

CIAIAC

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

Informe técnico A-044/2007

Accidente ocurrido el día
17 de octubre de 2007,
a la aeronave Britten-Norman
Islander BN2A-21, matrícula
G-CHES, en Guadalcanal
(Sevilla)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-044/2007

**Accidente ocurrido el día 17 de octubre de 2007,
a la aeronave Britten-Norman Islander BN2A-21,
matrícula G-CHES, en Guadalcanal (Sevilla)**



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA DE ESTADO
DE TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161- - -
Depósito legal: M. 23.129-2003
Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

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 Informe 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 produjo el evento objeto de la investigación, con sus causas probables y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.º 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

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

Índice

Abreviaturas	vii
Sinopsis	ix
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones de personas	3
1.3. Daños en la aeronave	3
1.4. Otros daños	3
1.5. Información personal	3
1.5.1. Piloto al mando	3
1.5.2. Piloto acompañante	4
1.6. Información de aeronave	5
1.6.1. Célula	5
1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad	5
1.6.3. Registro de mantenimiento	6
1.6.4. Motores y hélices	6
1.6.5. Depósitos de combustible	6
1.7. Información meteorológica	7
1.8. Ayudas para la navegación	7
1.9. Comunicaciones	7
1.10. Información de aeródromos	7
1.11. Registradores de vuelo	9
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	9
1.12.1. Huellas sobre el terreno	9
1.12.2. Estado de los restos estructurales del avión	9
1.12.3. Posiciones de palancas y controles en cabina de vuelo	10
1.13. Información médica y patológica	11
1.14. Incendios	11
1.15. Aspectos de supervivencia	11
1.16. Ensayos e investigación	12
1.16.1. Examen de los motores y hélices	12
1.16.2. Análisis del combustible	13
1.16.3. Examen del sistema de combustible	14
1.17. Información sobre organización y gestión	15
1.18. Información adicional	16
1.18.1. Información en el manual de vuelo	16
2. Análisis	19
2.1. Preparación del avión y de la operación	19
2.2. Ejecución de la operación de vuelo y accidente	20
2.3. Indagaciones sobre un posible fallo del material como causa del fallo transitorio del motor derecho	22
2.4. Análisis del combustible como probable causa de fallo	22

- 3. Conclusión** 25
 - 3.1. Conclusiones 25
 - 3.2. Causas 26

- 4. Recomendaciones sobre seguridad** 27

Abreviaturas

00°	Grados geométricos/Rumbo magnético
00 °C	Grados centígrados
CAVOK	Cielo despejado y visibilidad horizontal mayor de 10.000 m
ELT	Baliza de emergencia
ft	Pie(s)
GMT	«Greenwich Mean Time»
h	Hora(s)
hh:mm	Tiempo expresado en horas y minutos
Hg	Mercurio
HP	Caballo(s) de vapor
IR	Categoría de vuelo instrumental
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s) – Millas náuticas por hora
lb	Libra(s)
LH	Lado izquierdo
LT	Hora Local
m	Metro(s)
m/s	Metros por segundo
mb	Milibar(es)
ME	Categoría de multimotor
mph	Millas por hora
MTOW	Peso máximo al despegue
NW	Noroeste
Psi	Medida de presión en libras por pulgada cuadrada
RH	Lado derecho
SE	Categoría de monomotor
SW	Suroeste
UTC	Tiempo Universal Coordinado

Sinopsis

Propietario:	Privado
Operador:	Privado
Aeronave:	Britten-Norman BN2A-21 «Islander»
Fecha y hora del accidente:	17 de octubre de 2007, a las 19:30 h (LT)
Lugar del accidente:	Finca Los Tomillares en Guadalcanal (Sevilla)
Personas a bordo y lesiones:	2 pilotos, uno fallecido y el otro herido grave
Tipo de vuelo:	Aviación general – En vacío/de posición
Fecha de aprobación:	23 de marzo de 2011

Resumen del accidente

La aeronave, con dos pilotos a bordo, iba a realizar un vuelo corto de posicionamiento desde una pista eventual privada en la que había aterrizado equivocadamente, a otra pista eventual pública en el mismo término municipal de Guadalcanal.

Se preparó la aeronave para el vuelo, rellenando los depósitos principales de combustible con 250 litros. Antes del despegue, ambos pilotos recorrieron caminando la pista para inspeccionar su estado y comprobar, midiendo los pasos, que disponían de longitud suficiente para el despegue. El vuelo se inició una media hora antes del ocaso.

La aeronave aceleró normalmente en la carrera de despegue y se fue al aire antes del final de pista, consiguiendo un régimen positivo de ascenso. Al rebasar el extremo de pista, se produjo un fallo parcial del motor derecho que ocasionó una disminución de potencia durante un corto periodo de tiempo. Poco después se recuperó totalmente la potencia del motor, pero en los segundos que duró el fallo, la aeronave perdió su capacidad de remontar el vuelo, inició un suave descenso y experimentó dificultades en el control lateral, a causa de la cambiante potencia asimétrica. Finalmente, la aeronave impactó contra el suelo, primero con su ala izquierda y seguidamente con el fuselaje.

El informe concluye que el impacto de la aeronave contra el terreno se produjo por una pérdida de control lateral a baja altura, tras haber sufrido un fallo parcial y transitorio de potencia en despegue, posiblemente como consecuencia de la contaminación por agua del combustible.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave Britten Norman, Islander, con matrícula G-CHES, había volado en la mañana del día 17 de octubre de 2007 por distintos puntos de Sierra Morena y la zona norte de la provincia de Sevilla. Su misión era la de reconocimiento de diversos campos de vuelo en los que, en el futuro, podría planificarse la operación de esa aeronave. La intención, en el vuelo de ese día, era la de aterrizar en una pista eventual próxima a la población de Guadalcanal, en la provincia de Sevilla, lindando con la provincia de Badajoz. Esta pista, utilizada por aviones de trabajos agrícolas, se encuentra a unos cinco kilómetros al SW de ese pueblo. Sin embargo, por equivocación, la aeronave aterrizó en otra pista eventual, con la misma orientación, situada en una posición aproximadamente equidistante entre la población y la otra pista de Guadalcanal. Esa pista en la que entró, llamada de Los Tomillares (por el nombre de la finca en la que se encuentra), era bastante más corta. La distancia disponible para el aterrizaje resultó suficiente para una toma que el único piloto de la aeronave realizó con toda normalidad.

Sin embargo, para poder salir de ese aeródromo, de tan solo unos 400 m de longitud, el piloto requirió telefónicamente ayuda de tierra y asesoramiento que le permitiera realizar la operación de un breve salto de 4 km desde esa pista a la de Guadalcanal, su destino original.

En respuesta al requerimiento telefónico acudió, a primeras horas de la tarde de ese día, un piloto experimentado en ese tipo de avión, que se unió como tripulante de la aeronave para acompañar y asesorar al piloto al mando. Otras dos personas en tierra prestaron su ayuda para cargar de combustible los depósitos principales. La gasolina se llevó al aeródromo en unos bidones o recipientes de plástico de 50 litros de capacidad, que posteriormente se transportaban ya vacíos en la aeronave, pues estaban operando entre distintas pistas en las que no tenían servicio de repostado. En total rellenaron con 250 litros de gasolina AV100LL los depósitos principales.

Ambos pilotos recorrieron a pie la pista de Los Tomillares para comprobar su estado y dimensiones. Contando los pasos, determinaron su longitud y sus pendientes. Aunque la pista era de tierra sin compactar, calcularon que era suficiente para el despegue y decidieron hacerlo hacia el Sureste para aprovechar las pendientes negativas favorables. Se planeaba, en concreto, salir en rumbo SE, virar 90° hacia la derecha, prosiguiendo el vuelo en dirección Sur hasta alinearse con la pista de Guadalcanal, para aterrizar en ella en rumbo NW. Pospusieron la operación hasta la última hora de la tarde, antes del ocaso, para evitar posibles deslumbramientos con el sol de poniente en el aterrizaje previsto en Guadalcanal.

Según los testimonios recogidos, el piloto al mando realizó la inspección pre-vuelo y despidió a los ayudantes de tierra que adelantaron su salida del campo.

Unos minutos más tarde, a las 19:30 h¹, media hora antes del ocaso, la aeronave se dirigió a la cabecera de la pista. Poco después inició el despegue, ganó velocidad y se fue al aire antes de sobrevolar la cabecera contraria. En esos momentos, el motor derecho empezó a fallar parcialmente produciendo una fuerte guiñada hacia la derecha. El piloto al mando, sentado a la izquierda, iba volando el avión. Según testimonios del piloto acompañante, que iba sentado en el asiento de la derecha, al producirse el fallo del motor, el piloto le pidió que tomara los controles de vuelo mientras él se ocupaba en tratar de restablecer la potencia del motor derecho.

Tras bajar el morro, iniciaron un ligero descenso, consiguiéndose corregir la guiñada a la derecha con aplicación del timón de dirección a la izquierda. Prácticamente se había recuperado el control del vuelo de la aeronave cuando el motor derecho comenzó a dar toda su potencia de nuevo, impulsando la hélice y haciendo que la trayectoria de la aeronave se curvase a la izquierda, hacia donde se levantaba el terreno, no pudiendo evitar el choque.

El primer impacto se produjo con la punta del ala izquierda de la aeronave contra los arbustos de la ladera; unos metros después, tocó la rueda del tren izquierdo. A continuación, tras cruzar una pequeña vaguada, impactó la aeronave con el plano izquierdo y el fuselaje delantero, quedando detenida en unos pocos metros de arrastre sobre el terreno.



Figura 1. Restos de la aeronave

¹ Se expresa en este informe referencias al tiempo en términos de hora local oficial, (LT), que en esas fechas correspondía a la UTC +2 horas, siendo UTC el Tiempo Coordinado Universal u hora GMT.

En tierra, estos impactos se localizaban en la prolongación de la pista y a unos 400 m de la cabecera Sureste, sobrevolada unos pocos segundos antes en el despegue.

La aeronave sufrió daños importantes por los que se pudo considerar destruida. No se produjo incendio posterior al impacto.

El piloto al mando sufrió heridas muy graves que ocasionaron su fallecimiento, aproximadamente unos 30 minutos después del impacto.

Aunque el segundo piloto, acompañante, también sufrió heridas graves, que inicialmente le hicieron perder el conocimiento, recobró la conciencia poco después del accidente y pudo, mediante su propio teléfono móvil, dar la alarma y pedir auxilio. Fue rescatado y trasladado al hospital de Sevilla.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos	1		1	
Graves	1		1	
Leves				No aplicable
llesos				No aplicable
TOTAL	2		2	

1.3. Daños en la aeronave

La aeronave resultó destruida

1.4. Otros daños

No hubo otros daños a excepción de los producidos sobre los escasos arbustos arrollados por la aeronave en su trayectoria de impacto.

1.5. Información personal

1.5.1. *Piloto al mando*

Edad: 28 años
Nacionalidad: Española

Licencia de aptitud de vuelo:	Piloto comercial de avión
Fecha de emisión inicial:	02-02-2007
Fecha de caducidad:	02-02-2012
Habilitaciones en vigor:	<ul style="list-style-type: none">• Radiotelefonía en inglés• SE pistón desde 07-11-2005• ME pistón e IR de avión desde 02-02-2007
Horas de vuelo:	No se han podido obtener datos fiables acerca de su experiencia de vuelo
Descanso previo al vuelo:	Más de 8 horas

1.5.2. *Piloto acompañante*

Edad:	34 años
Nacionalidad:	Española
Licencia de aptitud de vuelo:	Piloto de transporte de Línea Aérea
Fecha de emisión inicial:	21-03-2002
Fecha de caducidad:	19-06-2008
Habilitaciones en vigor:	<ul style="list-style-type: none">• Radiotelefonía en inglés• SE pistón desde 18-06-2005• Agroforestal desde 18-11-2005• ME pistón e IR de avión desde 31-01-2007
Horas de vuelo:	2.400 h
Descanso previo al vuelo:	Superior a 12 horas

En las fechas del accidente había perdido su vigencia el reconocimiento médico del piloto acompañante, quien por otro lado, no tenía intención de renovarlo, ya que ahora se dedicaba a otras actividades.

Anteriormente, este piloto había sido el asesor de operaciones y piloto de la compañía propietaria de la aeronave. En su momento, realizó un curso específico de ese tipo de aeronave, y, por parte de la compañía había actuado en las operaciones de compra, puesta en vuelo y traslados del avión accidentado.

En este vuelo tenía como misión a bordo la de acompañar y asesorar al piloto al mando.

1.6. Información de aeronave

El tipo de avión, Britten-Norman BN2A-21 «Islander», es un bimotor con capacidad de hasta 9 pasajeros, certificado para operación con uno o dos pilotos. Sus motores son alternativos y su tren de aterrizaje convencional, montando dos ruedas en cada pata principal.

La aeronave accidentada era una nueva adquisición de la compañía propietaria y estaba registrada todavía en el Reino Unido de donde procedía, mientras se realizaban los trámites de cambio de matrícula y registro en España, de acuerdo con la información del propietario.

Las últimas revisiones de mantenimiento de estructura, motores y equipos de radio se hicieron en un taller autorizado del Reino Unido, después de la adquisición de la aeronave por su nuevo propietario. No figuraba ningún ítem en la lista de defectos diferidos.

1.6.1. Célula

Marca:	Fairey Britten-Norman LTD
Modelo:	BN2A-21 Islander
Núm. de fabricación:	2011
Matrícula:	G-CHES
MTOW:	2.980 kg (6.600 lb)
Propietario:	Auxiliar de Actividades Aéreas, S.L.
Explotador:	Privado
Peso al despegue estimado:	Menor de 2.800 kg (6.170 lb) ²

1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad

Número:	007268/009 del Reino Unido
Clase:	Avión de categoría normal
Fecha de expedición:	30-07-2007
Fecha de caducidad:	29-07-2008

² Se estima el peso al despegue en función del peso en vacío (punto 1.6.3), peso de dos tripulantes con equipaje ligero y cargado de combustible en sus depósitos principales (255 litros por depósito) y de punta de ala (160 litros por depósito), y la densidad de gasolina 100LL es de 0,715 kg/l.

1.6.3. *Registro de mantenimiento*

Horas totales de vuelo:	8.500 h
Ciclos totales:	8.900 ciclos
Última revisión anual/150 h:	29-07-2007
Horas última revisión anual:	8.489:45 h / 8.855 ciclos
Ultima pesada-Peso en vacío:	2.022 kg (4.458 lb)

1.6.4. *Motores y hélices*

Marca:	Lycoming
Modelo:	IO-540-K1B5
Potencia:	300 HP
Números de serie:	L-13851-48A / RL-21728-48A
Última revisión:	29-07-2007
Hélices:	Hartzell HC-C2YK-2CUF
Números de serie:	AV 1197B / AU 1196B

La aeronave no estaba equipada con baliza de emergencia, ELT, que por otro lado, de acuerdo con la normativa, no era preceptivo que fuese dotación del avión, excepto para vuelos sobre zonas desérticas o sobre el mar y alejados de la costa.

1.6.5. *Depósitos de combustible*

En la inspección pre-vuelo en el grupo de tareas en el ala figuran entre otras:

- Asegurar que están libres las tomas de aire de ventilación en el intradós del ala.
- Chequear los tanques de ala para pérdidas de combustible, asegurar que están libres las tomas de ventilación y asegurar los tapones de cierre.
- Chequear los tanques de punta de ala (si están instalados).

En la lista de tareas de la inspección de tipo A (de 50 h) aparecen entre otras las siguientes tareas:

- En el grupo de tareas de motores: Drenar el filtro de malla (gascolator) del agua presente.

- En el grupo de tareas del ala: Drenar los sumideros de los tanques de ala (incluyendo los de punta de ala si están instalados) para extraer el agua presente. Y chequear la ventilación de estos tanques.

No se encontraron registros en la aeronave de estas tareas de inspección tanto pre-vuelo como de tipo A, que por otra parte es habitual, ya que, se realicen o no, se llevan a cabo siguiendo una lista de chequeo rápida y sobre la que no se hacen anotaciones.

1.7. Información meteorológica

Las informaciones obtenidas de los testigos y del piloto superviviente indican que las condiciones meteorológicas eran CAVOK y el viento suave de dirección Noroeste. La temperatura del aire estaba en el entorno de los 20 °C.

No se disponían de medidores o indicadores de características del viento ni en la pista privada, origen del vuelo, ni en la de destino.

El día 17 de octubre de 2007 en la localidad de Guadalcanal se ponía el sol a las 19:42 hora local, con un azimut 261°. La hora oficial del ocaso (elevación del sol de 5° por debajo del horizonte), era aproximadamente las 20:05 hora local.

La luna estaba en fase de cuarto creciente y se pondría poco después de las 23:00.

1.8. Ayudas para la navegación

No aplicable.

1.9. Comunicaciones

La tripulación de la aeronave no efectuó comunicaciones de radio con ninguna dependencia de control u otras aeronaves en frecuencias aeronáuticas.

1.10. Información de aeródromos

La pista eventual utilizada por la aeronave se encuentra en la finca de Los Tomillares, en el término municipal de Guadalcanal, provincia de Sevilla. Se había construido, hacía menos de un año, sobre una loma alargada orientada de noroeste a sureste. El firme de la pista era de tierra no compactada y tenía unas dimensiones de 15 x 400 m. Su elevación era aproximadamente de 610 m y ostentaba un perfil longitudinal

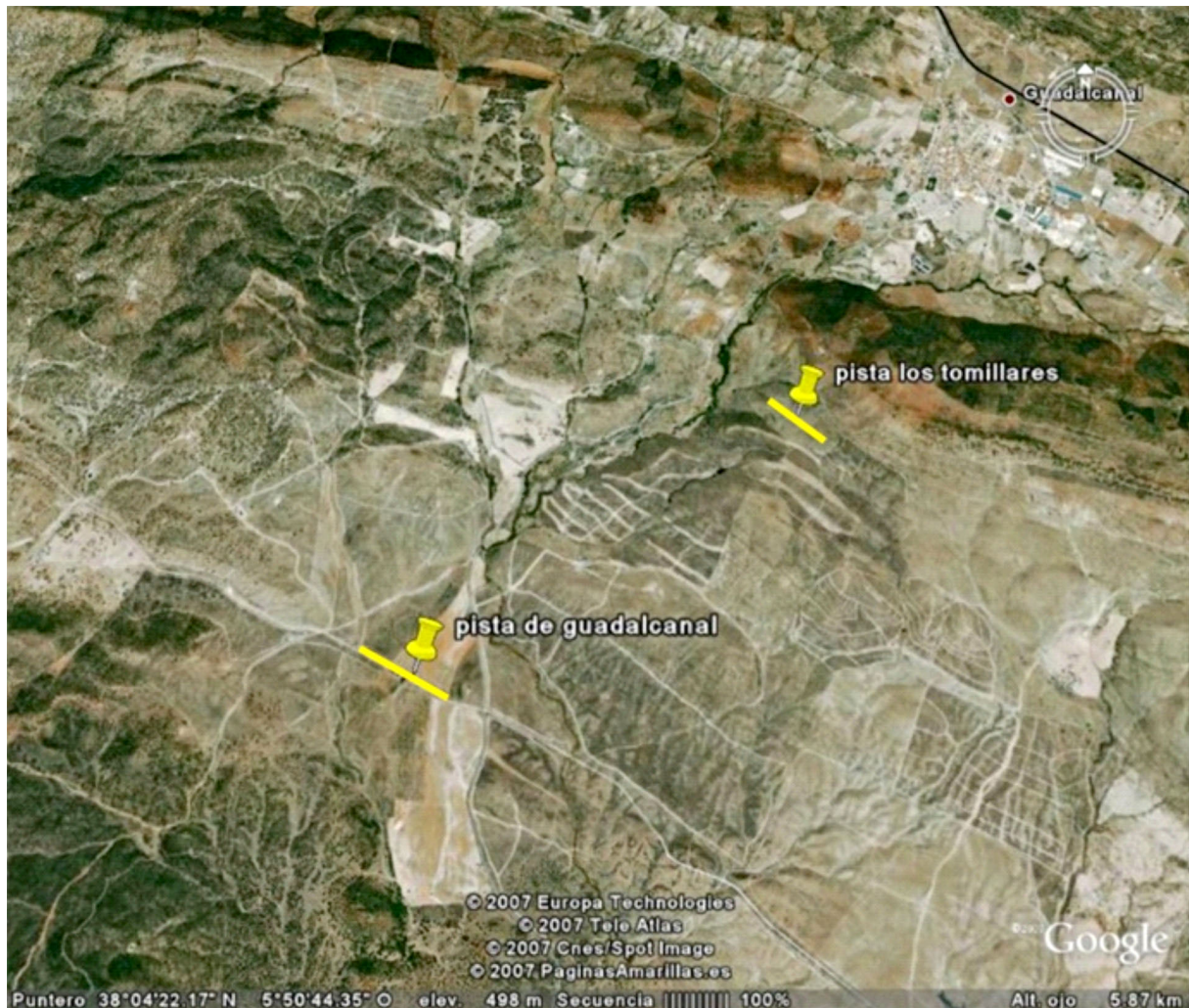


Figura 2. Situación de la población y de las pistas de Guadalcanal y Los Tomillares

convexo con pendiente acusada, ascendente en una mitad y descendente en la otra. La distancia de la pista desde el centro del pueblo es de unos 2 km en dirección SW. Los alrededores de la pista son terrenos de monte bajo, con cerros hacia el norte de hasta 800 m de elevación y vaguadas hacia el sur por las que desciende el nivel unos 150 m hasta el nivel del otro aeródromo. El perfil del terreno en la prolongación de la pista SE se mantiene en torno a los 610 m de elevación con ligeras variaciones de ± 15 m.

La pista eventual a la que pretendía dirigirse el vuelo se encuentra también en el término municipal de Guadalcanal, al suroeste de la anterior y a 2.600 m de distancia en línea recta. Dista del centro del pueblo unos 4,6 km. Esta pista está ubicada sobre un antiguo cordel de trashumancia de ganado o cañada. La altitud del terreno en esa zona es de 465 m. La pista tiene una superficie de tierra compactada, con dimensiones de 20 x 560 m y muy poca pendiente longitudinal. La orientación de la pista es aproximadamente 300°-120°, en rumbos geográficos.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no disponía de registradores de vuelo que, por otra parte, no son preceptivos para las de su tipo.

1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto

1.12.1. Huellas sobre el terreno

La aeronave dejó huellas de su trayectoria antes del impacto en la prolongación de la pista y a poco menos de 400 m de distancia desde su final. Las primeras señales de su vuelo rasante fueron ramas de arbustos cortadas por el plano y la hélice izquierda. A continuación, se encontraron huellas del contacto de la pata izquierda con el terreno en la prolongación de la pista, a un nivel ligeramente inferior al de la pista en su extremo SE. La pendiente del terreno en ese lugar era descendente hacia la derecha con relación a la trayectoria de vuelo de la aeronave y ascendente hacia la izquierda.

El primer punto de impacto, de las ruedas de la pata principal izquierda, estaba ubicado a 20 m de las primeras huellas; la aeronave cruzó un pequeño arroyo y, seguidamente, impactó por su lado izquierdo contra una ladera ascendente que formaba con la trayectoria un ángulo de 30°. La aeronave aún se desplazó otros 10 m por la ladera hacia arriba. Quedaron huellas profundas en el terreno del impacto de la punta del plano izquierdo, del motor izquierdo y de la parte delantera del fuselaje.

1.12.2. Estado de los restos estructurales del avión

El fuselaje quedó apoyado sobre su lateral derecho orientado a unos 60° a la izquierda en relación con la trayectoria del impacto y presentaba grandes deformaciones en su parte inferior delantera, notablemente mayor en su costado izquierdo, que penetraron el habitáculo de la cabina de vuelo.

El ala completa se desprendió de su encastre con el fuselaje superior. El plano medio del ala, sobre el que van montados los motores y las patas principales del tren de aterrizaje, presentaba el intradós hacia arriba y el borde de salida hacia delante. El plano izquierdo sufrió grandes deformaciones y la separación de su alerón. Del plano derecho se desprendió su extremo de ala, con el depósito de combustible auxiliar de punta de plano.

Las palas de ambas hélices se deformaron por torsión y flexión en sus impactos contra el terreno, siendo mayores las del lado izquierdo. Los motores se desprendieron parcialmente de sus bancadas y presentaban daños generales ocasionados en los impactos.



Figura 3. Hélice izquierda



Figura 4. Hélice y motor derecho

La pata principal izquierda del tren de aterrizaje se desprendió en el primer impacto. La pata de morro se plegó hacia atrás. La pata derecha del tren de aterrizaje, sin embargo, no sufrió ningún daño.

1.12.3. *Posiciones de palancas y controles en cabina de vuelo*

Se resume el estado de las posiciones de las palancas, controles e instrumentos encontradas en la cabina de vuelo, que se consideran más significativas para revelar el estado de vuelo y funcionamiento de los motores en los últimos instantes:

- Altímetro 1.920 ft (585 m), calado a 30,18 pulgadas de Hg (1.020 mb).
- El indicador de flaps marcaba cero; sin embargo, las superficies de flaps estaban bajadas en su posición intermedia de despegue, correspondiente a 25° (se hace observar que, siendo el indicador de flap un instrumento eléctrico, su indicación revierte a cero cuando se interrumpe la energía, independientemente de la posición real que presenten).
- Palancas de gases de motor en su tope delantero; las de paso de hélices y las de mezcla de combustible, en la mitad de su recorrido.
- Presión de admisión de motores: 30 pulgadas de columna de mercurio en el izquierdo (n.º 1) y 25 pulgadas en el derecho (n.º 2).

- Interruptores de los indicadores de combustible puestos al depósito principal de su lado.
- Válvula selectora de alimentación del motor izquierdo puesta al depósito izquierdo, válvula selectora de alimentación del motor derecho situada en una posición intermedia entre el depósito derecho y el izquierdo.
- Bombas de combustible en ON.
- Magnetos y alternadores puestos.

1.13. Información médica y patológica

No se tiene noticia de que hubiera podido haber ninguna enfermedad, medicación, factores fisiológicos o incapacidades que afectaran a la actuación de uno u otro tripulante.

No se obtuvo información de la autopsia realizada al piloto fallecido, ni tampoco de posibles análisis toxicológicos que se le hubieran realizado.

1.14. Incendios

No se produjo incendio.

1.15. Aspectos de supervivencia

No hubo testigos del despegue del vuelo del accidente y tampoco de los impactos de la aeronave contra el terreno; el personal del equipo de ayuda en tierra se había despedido de los tripulantes minutos antes del despegue.

Según el testimonio del piloto superviviente, cuando tras el accidente recobró la conciencia, que había perdido, el piloto al mando todavía vivía y, aunque intentó animarle en la espera del rescate, al cabo de unos 10 minutos dejó de oírle.

El mismo piloto superviviente efectuó la llamada telefónica inicial pidiendo auxilio, dirigida a uno de los dos ayudantes de tierra, quien a su vez, alertó a los servicios de emergencia. Según recordaba, ya había anochecido cuando recobro el conocimiento y efectuaba la llamada.

No pudo en ese momento proporcionar mejores indicaciones sobre el lugar donde se encontraba, debido a su estado de shock, pero pudo recordar la existencia de una linterna como equipo de emergencia, situada en el respaldo de los asientos. Con ella pudo hacer señales luminosas que ayudaron a los equipos de rescate en la localización final.

Cuando el equipo de rescate accedió al lugar donde estaban los restos del avión, entre 40 y 60 minutos después de la llamada inicial de socorro, el piloto a los mandos ya no presentaba signos vitales.

Los pilotos llevaban los cinturones puestos y abrochados. La aeronave no disponía de baliza de emergencia ELT.

1.16. Ensayos e investigación

1.16.1. Examen de los motores y hélices

Se realizó un examen detallado de los motores y del sistema de alimentación de combustible.

Examen inicial externo

Se examinaron los dos motores exteriormente encontrándose en un estado general satisfactorio. Mostraban ambos una apariencia de buen mantenimiento, de los propios motores y de sus elementos y accesorios, que no presentaban anomalías de montaje o signos externos de averías.

Las posiciones de los mandos del motor, en las que se habían quedado, eran las siguientes:

- Mando de gases sobre el inyector de combustible en el motor n.º 1, roto y libre; en el motor n.º 2 en su posición de máxima solicitud de potencia.
- Mando de mezcla también sobre el inyector de combustible en el motor n.º 1, en su posición de mezcla rica (tope superior); en el motor n.º 2 en su posición de mezcla cortada (tope inferior), aunque estaba rota la varilla de conexión.
- Mando de paso de hélice sobre el control de paso («governor») en el motor n.º 1 en una posición próxima a la de máximas revoluciones (paso adelante); en el motor n.º 2 en la posición tope de paso adelante.

No se hallaron discontinuidades en las transmisiones por cable de los mandos de los controles de gases, mezcla y paso de hélice.

Las hélices tenían las palas deformadas como consecuencia del impacto con el terreno. Las palas de la hélice izquierda giraban con el buje debido a la rotura de los bulones de unión y de los engranajes de cambio de paso. Tanto las roturas de las cogidas de las palas, como el tipo de deformación por torsión y flexión que mostraban, eran síntomas típicos de choques con el terreno en condiciones de motores entregando alta potencia. La izquierda mostraba mayores deformaciones, posiblemente porque fue la primera en impactar con el terreno.

Examen interno del motor y los accesorios

En el sistema de encendido no se apreciaron defectos anteriores y previos al accidente: las magnetos estaban correctamente sincronizadas con el motor, las bujías instaladas en los cilindros, con los cables de alimentación conectados y el aspecto de los depósitos de carbonilla y restos de combustión en la punta de encendido de las bujías eran normales.

Se desmontaron las bombas principales de combustible, arrastradas por el motor, y no se hallaron anomalías en las paletas ni en los diafragmas de regulación de presión. Tampoco mostraban resistencia al giro ni señales de fugas de combustible.

Se inspeccionaron visualmente los servo-inyectores de combustible Bendix modelo 10ED1, PN.- 2524556-9, números de serie 78568 (LH) y 80281 (RH) y no se hallaron deficiencias en los diafragmas de regulación, ni síntomas de pérdida de estanqueidad entre las cámaras de aire y combustible ni daños en el asiento de la válvula de control de combustible. Los filtros de combustible, instalados en los servo-inyectores, estaban limpios y no tenían restos de contaminantes. Los divisores de flujo tenían las membranas en buen estado y no mostraban síntomas de roces ni de funcionamiento irregular y los orificios de ventilación estaban despejados. Las tuberías de alimentación que unen el divisor de flujo y las boquillas de inyección estaban en buen estado y conectadas en sus extremos de forma segura; las boquillas de inyección no mostraban síntomas de obstrucciones.

Por último, se comprobó la estanqueidad de los cilindros por el método de compresión diferencial, que es válido para determinar la condición de los segmentos y de los asientos de las válvulas de admisión y escape. La lectura media obtenida fue de 70 psi sobre 80. La prueba se realizó tres semanas después del accidente; los cilindros con lecturas más bajas fueron los del motor izquierdo.

1.16.2. *Análisis del combustible*

Durante la inspección en campo de los restos de la aeronave, se tomaron dos muestras de combustible de los depósitos que habían conservado su estanqueidad, una del depósito de extremo de ala derecha (muestra A, de unos 7 litros) y otra del depósito principal izquierdo (muestra B, de unos 15 litros). Para la manipulación de las muestras se usaron dos de los bidones de plástico, de 50 litros de capacidad, que se encontraron en el interior de la aeronave, en buen estado, y que habían sido utilizados para el transporte de combustible.

De los otros dos depósitos no se pudieron extraer muestras por encontrarse vacíos. El depósito auxiliar de punta de plano izquierdo se había vaciado a causa de las roturas producidas en los impactos. El depósito principal derecho había vertido combustible por gravedad al depósito del lado izquierdo y al exterior por las tuberías rotas en la zona del encastrado del ala.

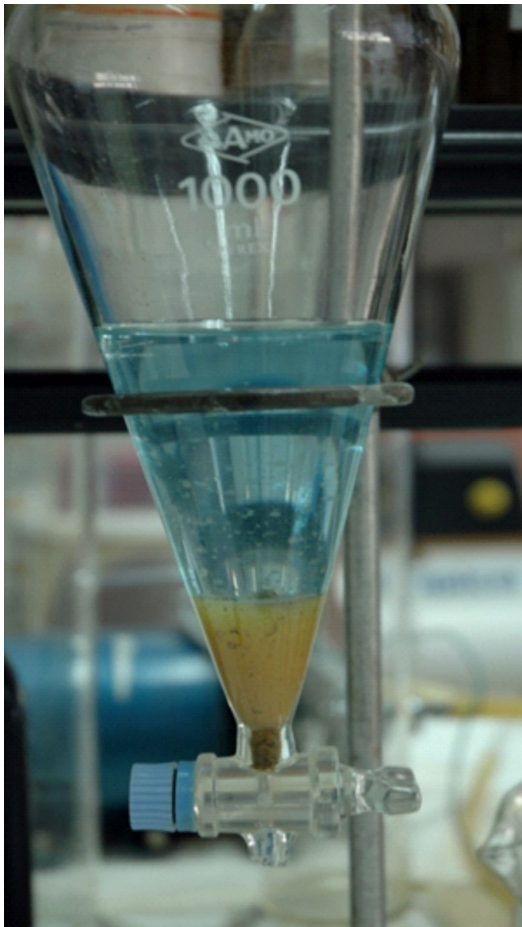


Figura 5. Ensayo del combustible

Únicamente se analizó en laboratorio la muestra B extraída del depósito principal izquierdo, porque se comprobó que ambos motores se habían alimentado solo de los depósitos principales, y porque se conoció también que en el último repostaje, realizado en la pista de Los Tomillares, solamente se rellenaron dichos depósitos principales hasta completar su aforo de 255 litros por cada uno de ellos.

El análisis de especificación dio como resultado que el combustible extraído concordaba con la especificación de la gasolina de aviación AVGAS 100LL, ASTM D 910, excepto en algunas características.

Principalmente, un examen de su aspecto puso en evidencia que se decantaba una pequeña cantidad (15 ml) de agua turbia, color marrón oscuro, con abundantes sólidos en suspensión (véase Figura 5). Se consideró que ese agua, presente en las muestras, pudo haber influido en el comportamiento de los motores.

Otras pequeñas discrepancias del análisis de combustible respecto a las especificaciones, se referían a su volatilidad y contenido de plomo.

1.16.3. Examen del sistema de combustible

Se inspeccionaron las tuberías de las líneas de alimentación y de trasvase en las instalaciones del sistema de combustible, entre los depósitos y desde los depósitos a los motores. Se desmontaron las válvulas selectoras del depósito de combustible, así como las de alimentación cruzada, y se inspeccionaron los filtros principales de combustible, no hallándose en ninguno de estos elementos ninguna causa que motivara o pudiera haber causado una obstrucción ó anomalía en la alimentación de alguno de los dos motores.

Se había observado en la inspección de campo que la válvula selectora del motor derecho (de color verde) se encontraba en una posición intermedia. En las pruebas de taller, realizadas sobre la propia válvula comandada, se comprobó que en cualquiera de las posiciones intermedias, entre la de alimentación del depósito principal de su lado y



Figura 6. Mandos de las válvulas selectoras de combustible en las posiciones en las que fueron halladas

la de alimentación cruzada del lado contrario, (arco entre las 6:00-posición para alimentación del depósito de su lado y las 9:00-posición para alimentación del depósito del lado contrario), siempre se mantenía un flujo de combustible por la tubería de salida, sin reducción o interrupción del caudal; solamente variaba la procedencia del combustible, de un depósito u otro.

1.17. Información sobre organización y gestión

La compañía propietaria de la aeronave, Auxiliar de Actividades Aéreas, S.L., no se dedicaba a operaciones aéreas de carácter comercial. Su actividad se limitaba al alquiler de aeronaves. Inicialmente dispuso de unas aeronaves de pequeño tamaño, un monomotor Piper PA-28 y un bimotor Cessna 337. Tres meses antes del accidente se incrementó la flota con la adquisición del bimotor Britten-Norman Islander.

El piloto al mando en el momento del accidente era un posible arrendatario de la aeronave. Durante unos días había tomado prestado el avión, en una primera fase de evaluación y pruebas, con vistas a un potencial arrendamiento en el futuro.

Según ciertas informaciones, la actividad a la que tenía previsto dedicarse este piloto con esa aeronave era la de taxi aéreo para transporte de cazadores y toreros desde campos eventuales y privados. La misión esos días era la de familiarizarse con la aeronave y con los campos de vuelo en los que podría operar.

1.18. Información adicional

1.18.1. Información en el Manual de Vuelo

Distancia y velocidad segura de despegue

Con la información del capítulo de actuaciones del Manual de Vuelo se han calculado la distancia y velocidad requeridas de despegue, usando los gráficos de distancias y recorridos de despegue, con las siguientes condiciones estimadas sobre el terreno:

- Peso de aeronave: 2.800 kg, aprox.
- Elevación de la pista: 610 m.
- Pendiente de pista compensada: nula.
- Viento: nulo.
- Temperatura: 20 °C.

Se obtiene, con esos datos, una distancia requerida para el despegue de 487 m (1.600 ft). La distancia en carrera de despegue, hasta que se levantan las ruedas se encontró que es de 365 m (1.200 ft).

La velocidad segura de despegue, para ese peso de la aeronave, es de 54 kt.

Procedimiento en caso de fallo de un motor en despegue

El Manual de Vuelo describe los procedimientos de vuelo que se deben seguir en la operación cuando ocurre el fallo de un motor en despegue, distinguiendo dos casos, en función del momento en el que se produce el fallo:

- a) Caso de *fallo de un motor durante el despegue*, es decir, fallo de motor antes de alcanzar la velocidad segura de despegue. En este caso se prescribe cerrar las palancas de potencia y decelerar hasta la detención.
- b) Caso de *fallo de un motor después del despegue*, se define como el fallo que ocurre una vez alcanzada la velocidad segura de despegue, y mientras la aeronave esta ascendiendo.

En este segundo caso se debe continuar el ascenso y se debe aplicar el procedimiento específico, que consta de los siguientes puntos:

1. Asegurar que las palancas de control de gases de ambos motores están en las posiciones de máxima potencia y las palancas de control de mezcla en su posición de mezcla rica («fully rich»).
2. Determinar cuál es el motor inoperativo.
3. Cerrar la palanca de control de la mezcla del motor en fallo («idle cut-off»).

4. Abanderar la hélice del motor en fallo («feather»).
 5. Asegurar que el generador del motor operativo esta puesto (on).
 6. Permitir que la velocidad indicada aumente hasta 65 kt (75 mph).
 7. Subir los flaps (up) y compensar las fuerzas resultantes sobre la palanca de control.
 8. Ajustar el compensador del timón como sea necesario para el ascenso.
 9. Mando de gases del motor en fallo cerrado («closed»).
 10. Cerrar válvula de combustible correspondiente al motor en fallo (off).
 11. Poner magnetos fuera (off).
 12. Poner el interruptor de bomba auxiliar de combustible correspondiente (off).
 13. Poner el interruptor del generador correspondiente en (off).
- Una nota advierte de que «es esencial subir los flaps a su posición de totalmente arriba («fully up») para alcanzar el gradiente optimo de ascenso».

En cuanto a las características de vuelo, *manejo con un motor*, se indica que, en general, la aeronave es dócil y responde con un solo motor.

2. ANÁLISIS

2.1. Preparación del avión y de la operación

Los datos recopilados indican que el vuelo del evento se había preparado por cuanto se trataba de salir de una pista eventual, muy corta, de unos 400 m, sobre terreno no bien compactado. El avión Britten Norman, Islander, con matrícula G-CHES, había aterrizado en esa pista, llamada de Los Tomillares, por equivocación, en el vuelo anterior realizado en la mañana de ese mismo día 17 de octubre de 2007.

Se pretendía despegar de la pista, de 610 m de elevación, en sentido SE para aprovechar una pendiente de pista favorable para el despegue y un perfil de vuelo descendente hacia el sur sobre terrenos con elevaciones también descendentes hasta los 465 m de la pista de destino. Las condiciones de escasa compactación del terreno no debieron preocupar a los tripulantes pues, al fin y al cabo, contaban con la experiencia del aterrizaje en ella, en el que pudieron comprobar la capacidad portante de las superficies de rodadura.

Se prestó atención a la posición prevista del sol que pensaban podría producir deslumbramientos en la toma de tierra en la pista de Guadalcanal, por lo que intencionadamente pospusieron el despegue hasta las horas de la puesta de sol, para aterrizar antes del ocaso oficial, pero con el sol ya debajo del horizonte. Se estima que se podría haber adelantado la hora de la operación pues comparando el rumbo de la pista, de unos 300° geográficos, con las posiciones del sol ese día, de acimut máximo de 261° en el ocaso, durante la tarde, el sol siempre habría entrado más de 40° por la izquierda respecto al rumbo de la pista.

Cargaron a tope los depósitos principales para hacer un vuelo previsto de unos 5 ó 6 minutos, rellenando esos depósitos con 250 litros de combustible. Se podría haber limitado el peso cargado para hacer la aeronave más liviana; con todo, el peso estimado para el despegue de unos 2.800 kg que no era excesivo para las condiciones reinantes y las actuaciones de la aeronave. Es cierto que los datos obtenidos de las tablas de performance de la aeronave indican un recorrido de despegue muy próximo a la longitud de pista disponible, de 365 m frente a los 400 m de la pista. Lo cual hace suponer que el empeoramiento del valor de alguna de las variables que tiene influencia en este recorrido llevaría a la tripulación a una situación extrema de rotar para ir al aire cuando la aeronave no ha conseguido aún la energía y velocidad suficiente para continuar el despegue hasta los 50 ft de altura con seguridad.

Se desconoce en profundidad la calidad de las acciones y atenciones de servicios y mantenimiento prestadas a la aeronave. Las condiciones de mantenimiento del avión según los indicios del estudio de los restos eran buenas y se sabe así mismo que el propio piloto a los mandos se ocupó de hacer los chequeos pre-vuelo requeridos por los procedimientos. No se sabe, sin embargo, qué tareas tenía establecidas el operador,

y con qué frecuencia las implementaba, para asegurar que se drenaba periódicamente el agua que podía contaminar los tanques de combustible del avión. Como es sabido, con ciertas condiciones de humedad ambiente y de cambios de temperatura se producen condensaciones de agua en las paredes interiores de los depósitos que se mezcla con el combustible y que en condiciones de reposo, se decantan en los puntos de menor nivel provistos de drenajes. Así mismo, se sabe que en el otoño en la península Ibérica se dan frecuentemente condiciones de aire húmedo, que puede entrar en los depósitos por los puntos de aireación y ventilación. Los vapores de agua se condensan con los fríos de la madrugada, cuando las aeronaves quedan expuestas a la intemperie.

Tampoco se sabe a ciencia cierta, si se estaban tomando medidas especiales para la manipulación del combustible transportado en garrafas, susceptibles también de resultar contaminados en los trasiegos si no se extremaban los cuidados.

2.2. Ejecución de la operación de vuelo y accidente

Poco antes del ocaso la aeronave se dirigió a la cabecera NW de la pista e inició el despegue. Con los motores a máxima potencia, adquirió velocidad y al alcanzar unos 55 kt se fue al aire, dentro de los límites de la pista.

Al iniciar el ascenso sufrió, con toda seguridad, un fallo parcial y transitorio de potencia en el motor derecho que afectó decisivamente a la controlabilidad y a las actuaciones del avión. Las manipulaciones en la válvula selectora de combustible y el mando de mezcla corroboran las declaraciones del piloto superviviente, quien, según dijo, tomó el control de los mandos de vuelo, a petición del piloto al mando, mientras este trataba de restablecer el nivel de potencia de despegue, en un empeño que tuvo el resultado deseado, pues el motor se recobró. Las huellas del impacto con el terreno vienen a confirmar que ambos motores giraban ya con potencia.

Con un fallo parcial, el motor, aunque sigue funcionando, lo hace sin entregar suficiente potencia. La hélice sin abanderar puede incrementar grandemente la resistencia aerodinámica asimétrica, ocasionando pérdida de actuaciones de ascenso y acentuando las dificultades de control lateral efectivo.

Se puede suponer que, en este caso, con fallo del motor derecho se ejerció presión a tope en el timón de dirección, como declaró el piloto superviviente. En los instantes siguientes, al restituirse completamente la potencia del motor derecho, la guiñada a la izquierda comandada por el pedal izquierdo pisado se hizo de forma súbita, precipitándose la aeronave sobre los terrenos que se elevaban hacia la izquierda, sin tiempo para corregir la trayectoria.

Al parecer, el piloto al mando intuyó que el problema que afrontaban era de combustible y por ello manipulaba las válvulas del sistema. Mientras tanto el piloto que volaba trataba de estabilizar el vuelo. En cierto modo, se puede pensar que en el accidente influyó decisivamente el grado de coordinación entre las acciones de ambos pilotos. Las acciones sobre las válvulas causaban súbitos incrementos de empuje que se acoplaban con las acciones sobre el mando de timón, desestabilizando definitivamente la aeronave. El piloto que volaba no podía anticiparse a los repentinos incrementos de potencia.

Perdido el control lateral, la aeronave se acercó a la ladera que ascendía suavemente por la izquierda sin poder evitar chocar con ella. La lectura en la que quedó bloqueada la aguja del altímetro era de 1.920 ft, es decir unos 585 m que mediría la elevación del terreno, si el instrumento estaba bien tarado con las 30,18 pulgadas de Hg (1.020 mb) que mostraba la ventana de calado.

El fenómeno fue muy fugaz. A la velocidad de despegue de 55 kt (27 m/s), se puede estimar que se recorrieron los 400 m desde el final de la pista hasta el lugar de los impactos en unos 15 segundos. Los impactos con la punta de ala, de las ruedas de la pata izquierda y rueda de morro, sugieren que el avión iba bastante nivelado conservando su trayectoria y velocidad de vuelo, por lo que no parece probable que el avión entrara en pérdida.

Gracias a que el vuelo se conducía bastante nivelado se produjeron progresivos impactos y arrastres de unos 20 o 30 m que disiparon energía cinética, permitieron un impacto final menos violento y ayudaron a la supervivencia. Sin embargo los daños en el costado izquierdo castigaron más al tripulante de ese lado.

Todas las condiciones y posiciones de los mandos, palancas y superficies de control, incluso los flaps en posición de despegue, hacen pensar que en ningún momento se consideró la necesidad de parar el motor y abanderar la hélice derecha.

En el caso de un fallo total del motor, el procedimiento de *fallo de un motor después del despegue* (véase 1.17.1.2) indica que se abandere la hélice. La certificación del avión garantiza que con la hélice del motor en fallo abanderada, el avión es capaz de ascender y ser controlado lateralmente. En este vuelo ni siquiera era preciso que el avión subiera más; bastaba con que mantuviera la separación con el terreno, descendente, y podría quizás en esas condiciones haber alcanzado la pista de destino situada a menor cota.

En el caso de este accidente, se cree que la parada inmediata del motor, que mostraba el funcionamiento anómalo, hubiera facilitado grandemente el control de la aeronave hasta completar el vuelo. Sin embargo, podría ser discutible aventurar reglas generales y taxativas de operación que implicasen el abanderamiento de una hélice al menor síntoma de fallo del motor correspondiente.

2.3. Indagaciones sobre un posible fallo del material como causa del fallo transitorio del motor derecho

Como se ha indicado, la inspección visual de los restos de la aeronave reveló que el estado general de limpieza y mantenimiento era satisfactorio. Esta apreciación se confirmó en el examen detallado realizado a los motores y al sistema de alimentación de combustible. No se encontró ningún indicio que mostrase malas prácticas de mantenimiento o de utilización en estos sistemas, ni en ninguno de los elementos asociados. A través de la investigación se confirmó la ausencia de anomalías ó averías mecánicas en estos elementos, así como eléctricas, que hubieran podido alterar el funcionamiento normal de alguno de los motores.

El examen de la válvula selectora de combustible (verde y roja de la figura 6) y la presencia de gran cantidad de combustible en ambos depósitos principales de ala hacen suponer que no se pudo producir la escasez ó falta de combustible en la alimentación del motor derecho. Por ello las posibles explicaciones al origen del fallo se reducen a la presencia de agua ó elementos contaminantes en el combustible, o bien una acción inadvertida sobre alguna de las palancas de control de los motores.

Así como hay suficientes evidencias de que se produjo un fallo transitorio del motor derecho, no aparecen tan claras las causas de ese fallo.

Se han buscado y no se han encontrado defectos del material, ni anomalías de funcionamiento de los motores y de los accesorios que pudieran explicar una disminución de potencia al régimen de despegue. Todos los indicios mostraban unas buenas condiciones de mantenimiento. Por tanto se puede afirmar que la pérdida de potencia no se produjo a consecuencia de un hipotético fallo mecánico de la aeronave, incluidos sus sistemas y sus motores.

Se comprobó que el sistema de encendido, con sus magnetos y bujías, trabajaba bien, dando buena chispa y se comprobó, por los depósitos de carbonilla, que la combustión había sido normal en los últimos tiempos de operación. El sistema de combustible alimentaba los motores correctamente en las condiciones encontradas —posición intermedia de las válvulas selectoras de combustible—, y en cualesquiera de las otras posiciones intermedias posibles, según lo investigado en el punto 1.16.3.

2.4. Análisis del combustible como probable causa de fallo

La única anomalía encontrada que pudiera haber sido causa de un funcionamiento anómalo del motor fue la contaminación por agua y por partículas sólidas en suspensión de la muestra de combustible extraída del depósito principal izquierdo. Sin embargo, las pruebas de análisis en laboratorio de ese combustible no son absolutamente concluyentes por cuanto que no se pudo determinar la presencia de trazas de esos

contaminantes en los filtros, en las líneas del sistema de combustible y en los inyectores. De todas formas, tampoco se puede descartar que pequeñas cantidades de agua pudieran haber alimentado fugazmente el motor sin dejar rastro, al restituirse un flujo de combustible no contaminado en las manipulaciones que el piloto al mando ejerció sobre los controles del sistema.

Por otro lado, las mismas muestras en sí del combustible pudieran haber sido contaminadas desde los instantes posteriores al accidente. Efectivamente el conjunto de los tanques principales derecho e izquierdo vertieron combustible internamente y al exterior por aberturas y roturas en las tuberías. De igual manera pudieron haber entrado contaminantes sólidos por esas aberturas. El otro contaminante, el agua, pudiera estar presente en el recipiente desde antes de tomarse la muestra, o bien pudo haberse condensado, posteriormente, en el propio recipiente de la muestra, que no estaba lleno.

No obstante, aunque los indicios no sean incuestionables, se debe estimar que la condensación de agua en los depósitos, favorecida por el clima otoñal, o la contaminación del combustible en los bidones y garrafas, en la ausencia de otros indicios, pudo haber sido, probablemente, la causa del fallo y del funcionamiento anómalo del motor derecho de la aeronave.

3. CONCLUSION

3.1. Conclusiones

La tripulación de la aeronave había planeado la operación de salida en despegue, desde una pista eventual de trabajos agrícolas situada a unos 610 m de elevación, y de aterrizaje en otra pista eventual, paralela, situada 2,6 km al sur y a una cota inferior, de 465 m.

Durante el despegue, después de alcanzar la velocidad segura de despegue y de haber iniciado el ascenso, se produjo una pérdida parcial de potencia en el motor derecho y, por tanto, de tracción de la hélice de ese lado.

Estimando que el fallo de motor no era completo y que se podía tratar de restablecer el nivel de alta potencia, la tripulación intentó recuperarlo cambiando la alimentación de combustible, seleccionando alimentación cruzada del depósito principal izquierdo. El motor llegó a recuperar su potencia máxima de despegue.

Cuando se presentó el fallo y funcionamiento anómalo del motor derecho se produjo una fuerte guiñada a la derecha, que se combatió haciendo uso a fondo del pedal del timón izquierdo. Al mismo tiempo la aeronave comenzó a descender suavemente.

Cuando se recuperó la potencia en el motor derecho, la trayectoria se desvió a la izquierda y la aeronave impactó contra el terreno a una altitud ligeramente inferior a la de la cabecera sobrevolada de la pista.

Durante la emergencia, con oscilaciones de la potencia asimétrica, se mantuvo la trayectoria del avión en la senda de la prolongación de la pista y a escasa altura sobre el terreno.

Se considera que, probablemente, la disminución parcial y transitoria de potencia del motor derecho fue debida a la contaminación del combustible por agua.

El avión impactó sucesivamente con el ala izquierda, pata izquierda del tren principal y rueda de morro y fuselaje anterior, arrastrando posteriormente sobre el terreno durante unos 20 ó 30 m.

En el accidente resultaron gravemente heridos los dos tripulantes, que quedaron atrapados en sus asientos.

El piloto que estaba sentado en el lado derecho perdió la conciencia, recuperándola unos 30 minutos más tarde. El piloto sentado a la izquierda falleció unos diez minutos después.

No hubo testigos del accidente. La primera llamada de auxilio la hizo el propio piloto sentado a la derecha, que sobrevivió, utilizando su teléfono móvil.

3.2. Causas

Se estima que probablemente el fallo y el funcionamiento anormal del motor derecho fue causado por la presencia de agua en el combustible que lo alimentaba. El agua contaminante podía proceder de las condensaciones en el interior de los depósitos, que no fueron convenientemente drenadas en los servicios que se hicieran a la aeronave. Alternativamente, el agua contaminante pudo proceder de los bidones en los que se había transportado el combustible para el repostaje en el campo.

La causa de que el avión perdiera su controlabilidad lateral y su capacidad de ascenso, se considera que probablemente fue la condición oscilante de estados de alta resistencia aerodinámica asimétrica, debido a una hélice que no propulsaba y combatida con acciones contrarias sobre el timón de dirección, seguida, repentina e inmediatamente, de condiciones de alta potencia simétrica, cuando el pedal izquierdo estaba pisado a fondo.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

No hay.

