and waited for the manufacturer's maintenance personnel to carry out the corresponding corrective actions. No discrepancy was found.

1.1.2. *Flight Dallas-St. John's on 8 February 2007*

Next day, with the same people on board, they took off again from Dallas without further incident or messages. The weight of the aircraft was approximately 31,600 lb.

On approach to St. John's, the amber "R AOA HEAT", "L AOA HEAT" and "TAT PROBE HEAT" indicators appeared and the circuit breakers for both pitot heaters tripped. The flight crew selected OVERRIDE on the probe switch, as required by operational procedures. After landing, the switch was put in auto and then in override again, as part of the troubleshooting activities. The mechanic from the manufacturer checked the pitot heaters and other systems. During the refueling of the aircraft, the L FADEC and R FADEC MAJOR messages appeared. The mechanic checked the Maintenance Data Computer (MDC) for faults. No fault codes were present. Both A channel and B channel circuit breakers were cycled for each engine. This extinguished the FADEC MAJOR indications for both engines.

Since the messages were no longer present, the aircraft was dispatched for flight again.

1.1.3. *Incident flight, St. John's-Madrid on 8 February 2007*

The flight crew had the following two documents for load and balance computation (weight in pounds):

	Operational flight plan (prepared by dispatchers and approved by the PIC)	Load and balance sheet
Basic operating weight (BOW)	19,000	
Basic empty weight		19,844
Crew, documents, etc. (weight of mechanics not included)		624
Payload	400	
Dry operating weight		20,468
Fuel	10,500 (actual at take-off)	10,000 (at take-off)
Take-off weight	29,900	30,468
Cg		36.6% of mean aerodynamic chord (MAC)

None of the documents was correct. The manufacturer's actual airplane weighing record dated 6 December 2006 showed an empty weight of 19,773 lb.

The Operational flight plan form had an error in the BOW, which was considered equivalent to the dry operating weight and therefore should have been 20,468 lb. The load and balance sheet did not include the weight of the mechanics and their baggage (around 400 lb) and missed 500 lb of fuel actually loaded (10,500 was the real value of fuel on board at the time taxiing was initiated).

The actual take-off weight was probably around 31,368 lb (adding 500 lb of fuel and 400 lb of the mechanics and baggage and documents) to the load and balance sheet. This compares with the MTOW of 35,650 lb.

The aircraft had spent approximately 1 h parked. The engines were started at around 1:56:16 h and they took off 10 min later.

The co-pilot was the pilot flying, the CM-1 was handling ATC communications and monitoring the flight. The mechanics were seated in the passenger cabin.

Air traffic control (ATC) cleared them to climb and to be established in 48N 50W (which is located 140 NM away from St. John's) at FL330 or FL440. The CM-1 used a rule of thumb and, thinking that their weight was approximately 29.9 thousand pounds, calculated they could climb to 40,700 ft and therefore he asked ATC for clearance to climb to FL410.

However, the crew later thought they would not reach the geographical point at the assigned altitude. The CM-2 asked whether to reduce climb rate or speed and the CM-1 instructed him to do whatever he wanted but not to drop below Mach 0.66, based on the performance chart, Page IV-70, of the Operational Planning Manual (see Figure 4).

The pilots recalled that the climb was made with the autopilot with the thrust levers at the maximum climb detent at a Mach number of around 0.7 or 0.69. When they were approximately 200 ft below FL410, at a static air temperature (SAT) of -55°C , both crew members noticed a lateral shaking of the rear part of the aircraft (as if the left engine "dragged behind" in a sort of Dutch roll), and shortly afterwards the stall warning sounded. The autopilot disengaged and the disconnection warning started sounding. This warning continued sounding for more than 4 minutes during the incident sequence until it was silenced by the crew. The pilot stated that he tried to mute the warning earlier but he did not succeed.

They pushed the control column forward to reduce the pitch angle and the CM-1 said "Mine, mine," meaning "I have control." He advanced the thrust levers to the take off detent and was surprised because he did not see any increase in thrust. He then retarded the levers towards idle and moved them forward in a series of quick movements before leaving the levers in idle.

The flight crew did not apply standard stall-correcting procedures since there were inadequate pitch changes.

He told the CM-2 that the engines were not working and instructed him to declare an emergency through the radio.

The CM-2 started handling communications and 24 s after the start of the stall warning (this is the time reference used from now on in the following paragraphs of this section) he said on the radio: "We have had a flame out. We declare emergency." ATC instructed them to descend.

The conversations between the pilots recorded on the cockpit voice recorder (CVR) showed that the crew was confused about the possible cause of the situation.

The CM-2 asked whether to read off any checklist. The CM-1 thought the engines were not running. He then pushed the engine cutoff switches of both engines at the same time for one second. He did not advise the CM-2 of this action.

These switches cut the fuel flow to each engine and are intended to be used on the ground only. Their use in flight is not included in any of the aircraft's operational procedures.

The LH engine fuel flow (see Figure 2 below) went to zero and that of the RH engine dropped, though it did not reach zero. The core engine RPM (N2) also dropped for both engines but recovered shortly afterwards and the CM-1 said "Ok they are restarting," but around 20 s afterwards he said, "They are not working, they are not working." He thought they might have ice and switched on the engine anti-ice.

They turned towards St. John's and the CM-1 requested the CM-2 to enter that destination in the FMS.

At second 102 after the first stall warning, the CM-1 said they were going to restart one engine only to think once again that it was working, though he did not have control over the engine.

At second 145 he pushed the LH cutoff switch for 3 s, without advising the CM-2. The LH engine fuel flow went to zero at 2:30:11 h. The N2 of this engine reached a minimum of 41.59% at 2:30:54 h. After the LH engine cutoff switch was released its fuel flow and N2 recovered.

The RH engine continued operating normally during that sequence because its cutoff switch was not pressed.

The CM-2 again asked what checklist he could read off. The mechanic from the manufacturer went to the cockpit at that time and was asked by the flight crew about

the possible causes of the engine behavior they were noticing. He said he did not know.

The aircraft continued its descent and return to St. John's. There were two further stall warning activations (at seconds 237 and 248, with the aircraft at 31,954 ft and 31,481 ft).

At second 285 the autopilot aural disconnect warning went out. At second 319, the CM-2 informed ATC that they had "the engine working, a little bit but working".

The aircraft approached St. John's Airport with the autopilot engaged until it was around 200 ft AGL. It finally landed normally 2,024 s (33 min and 44 s) after the initial stall warning appeared.

Canadian authorities provided the radar track data of the flight, together with a graph of the trajectory followed by the aircraft compiled from these data (see Figure 1).

Over the following days, the aircraft was inspected by personnel from the aircraft and engine manufacturers. No mechanical discrepancy related to the engines or engine control was found. When the aircraft returned to Savannah, the TAT probe 102AU1AG was replaced by another supplied by the customer. An operational check did not show any defect of the probe heaters.

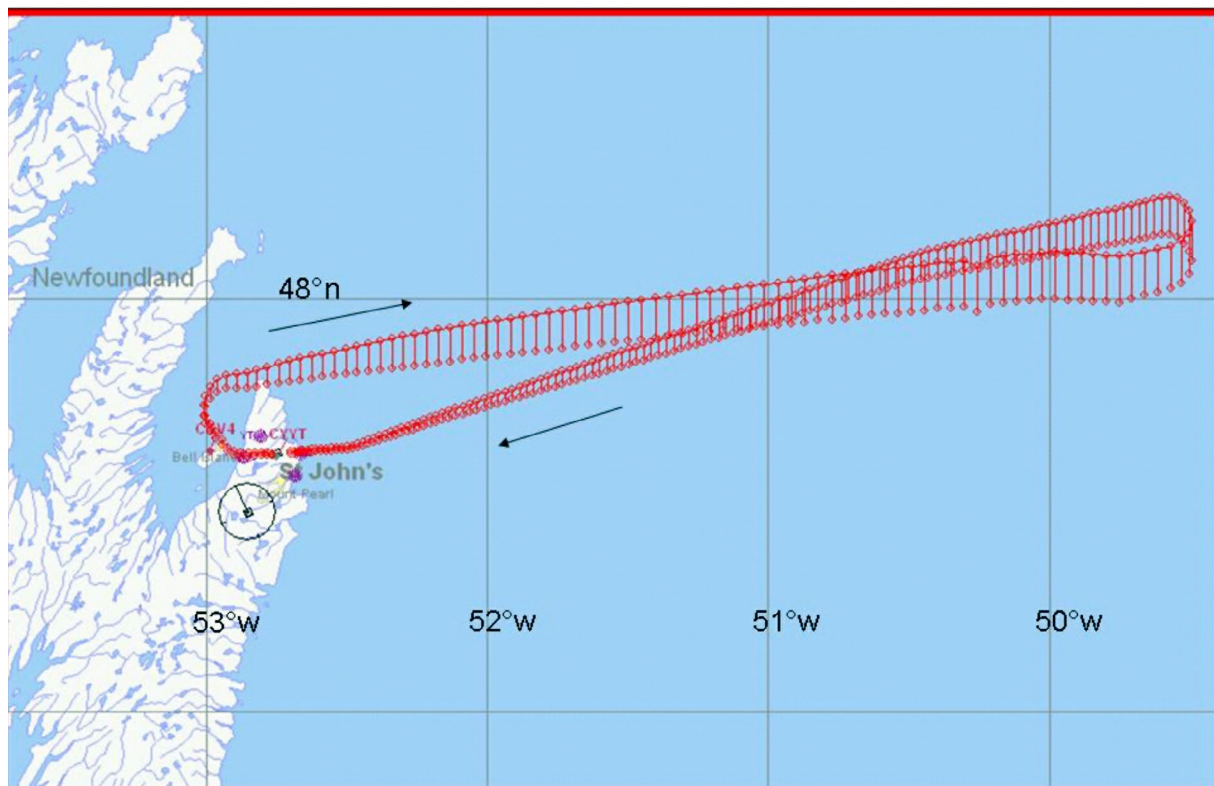


Figure 1. Flight path of the aircraft prepared by Canadian authorities using radar data

1.2. Personnel information

1.2.1. *Pilot in command*

Sex, age:	Male, 34
Nationality:	Spanish
License:	ATPL(A), obtained in 2006
Type rating:	PIC G-200 (only Spanish aircraft)
Previous type ratings:	Boeing B707, Falcon 20/200, CASA CN-235, CASA C-212
Total flight time:	4,700 h
Flight time on type:	55 h (approximately 52 h as pilot in command under supervision and 3 h as PIC)
Hours last 30 days:	9:40 h
Hours last 7 days:	6:25 h
Hours last 72 h:	6:25 h
Start of the flight duty period:	19:30 h on 7-2-2007
Previous rest:	16 h
Last course of crew resource management (CRM):	24-11-2006

The PIC had a military background and had crossed the Atlantic Ocean several times as PIC of a Boeing B-707.

He obtained his civil ATPL on 8-11-2006, and then attended the Gulfstream G-200 type rating course at Flight Safety Dallas, where he did 28 h in a flight simulator. He passed the corresponding skill test/proficiency check on 28-9-2006. He then received 1 h of actual flight training in Geneva, Switzerland, including 6 take-offs and 6 landings.

Afterwards, the PIC flew as PIC under supervision for around 25 FH and then another 30 FH as PIC without restrictions. The incident flight was the first high altitude, transatlantic flight he was to carry out with this type of aircraft.

The PIC stated he had not received any training or specific information on the behavior of the Gulfstream G-200 at high altitude. He found this behavior different from that of other turbojet aircraft flying at high altitude.

1.2.2. *First officer*

Sex, age:	Male, 30
Nationality:	Spanish
License:	CPL(A) obtained in 1999
Type rating:	Co-pilot G-200 (only Spanish aircraft); Class rating instructor (CRI(A)) Cessna single engine turbine
Previous type ratings:	Cessna 208 Caravan
Last medical examination:	12-07-2006; valid until 29-07-2007
Total flight time:	1,900 h
Flight time on type:	30 h (as first officer under supervision)
Hours last 30 days:	6:25 h
Hours last 7 days:	6:25 h
Hours last 72 h:	6:25 h
Start of the flight duty period:	19:30 h on 7-2-2007
Previous rest:	16 h
Last course of crew resource management (CRM):	24-11-2006

The copilot had received his training on the G-200 on the same dates as the PIC. He attended initial training at Flight Safety Dallas, where he passed the skill test/proficiency check on 30 September 2006 and then received 1:15 h of flight training in Geneva on 18 October 2006. Then he flew approximately 30 FH as copilot under supervision.

The copilot was used to flying the Cessna Caravan turboprop, and this was the first time he was to cross the Atlantic Ocean as the copilot of an actual flight.

1.3. **Aircraft description**

The engines of the G-200 aircraft have a Full Authority Digital Engine Control (FADEC) system. This system regulates the high pressure rotor speed (N2) and low rotor (fan) speed (N1) to apply a certain level of thrust to the engine depending on several factors like phase of flight, ambient conditions, aircraft discrete inputs, and thrust lever angle (TLA) position (i.e., the input from the pilot). The FADEC filters or

dampens quick TLA movements to make the engine respond slowly to avoid surges at altitude.

The AFM contains a specific abnormal procedure for ENGINE SLOW RESPONSE (page. III-22, 8-3-2006) that states:

“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”

However, there are no instructions on when to apply this procedure.

The thrust levers have detents for certain flight conditions like flight idle, maximum cruise, maximum climb, take-off, automatic power reserve and reverse. According to Gulfstream, above an altitude of 20,000 ft, the amount of thrust provided with the TLA in the take-off detent is the same as that provided with the lever placed in the max climb position. Therefore, above 20,000 ft, moving the thrust lever from max climb position to take-off position will not produce any increase in thrust and therefore there will be no change in the engine parameters N1, N2 and fuel flow displayed to the crew.

The aircraft has a centralized system to display warnings and cautions (EICAS). One of those cautions is FADEC MAJOR (L/R), which means that the Full Authority Digital Engine Control computer has a malfunction. According to page III-19 of the Aircraft Flight Manual (AFM) dated 8 March 2006, this is a “failure in engine control that may have minor effect on engine operation. This message appears on ground only.” There is a note that says that in this case, “Dispatch is not authorized.” Another caution affecting the FADEC is the “FADEC FAULTY” message, which means “Failure in engine control that affects engine operation.” The thrust levers must be operated gently and the engine indications must be monitored. The engine’s back-up capability is reduced when this caution message appears and dispatch is not authorized.

The angle of attack (AOA), total air temperature (TAT) and pitot probes are heated to protect them against ice build-up. All heaters are controlled by a single PROBES HEAT switch on the overhead panel. This switch has two positions: AUTO and OVERRIDE. The nose gear oleo switch interrupts power to the heaters when the switch is in AUTO and the aircraft is on the ground. In OVERRIDE, the probes’ heaters are powered in flight and on the ground.

The caution messages associated with the probe heaters are:

AOA HEAT (L/R). In flight. Discontinuity in power line. Corrective action: PROBES HEAT switch - OVERRIDE, as applicable.

PITOT HEAT (L/R). In flight. Power supply failure. Corrective action: PROBES HEAT switch – OVERRIDE, as applicable.

TAT PROBE HEAT. In flight. Power supply failure. Corrective action: PROBES HEAT switch - OVERRIDE, as applicable.

If the override position has been selected for the PROBES HEAT SWITCH, it has to be placed back to auto on the ground, and this is an item in the normal cockpit preflight checklist (reference AFM Normal Procedures, Page IV-10, 8 March 2006).

If this action is not carried out, heat is applied on the ground to the probes and during aircraft power up on the ground a FADEC MAJOR (L/R) message could be displayed. This was the subject of a Customer Support article published by Gulfstream on 13 October 2006. However, the display of the FADEC MAJOR message due to this reason would normally generate a fault code to be recorded on the MDC.

NOTE: As stated in 1.1.2 above, after the FADEC MAJOR messages appeared on the ground in St. John's, no fault code was recorded in the MDC. The engine manufacturer mentioned that this absence of recorded fault codes could be due to the EICAS switch being in the maintenance position or a power interruption to the FADECs after engine shutdown.

1.4. Flight recorders

1.4.1. Cockpit voice recorder (CVR)

The aircraft had a solid state cockpit voice recorder (CVR) P/N 1603-02-12, S/N 1656. It records 30 minutes of digital sound on four channels (CM-1, CM-2, CM-3 and cockpit area microphone) and two hours of digital sound in two additional files. One of those files ("mixer") jointly records the last two hours of the CM-1, CM-2 and CM-3 channels, and the other file ("area") records the last two hours of sounds from the cockpit area microphone.

The CVR was downloaded and found to have recorded the moments when the incident happened. The sound of the stall warning was recorded after 11 min and 36 sec of recording.

The relevant information of the CVR is as follows:

CVR recording elapsed time (hh:mm:ss)	Seconds after the start of the stall warning	DFDR UTC time (hh:mm:ss)	DFDR comment	Station talking	Text (not literal, only a summary of the conversations, when relevant or applicable, is included)
00:11:36	0	02:27:42		Sound	Clicker, stall warning.
00:11:38	2			CM-1	It is the stall.
00:11:47	11			CM-1	Ok, Ok.
00:11:50	14			CM-1	Mine, mine (meaning "I have control").
00:11:51	15			CM-1	What's happening with the engines?
00:11:53				CM-1	[Exclamation]. They are not working!
00:11:56				CM-1	Tell ATC we have an emergency.
00:12:00	24			CM-2 (radio)	We have had a flame out. We declare emergency
00:12:14	38			CM-1	I am already descending.
00:12:16	40			CM-2	What do I do (name of the CM-1)?
00:12:25	49			CM-1	We do not have the engines running
00:12:35	59			CM-1	Ok, they are restarting.
00:12:48	72			CM-1	Tell him we are descending to level 330.
00:12:58	82			CM-1	They are not working, they are not working.
00:13:45	89			CM-1	Put me direct to Saint John's.
00:13:58	102			CM-1	We are going to try to restart one engine.
				CM-1	No, wait, it's working.
00:14:06	110			CM-1	What I don't have is control.
00:14:45	149			CM-2	What do I read off to you, (name of the 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. Digital flight data recorder (DFDR)

The aircraft had a solid state DFDR. The data was downloaded and the relevant information is as follows:

DFDR UTC time on 8 Feb 2007 (hh:mm:ss)	Seconds after the first stall warning		Airspeed (KIAS)	Altitude (ft)	Comentario
00:44:05	N/A	Master warning active	169	2.570	While on approach on the flight Dallas-St. John's. Master warning active for three seconds.
00:46:22	N/A	Weight on wheels on	118	903	Touchdown at St. John's after the flight from Dallas.
00:54:53	N/A	Engines shutdown after landing and taxi			
01:56:16	N/A	Engines started again			
02:06:52		Weight on wheels off	139	952	Lift-off during take off from St. John's.
02:27:42	0	Stall warning and shaker active	199	40.875	Master warning active. Autopilot disengages at the same time. Autopilot disengage warning sounds.
02:27:47	5	Stick pusher active for 1 s	198	40.874	Autopilot disengage warning continues sounding. It remains active until 02:32:27 h.
02:27:52	10	Stick pusher active for 1 s	200	40.776	
02:28:17	35	Stick shaker and stall warning disappear	200,5	36.698	
02:28:25	43	Stick shaker and stall warning active again for 4 s	218,5	38.869	
02:28:38	56	Engine cut off LH and RH active for 1 s	230,5	37.444	LH engine fuel flow goes to zero at 2:28:41 h. RH fuel flow engine reaches a minimum of 208 at 2:28:47 h. LH engine N2 reaches a minimum of 64.9% at 2:28:38 h. RH engine N2 reaches a minimum of 66.75% at 2:28:39 h.
02:30:07	145	Engine cut off LH active for 3 s	221,5	34.473	LH engine fuel flow goes to zero at 2:30:11 h. LH engine N2 reaches a minimum of 41.59% at 2:30:54 h.
02:31:31	229	LH thrust lever advanced in two seconds to 10° of TLA and then immediately returned to 0° (flight idle)	205	31.970	
02:31:37	237	Stall warning active for 2 s	203	31.945	

DFDR UTC time on 8 Feb 2007 (hh:mm:ss)	Seconds after the first stall warning		Airspeed (KIAS)	Altitude (ft)	Comentario
02:31:50	248	Stall warning active for 1 s	202	31.481	
02:32:09	267	Thrust levers advanced to around 17°	208	30.665	
02:32:27	285	Autopilot disengage warning disappears	228	29.654	
02:33:36	354	Autopilot is engaged again	237	28.500	Thrust levers at around 9° of TLA.
03:01:02	2.000	Autopilot disengages	146	1.188	The autopilot is disconnected during final approach at 160 ft AGL.
03:01:26	2.024	Weight on wheels on	133	920	Landed again at St. John's.

Regarding the moments when the actual incident happened during the flight from St. John's, the DFDR data showed that after the stall warning sounded at 02:27:42 h (at which time the autopilot automatically disconnected upon activation of the stick shaker), the flight crew advanced the thrust levers to the take-off detent (33° of thrust lever angle (TLA)) and maintained them in this position for about 7 s. The N2 and fuel flow for both engines did not vary, because (see Section 1.3) above an altitude of 20,000 ft the thrust delivered by the engines with the thrust levers located in the take-off detent is the same as when the levers are in the maximum climb detent.

After approximately 7 s, there was a series of quick movements of the thrust levers back and forward until they were left close to idle (0° of TLA) 21 s following the stall warning. When the levers were retarded, the N2 and the fuel flow of the engines fell after a lag of several seconds as per design.

At second 42, coincident with a new triggering of the stall warning, the levers were advanced slightly (TLA of 1.9°) for 5 s and retarded again to 0°. The fuel flows stopped decreasing and the values of N2 for both engines suffered a less noticeable variation (due to a higher lag) as a result of these inputs.

At second 56 the engine cut-off switches for both engines were pushed for 1 s. This caused the LH engine fuel flow to go to zero and the RH engine fuel flow to decrease noticeably also. Both N2 also fell. The manufacturer interpreted those values as meaning both engines were shut-down.

After a few seconds the engines recovered fuel flow and N2 and afterwards there were three movements of the thrust levers forward and backwards in what seemed to be a check of the status of the engines.

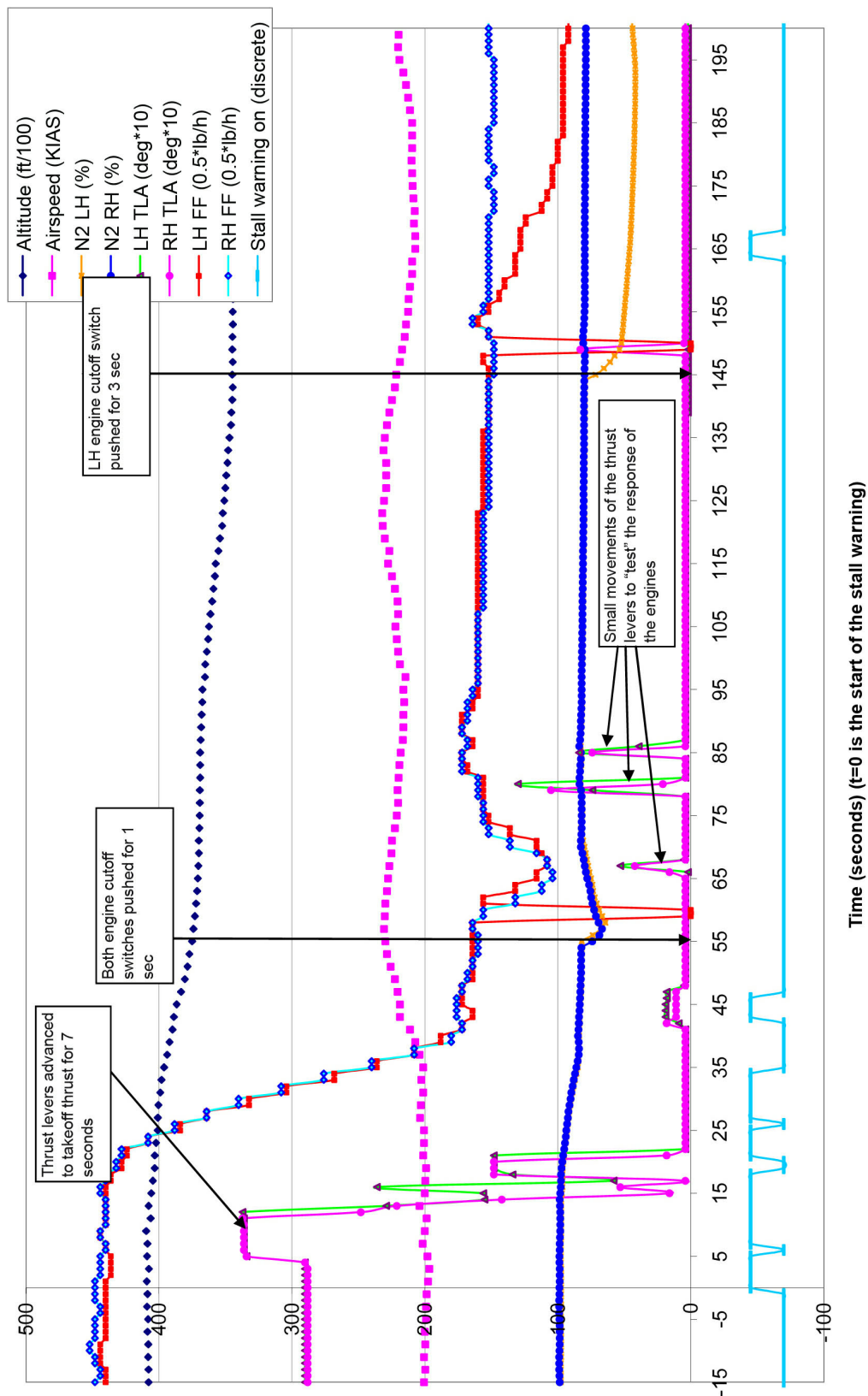


Figure 2. Qualitative variation of various DFDR parameters after the start of the stall warning. The scale of the curves has been adjusted to have all the data on the same graph

At second 145, with both thrust levers still at idle, the LH engine cut-off switch was pressed for 3 s, which caused the LH fuel flow to go to zero and the LH N2 to drop down to 41.7% in what was considered a complete shut-down of the engine. After several seconds, the fuel flow and N2 recovered and the engine re-started again.

There were no further manipulations of any engine cut-off switches. The stall warning sounded twice more. At 2:32:09 h the thrust levers were advanced to around 17° and the N2 of both engines returned to approximately 90%.

The autopilot disconnection warning remained active until 02:32:27 h (i.e. it had been sounding in the cockpit for almost 5 minutes while the flight crew was dealing with the stall warning situation). The pilot stated he tried to disconnect it earlier but he did not succeed. The reason for this could not be determined.

The aircraft continued descending back towards St. John's. Sixty nine seconds after the autopilot warning was muted, the autopilot was connected again and remained engaged until the aircraft was close to the runway during the final approach to the airport. No relevant incidents were recorded on the flight back to St. John's. The thrust levers were moved within the 4°-12° range as needed during the descent and approach. After touchdown the TLA reached -13.7° when reverse thrust was applied.

1.5. Operational procedures

The new model was included in the operator's "Manual de Operaciones" (Operations Manual) dated 6 November 2006. Part B of this manual had some G-200 aircraft information translated into Spanish but the reader was directed to the original AFM issued by the manufacturer for most of the procedures and performance information.

Part A (General) of the Operations Manual contained information and procedures for preparing the weight and balance of the aircraft and assigning flight crews to each flight. The procedures contained enough information to appropriately carry out these tasks. The operational flight plan was normally prepared by the operator's dispatchers and approved by the pilot in command.

The operator had also prepared a document of "Standard Operating Procedures" for their only G-200 aircraft. This document was based on the manual of the parent operating company, and was in a draft format effective 9 January 2007 (i.e. approximately one month in advance of the airplane delivery date). These procedures assigned detailed tasks to the PF and the PNF, as well to the pilot in command and copilot.

The procedures and aircraft information, contained in the different manuals issued by the manufacturer or by the operator, reviewed after the incident, did not include the information that, above 20,000 ft, the thrust delivered by the engines with the TLA in

the max climb detent was the same as that delivered with the TLA located in the takeoff detent.

They also did not include signs to identify an “engine slow response.”

2. ANALYSIS

2.1. General

The analysis of the factual information available shows that the St. John's-Madrid flight was initiated with an aircraft weight above the value calculated by the flight crew, and planned at an excessive cruise altitude for the actual weight. The climb schedule was not optimum in terms of speed but was within limits. As a result, the aircraft stalled upon reaching the planned cruise altitude and the flight crew could not adequately identify the response of the engines to the situation. They misinterpreted the available information and the CM-1 traced the inputs they were receiving to an engine problem, believing they had no control over the engines, and in order to solve this incorrect assessment, he took actions outside the approved operational procedures of the aircraft without advising the CM-2 or the mechanic that was on board of those actions, which led both engines to lose thrust simultaneously. Later on he took the same action (to push the engine cutoff switch) for the left engine.

The following paragraphs try to assess the influence of different factors on the actions carried out by the flight crew that put the operation at risk.

2.2. Previous flights

The information gathered shows that several cautions had appeared in the cockpit of this new aircraft during three flights carried out on the day of the incident and on the previous day. These cautions had included L FADEC FAULTY, L and R AOA HEAT and TAT PROBE messages. The Dallas-St. John's flight was cancelled twice as a result. When the flight was finally conducted, the AOA HEAT (L and R) and TAT PROBE messages appeared again on the approach to St. John's. During the three flights there was a mechanic from the manufacturer on board.

Finally, before the take-off of the incident flight, an L and R FADEC MAJOR message appeared in the cockpit while on the ground.

It was not possible to determine whether this latest appearance was due to the PROBE HEAT switch being left in the override position after the landing as a part of the troubleshooting activities.

This discrepancy had been the subject of a technical article issued by the manufacturer in one of their customer support publications. The cause of the AOA HEAT and TAT

PROBE messages could not be exactly determined. They were checked after the incident and no malfunction was detected. When the aircraft returned to Savannah, the TAT probe 102AU1AG was replaced. An operational check did not show any defects.

The analysis carried out by the aircraft and engine manufacturers shows that none of those faults was related to a malfunction of the engines or their control. However, it is probable that the different caution messages displayed led the flight crew, which was not familiar with the details of the possible malfunctions, to be prone to believe that some problem could be present when they finally took off from St. John's en route to Madrid.

2.3. Crew composition

The captain had experience in North Atlantic flights at high altitude with Boeing 707 aircraft as part of his military background. He also had experience in short haul "business type" flights in Falcon 20s, but his experience with the G-200 was very limited. He had around 30 FH as CM-1 without restrictions on this type.

The copilot had no experience in high performance, high altitude jet aircraft, or on long haul or North Atlantic flights.

According to their statements, the type rating training of the flight crew did not include extensive training on engine-related emergencies. They had not received specific training related to the high-altitude performance of the aircraft. They did not know that the thrust delivered by the engines with the thrust levers at maximum climb was the same as that delivered with the levers at take-off detent when the aircraft was above 20000 ft. For this reason, a safety recommendation is issued to Gulfstream to include this information in the G-200 training programs.

It is considered that the composition of the crew was not adequate for the type of flight being conducted. Although the Operations Manual had procedures in place to assure that the assignment of flight crews was studied and prepared in advance, this did not happen in this case. These were the only pilots type rated for the G-200 that the operator had at that time, and therefore there was no option for another crew composition, unless pilots outside the company were considered. They tried to locate pilots from the operator's parent company, but none were available.

On other delivery flights, the manufacturer usually assigned one of their own company pilots to be on board, but in this case none were available and a mechanic was assigned instead. In any case, this should be considered as an additional safety measure provided for that kind of flight, not to replace the need for a suitable and balanced flight crew being provided by the operator. Therefore, a safety recommendation is issued in this regard. Because it is considered that the coordination in the cockpit was not optimum during the management of the emergency, even though the crew attended a course of CRM on 24-11-2006, the recommendation includes the need to improve CRM training.

2.4. Flight planning

The flight planning was not adequate because the flight crew used the wrong load sheet data. The load sheet take-off weight was 30,468 lb, which did not reflect the payload (passengers' weight plus baggage) and also did not reflect the final actual fuel on board (500 lb of additional fuel). The estimated error of the load sheet was at least 900 lb below the actual weight.

The operational flight plan (29,900 lb) had an estimated error of 1,468 lb below the actual weight (31,368 lb). The empty weight values for the aircraft were not correct. A safety recommendation is issued to the operator to review their weight and balance dispatch procedures in order to assure that correct and updated information is being used every time.

On the other hand, the crew used the take-off weight from the flight plan (29,900 lb, which had the biggest error) to calculate the optimum flight level.

The CM-1 used a rule of thumb (that was inadequate in this case because of its inaccuracy) and the result was that the aircraft could climb to 40,700 ft. When ATC requested them to be established at FL330 or FL410 by waypoint 48N50W, he chose FL410.

The CM-1 assigned the copilot the role of pilot flying during the takeoff and climb, which was initially a good decision because the copilot was not familiar with North Atlantic communication and navigation procedures, which were going to be handled directly by the pilot in command.

However, he did not provide appropriate monitoring of the climb carried out by the copilot. ATC had requested them to be at FL330 or FL410 before reaching the waypoint at 48N50W (located around 140 NM away from St. John's). The climb speed was around 0.7 M, instead of the optimum value of 0.75 M (or 290 kt). The copilot said at the time that at that speed they would not reach the assigned flight level at the requested position, and asked what to do, whether to reduce the speed or increase the climb rate. The CM-1 answered "do what you want, but do not go below Mach 0.66," which was in accordance with the manufacturer's performance chart.

The flight crew did not have an adequate means to accurately check the capability of the aircraft to reach FL410 at the waypoint requested by ATC, especially given the SAT in the area. The operational flight plan, considering a take-off weight almost 2,000 lb below the actual weight of the aircraft, called for reaching FL410 after 02:37 h and 1,415 NM of flight.

The DFDR data show that the flight profile differed significantly from the best profile after leaving FL250. From FL350 to FL370, the Mach number was maintained steady at 0.72 M, below the optimum 0.75. This Mach value was a significant departure from Cruise mode for Long Range Settings (0.76) and from the flight plan computed cruise speed of 0.80 M.

From FL370 to FL400, it was 0.70, significantly below the optimum of 0.75. Finally, the last 1,000 ft were more critical. The speed progressively decreased down to 199 KIAS in a short period of time given the high altitude at which they were flying. As a consequence, the aircraft experienced low speed buffet onset.

2.5. Management of the stall warning situation

The first sign that the aircraft was too high was a sort of asymmetric Dutch roll experienced at around 40,700 ft. When the aircraft was at 40,900 ft the stall warning sounded. The crew correctly recognized the warning and the CM-1 took the flight controls. The actions to recover the stall were not ideal. Pitch oscillations went from $+5.4^\circ$ to -0.4° in 3 s and from -4.9 to $+7.4^\circ$ in 2 s. AOA oscillated from -7.7° to $+14.4^\circ$ in 3 s and from $+14.4^\circ$ down to 1.9° in 3 s.

The master warning was active intermittently for 6 s. The stick pusher was active for 2 s. The stall warning lit up to 7 times. Speed recovery was very slow (from 196.5 kt up to 211 kt in 37 s). Altitude loss was 2,530 ft in 48 s before stabilizing the descent.

In an attempt to regain control, the CM-1 advanced the thrust levers to the take-off detent. Because there was no change in engine parameters, he thought there was an erroneous interface between both FADEC and the thrust levers or some sort of engine control failure. The levers were put at idle, then shortly moved forward, and finally left at idle. This produced quick changes in fuel flow and slower RPM variations in the engines.

The CM-1 probably had in mind the previous FADEC MAJOR messages seen in the cockpit before the start of the flight.

However, at the time of the stall warning, no Master Caution was activated and no FADEC EICAS message was shown.

The CM-1 probably misinterpreted the following two engine behavior conditions as being caused by a faulty FADEC or a malfunction of another part of the engine control system:

- lack of increase in thrust when the TLA was increased to the take-off detent,
- slow response of the engines to thrust lever rapid movements.

The first condition was because the aircraft was above 20,000 ft, in which case the thrust delivered by the engines at maximum climb is the same as when the levers are at take-off. It seems the pilots were not aware of this fact, and had never been instructed about this important characteristic of the power plant system. The manufacturer manuals reviewed as a result of this investigation did not contain any reference to this condition. Therefore, a safety recommendation is issued to Gulfstream to include this information in the corresponding parts of the manuals.

The second condition was due to the design of the FADECs, which prevents the engines from surging in response to rapid throttle movements. It seems from the recorded data that the engine response was normal and in accordance with their design. In any case, the AFM contains a specific procedure for "Engine slow response" that was never resorted to or mentioned by the crew. However, the procedure does not include signs for identifying slow engine response, and a safety recommendation is issued to Gulfstream in this regard.

In these conditions, the activation of the engine anti-ice, with no external visible moisture conditions, was an isolated action and not a part of any procedure. The engine anti-ice reduces both maximum and optimum altitudes, and therefore its activation at that time could have made the situation worse.

Later on, both engine cutoff switches were pushed simultaneously, which reduced both fuel flows to near zero. This action was against the approved operational procedures and was taken without advising the copilot (PNF at those moments). At this time the aircraft was in descent, passing through 37,450 ft at 230 KIAS. This altitude is beyond the Air Start Envelope (Windmilling and Starter-Assist) (Figure 3-2, Section III, Abnormal Procedures, page III-24 of the AFM). Nevertheless, the engines restarted without any problem once the fuel flow was re-established.

After the accident, the CM-1 acknowledged that he should not have taken this action, but did so in the belief that the engines were not responding and as the only action he could think of at the time that could make the engines react.

The crew was worried and under great pressure at the time. They coped with the situation and the CM-1 decided to declare an emergency and return to St. John's shortly after the stall warning was activated.

Almost two minutes later, the CM-1 activated the "L FUEL ENGINE CUT OFF" for 3 seconds. The aircraft was still descending, passing through 34,473 ft at 221 KIAS, which is at the limit of the envelope for a wind milling air start, but it was not yet in good conditions for an air start, due to a slow speed deceleration and an excessive pitch angle (+4.2°). However, the engine restarted without any problems.

2.6 High altitude flights

One conclusion of the whole event is that the flight crew was not very familiar with low speed buffet onset and high altitude stalls and associated recovery actions, or with the conditions under which engine response may be slow. They also had a lack of information concerning high altitude aircraft performance. It is necessary that the operator assure that their crews are provided with enough training in high altitude flights with high performance aircraft. The operator has informed that they send their

crews to approved flight training centers that teach the complete airplane course in flight simulators. Nevertheless, they will take it into account in the future to further reinforce this kind of training.

The performance information of the G-200 provided by the manufacturer was reviewed. The buffet boundaries are provided in Figure 7-19 of the AFM. However, the curves on this graph are closely spaced and are very difficult to read. The graph does not show bank angle (only load factor, which is less intuitive to the flight crews) (see Figure 3). Additionally, it would be useful for operational purposes if this graph were also included in the Quick Reference Handbook. A recommendation is issued in this regard.

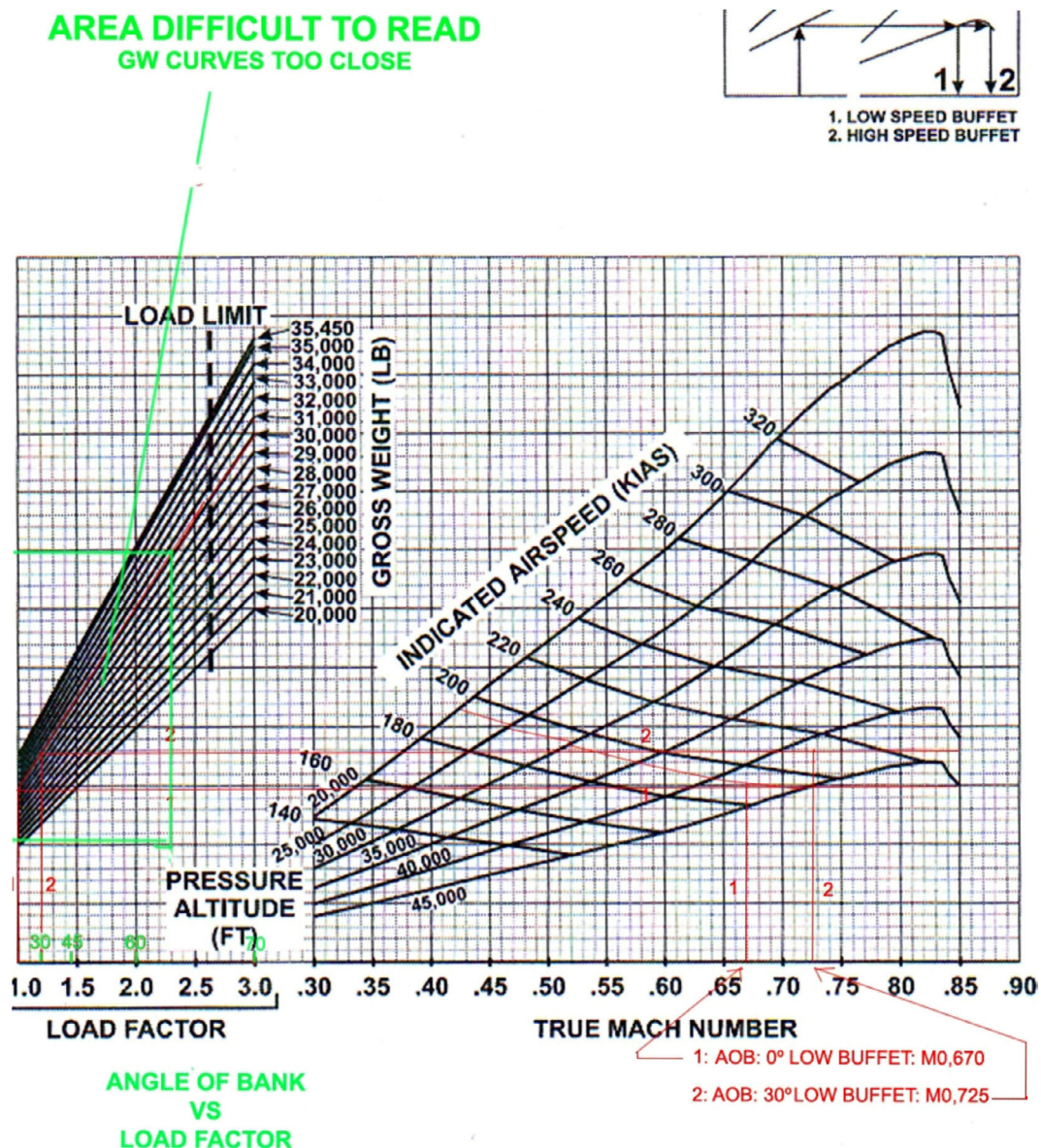


Figure 7-19. Buffet Boundary; Clean Configuration

Figure 3. Modified composition of the buffet onset graph from the G-200 AFM

According to the Operational Planning Manual, page IV-70 (18 September 2004, see Figure 4 attached) at 30,000 lb the aircraft could theoretically fly at FL410 with constant speed cruise parameters at Mach 0.66 and N1 101.4%. However, this value is lower than the low speed buffet value shown in figure 3 (0.67 Mach with 0° of bank angle). Therefore, this table should be reviewed by the manufacturer and a safety recommendation is issued in this regard.

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			
	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				
	1681	1735				LB/HR	1714				
	0.214	0.213				NM/LB	0.213				
32,000						%N1					
						LB/HR					
						NM/LB					

Figure 4. Extract of page IV-70 of the Operational Planning Manual. Flight at FL410 is permitted at Mach 0.66 with 30,000 kg of gross weight

3. CONCLUSION

It is considered that the incident probably happened because, after the aircraft entered a high altitude stall due to inadequate flight planning in terms of aircraft weight and to the wrong acceptance of the ATC altitude restriction, the pilot in command simultaneously pushed the left and right engine fuel cut-off switches, which momentarily shut down both engines.

Contributing factors were:

- Execution of the final climb that resulted in a quick loss of airspeed.
- Lack of detailed knowledge of aircraft and engine behavior at critical high altitude, because this information was not a part of the manuals or the type rating training programs. This precluded the detailed checking of the capability of the aircraft to comply with the ATC altitude restriction (FL410 at 48N50W).
- Appearance in previous flights of several caution messages of undetermined origin involving the FADECs and the probe heaters, which probably misled the crew into thinking that there could be a latent problem with the engine control.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

- REC 36/07.** It is recommended that TAG AVIATION E. establish suitable practical procedures to assure that adequate flight crews are assigned for every planned flight, as described in their Operations Manual. These flight crews should have adequate training in crew resource management (CRM).
- REC 37/07.** It is recommended that TAG AVIATION E. review their weight and balance dispatch procedures in order to assure that the correct and updated information is being used every time.
- REC 38/07.** It is recommended that Gulfstream include in the appropriate parts of the aircraft manuals information regarding the variation with altitude of the maximum thrust delivered by the engines depending on the position of the thrust levers. This information should also be a part of the type rating training program.
- REC 39/07.** It is recommended that Gulfstream revise the engine slow response abnormal procedure of the airplane flight manual to provide flight crews with information to determine when they need to apply this procedure.
- REC 40/07.** It is recommended that Gulfstream revise the buffet boundaries graph provided in Figure 7-19 of the AFM in order to improve readability of the gross weight curves and to include the bank angle in addition to load factor. Additionally, it is recommended that this graph also be included in the Quick Reference Handbook.
- REC 41/07.** It is recommended that Gulfstream revise the table on page IV-70 (18 September 2004) of the Operational Planning Manual to assure that the Mach, gross weight and flight level values provided are consistent with the buffet boundary margins of the aircraft.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 10 May 2007; 12:35 local time
Site	Añora (Cordoba)

AIRCRAFT

Registration	EC-CUU
Type and model	PIPER PA-36
Operator	Trabajos Aéreos Espejo

Engines

Type and model	LYCOMING IO-720-D1CD
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	40 years
Licence	Commercial aircraft pilot
Total flight hours	2,000 h
Flight hours on the type	400 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Significant
Third parties	Damage to some trees

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work – Commercial – Agricultural
Phase of flight	Maneuvering – Low-altitude flight

REPORT

Date of approval	26 September 2007
------------------	-------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The aircraft was performing fumigation work over some oak trees. It was the third flight of the day, the first having lasted some 90 minutes, and the second about 60. Fifty-five minutes into the third flight, as the aircraft was climbing out of a spraying run, it experienced a loss of power. When noticed by the pilot, he engaged the electric fuel pump, which helped the engine recover but only momentarily, and the power quickly dropped again. The pilot disengaged the pump and prepared for an emergency landing.

The landing took place in a wooded area and the aircraft suffered extensive damage to the frame and wings during the landing run. The main gear and tail wheel detached, and the right wing fuel tank broke when the right landing gear leg was lodged in the ground.

The pilot and sole occupant of the aircraft escaped uninjured and was able to exit the aircraft under his own power without any further incident.

The fuel tanks had been topped off before each flight, and according to available documentation, the aircraft had been maintained as required by its official maintenance program.

1.2. Tests and research

1.2.1. *Field investigation of the engine*

As inspection was performed at the scene of the accident which revealed that the left fuel tank was approximately half full. The right tank had broken off and was empty. There were obvious signs that a significant amount of fuel had spilled on the ground.

The power plant components (power and mixture levers, regulator, magnetos, ignition harness, spark plugs, air filter, etc.) were generally in good condition except for the mechanical fuel pump, which was completely seized, with its axle shaft broken.

The propeller showed signs that the engine was turning when it impacted the ground but with negligible power.

1.2.2. *Workshop inspection of the mechanical fuel pump*

The pump, P/N RG9080J6A and S/N D-263, was manufactured by ROMEC DIVISION.

A disassembly of the pump revealed that the rotor was broken in four places. There was also a crack on the rear cover of the pressure vessel. The remaining pump components showed no outward signs of damage aside from dents and scratches.

Two foreign objects some 5 millimeters in size were found inside the pump. One was a piece from a manufactured plastic component with a carbon-like appearance, and the other was metallic and seemed to be a small section of flattened tube.

It was concluded that the foreign metallic object found inside the pump had wedged itself between the rotor and stator, which resulted in the pump seizing.

The fuel system inlet to the mechanical pump, specifically the auxiliary electric pump and the fuel filter, was inspected in an attempt to discover the origin of the foreign objects found inside the mechanical pump.

1.2.3. *Workshop inspection of the electric pump and fuel filter*

The pump, P/N 2B6-36 and S/N 4AK2, was manufactured by PARKER AIRBORNE DIV.

The pump inspection revealed that the four impeller blades had seized in their housing grooves. One of them had broken down the middle, and all showed abnormal wear near the suction port.

The carbon-like object found in the mechanical pump was the missing half of the impeller blade from the electric pump.

Also missing from the electric pump was the positioning pin from the rear cover of the pressure vessel. This cover serves two purposes within the pump: to ensure the watertightness of the rotating components, and to function as a regulating valve for the pump. The pin keeps the cover from rotating as the blades brush against it and maintains it properly positioned.

The metallic debris found in the mechanical pump was from the electric pump's missing positioning pin.

The inspection of the fuel filter showed nothing out of the ordinary as all its components were in good condition. The filter is before the electric pump, so there are no obstacles to keep objects leaving the electric pump from reaching the mechanical pump.

No record of similar failures was found in the course of the investigation.

1.2.4. *Procedures and checklists*

The operator uses the procedures and checklists contained in the aircraft's Flight Manual.

The normal procedure states that the electric pump is to be connected for takeoff, approach and landing.

The emergency procedure for an IN-FLIGHT LOSS OF POWER states that if the power loss takes place at low altitude, the first step is to prepare for an emergency landing. It then refers the pilot to the procedure on DEAD-STICK LANDING, which states, among other things, that the electric pump must be disengaged. If the altitude is high enough, the IN-FLIGHT LOSS OF POWER procedure specifies a series of steps, one of which is to engage the electric fuel pump to try to regain engine power.

2. ANALYSIS

The positioning pin on the rear cover of the electric pump's pressure vessel broke loose for unknown reasons (vibrations, temperature, loss of the elasticity which keeps it in place). The damage to the pin was caused by the mechanical pump.

This loose component caused the breakage of one blade and the abnormal wear of the other three blades in the electric pump. Eventually, both the pin and the blade section were swept by the fuel to the mechanical pump.

The mechanical pump seized when the pin became wedged between the mechanical pump's rotor and stator, which led to the damage observed in the pump.

The engine power dropped when the mechanical pump seized, and the poor condition of the blades on the electric pump prevented the engine from regaining power once engaged by the pilot. There may also have been a slight delay in turning on the electric pump, which caused (along with the condition of the blades) the engine knocks noted by the pilot.

The pilot carried out the emergency procedure for an in-flight loss of power and engaged the electric pump in an effort to regain engine power. According to the manual, this procedure is applicable when flying at sufficient altitude, which was not the case here, as frequently happens during spraying operations. The correct action would have been to prepare for an emergency landing immediately, though it is understandable, given the wooded terrain and the difficulties it presented for landing, that the pilot would try to stay airborne.

3. CONCLUSIONS

The most likely cause of the accident was the detachment of a positioning pin in the electric pump, which was then swept by the fuel to the mechanical pump, which seized when the pin became wedged between the stator and the rotor.

The failure of the mechanical fuel pump led to a drop in engine power which persisted even after the electric pump was engaged, due to the poor condition of the latter and to the short amount of time available to evaluate the effectiveness of this action given the aircraft's low altitude at the time of the event.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 28 June 2007; 15:00 UTC ¹
Site	Belsierre (Huesca)

AIRCRAFT

Registration	PH 1213
Type and model	SCHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU DUO DISCUS Glider
Operator	Private

Engines

Type and model	N/A
Number	N/A

CREW

	Pilot in command	Copilot
Age	39 years	36 years
Licence	Glider pilot	Glider pilot
Total flight hours	583 h (1,160 flights)	311 h (825 flights)
Flight hours on the type	40 h	

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew		1	1
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Significant
Third parties	

FLIGHT DATA

Operation	General Aviation – Pleasure
Phase of flight	Landing

REPORT

Date of approval	26 September 2007
------------------	-------------------

¹ The reference time used in this report is UTC unless specifically noted otherwise. To obtain local time, add 2 hours to UTC.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Event description

On 28 June 2007, at about 11:35, the Duo Discus glider, registration PH 1213, took off under tow from the aerodrome at Santa Cilia (LECI) on a cross-country flight. Aboard were two people, the pilot and the copilot. After catching several updrafts, the glider headed to the east. At around 15:00, the pilot flying, on seeing they could not gain height, decided to look for a field to land near the town of Belsierre (Huesca). During the landing the glider impacted the ground, resulting in significant damage to the fuselage, stabilizer and right wing tip.

The pilot's right leg was injured, while the copilot escaped unharmed. Both were evacuated aboard a Civil Guard helicopter to a hospital, where the copilot was treated and released. The pilot was admitted and remained for several days while he recovered from the injuries sustained in the accident.

1.2. Crew and aircraft information

The pilot was a licensed glider pilot with a total of 583 flying hours and 1,159 flights. He was also certified to tow gliders.

The copilot was also a licensed glider pilot with a total of 311 flying hours and 825 flights.

The glider's Airworthiness Certificate, issued on 21 March 2007, was valid until 6 February 2009.

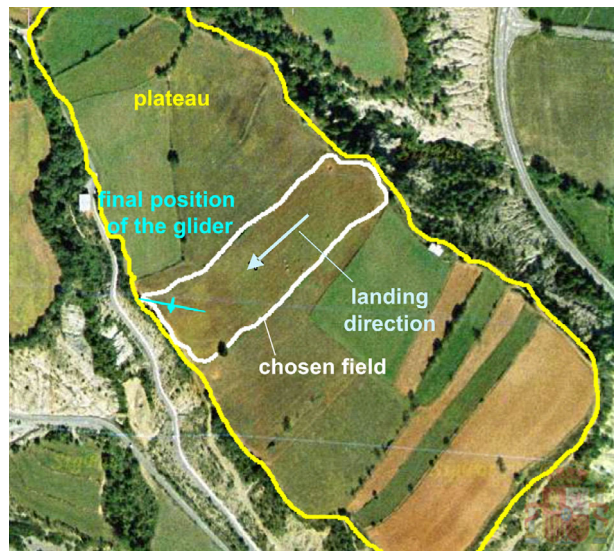
1.3. Crew statement

According to the crew, the glider took off from the aerodrome at Santa Cilia de Jaca (LECI) at 11:35 on a cross-country flight. The glider caught updrafts to an altitude of 2,800 m above sea level and headed east through the valleys. At around 14:00, near a lake in the vicinity of Ainsa, the updrafts weakened, so they headed north toward some cumulus clouds in the hopes of finding updrafts. Upon reaching the area and failing to find good thermals, they started looking for a field with suitable characteristics for landing (sufficient length, without obstacles on the approach, with a headwind, no negative slope).

The fields within view were not very long, nor were there any fields which continued onto other fields to make the landing easier. They finally found a field atop a plateau (see Picture 1) that satisfied their requirements. The crew tried using an external

indication of wind speed and direction (such as a column of smoke), but could find none. They initiated a 360-degree descent circuit (at around 3 m/s) and finished the pre-landing procedures.

In the days before the accident, there had been strong surface winds at the aerodrome (and in the valley as well) and light winds aloft. Expecting, therefore, turbulence and strong downdrafts on the final leg, the pilot decided to land at 120 km/h to ensure reaching the top of the plateau and being able to land on the field.



Picture 1. Landing field and surrounding area

The final leg of the approach was steep (with full airbrakes) and they arrived at the edge of the field at an height of 1 meter. At that point, the pilot leveled the wings and continued gliding the length of the field without touching down. Upon reaching the far end, to keep from overshooting the field and losing his chance to land, the pilot tipped the right wing so as to initiate a turn. The aircraft turned some 130° before the cockpit struck the ground, breaking up and injuring the pilot in the process. The aircraft turned another 180° on the ground and slid backwards, breaking the tail (see Picture 2).

According to the crew, the field was some 200 m long. They could feel a slight tailwind after landing.



Picture 2. Final condition of the aircraft

1.4. Information on operating the aircraft

The following excerpts are taken from the approach and landing section of the Normal Operating Procedures in the aircraft's Flight Manual:

4.5.4 Approach

"Normal approach speed with airbrakes fully extended and the wheel down is 90 km/h (49 kt, 56 mph) without water ballast and flown solo, or 105 km/h (57 kt, 65 mph) at maximum permitted all-up mass.

The yellow triangle on the ASI (Airspeed Indicator) at the 100 km/h mark (54 kt, 62 mph) is the recommended approach speed for the maximum all-up mass without water ballast (660 kg, 1455 lb) [...]"

4.5.5 Landing

"For off-field landings the undercarriage should always be extended, as the protection of the crew is much better, especially from vertical impacts on landing. Main wheel and tail wheel should touch down simultaneously.

To avoid a long ground run, make sure that the sail plane touches down at minimum speed. A touch-down at a speed of 90 km/h (49 kt, 56 mph) instead of 70 km/h (38 kt, 43 mph) means that kinetic energy to be dissipated by braking is increased by a factor of 1.65 and therefore the ground run is lengthened considerably.

The hydraulic main wheel disc brake is actuated via the airbrake linkage with airbrake almost fully extended.

As the effectiveness of the wheel brake is good, the landing run is considerably shortened (the elevator control should be kept fully back)."

1.5. Analysis and Conclusions

The crew decided on an off-field landing due to the lack of thermals. They had ample time to survey the chosen field, located atop a plateau, even completing a 360°-pattern around the field. The pilot made the approach at 120 km/h, according to his statement, in anticipation of strong downdrafts near the surface which could have forced the glider to descend excessively, causing them to undershoot the field. Such winds had been present on previous days in the same area, though they could not confirm their presence through the use of external indicators, such as cloud movement or smoke columns.

Once they reached the field, the glider continued flying at a height of one meter above the ground without landing. As they reached the far end, the pilot decided to initiate a turn by tipping the right wing and stalling the aircraft, since the flat terrain was

coming to an end. During that maneuver the aircraft turned some 130 degrees and the cockpit struck the ground. The aircraft turned another 180° more on the ground while sliding backwards, which caused the tail to break off.

According to the aircraft's Flight Manual, the recommended approach speed for full load conditions without water ballast is 100 km/h, and 90 km/h without water ballast and one occupant. The conditions in this case implied an approach speed between those two values. For off-field landings, the Manual calls for a minimum approach speed (70 km/h) to avoid a long landing run. In this case, given the field's short length (some 250 m), the speed should have been minimized to guarantee a short landing run.

The most likely cause of the accident, therefore, was the aircraft's high approach speed resulting from a faulty assessment of surface winds. The speed prolonged the aircraft's glide and forced the crew to stall the aircraft so as to keep from overshooting the chosen landing site.

