CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Informe técnico A-012/2009

Aterrizaje ocurrido el día 23 de junio de 2009, a la aeronave P.68-Observer 2, matrícula EC-IPG, en el término municipal de Sant Pere de Vilamajor (Barcelona)

GOBIERNO DE ESPAÑA
MINISTERIO DE FOMENTO

Informe técnico

A-012/2009

Aterrizaje ocurrido el día 23 de junio de 2009, a la aeronave P.68-Observer 2, matrícula EC-IPG, en el término municipal de Sant Pere de Vilamajor (Barcelona)

GOBIERNO DE ESPAÑA
MINISTERIO DE FOMENTO
SUBSECRETARÍA
COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-10-080-5
Depósito legal: M. 23.129-2003
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 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 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, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico, sin que se haya dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. La conducción de la investigación 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 Informe para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

Abreviaturas vi

Sinopsis vii

1. Información factual 1

1.1. Antecedentes del vuelo 1
1.2. Lesiones de personas 2
1.3. Daños a la aeronave 2
1.4. Otros daños 3
1.5. Información personal 4
1.5.1. Examinador 4
1.5.2. Piloto 4
1.6. Información de aeronave 5
1.6.1. Características generales 5
1.6.2. Información sobre el sistema de combustible 6
1.6.3. Procedimientos de emergencia 8
1.6.4. Prestaciones. Velocidades de entrada en pérdida 9
1.6.5. Información sobre el uso de los flaps 10
1.6.6. Cálculo de peso y centrado 10
1.7. Información meteorológica 10
1.8. Ayudas para la navegación 11
1.9. Comunicaciones 11
1.10. Información de aeródromo 11
1.11. Registradores de vuelo 11
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto 12
1.13. información médica y patológica 15
1.14. Incendios 15
1.15. Aspectos de supervivencia 16
1.16. Ensayos e investigación 16
1.17. Información sobre organización y gestión 18
1.18. Información adicional 18
1.18.1. Requisitos exigidos en la verificación de la habilitación CRI(SPA) 18
1.18.2. Recomendaciones de la CIAIAC sobre maniobras a baja altura 19
1.18.3. Procedimientos VFR en el TMA de Barcelona 19
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces 20

2. Análisis 21

2.1. Estudio de los aspectos técnicos 21
2.2. Factores relacionados con la operación 23
2.3. Factores humanos 24

3. Conclusión 27

3.1. Conclusiones 27
3.2. Causas 27

4. Recomendaciones sobre seguridad 29

Abreviaturas

00°	Grado(s) geográfico(s)
ACC	Centro de control de área
AENA	Ente público Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AIP	Publicación de información aeronáutica
ARO	Oficina de notificación de los servicios de tránsito aéreo
ATPL(A)	Licencia de Piloto de Transporte de línea aérea de avión
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CPL(A)	Licencia de Piloto Comercial de avión
CRE(A)	Examinador de clase de avión
CRI(SPA)	Habilitación de instructor para la habilitación de clase
CRM	«Cockpit Resouces Managment» (Gestión de recursos en cabina)
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
E	Este
FE(A)	Habilitación de examinador de vuelo de avión
FI(A)	Habilitación de instructor de vuelo de avión
FIE(A)	Examinador de instructores de vuelo
ft	Pie(s)
GPS	Sistema de posicionamiento global
h	Hora(s)
HP	Caballo(s) de vapor
hPa	Hectopascal(es)
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental de avión
JAR-FCL	Normativa de las Autoridades de Aviación Conjunta referente a las licencias de vuelo
kg	Kilogramo(s)
KIAS	Velocidad indicada expresada en nudos
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
m	Metro(s)
m^3	Metro(s) cúbico(s)
METAR	«Meteorogical Aerodrome Report» (Informe meteorológico de aeródromo)
MHz	Megahercio(s)
mm	Milímetro(s)
N	Norte
NM	Milla(s) naútica(s)
PPL(A)	Licencia de Piloto Privado de avión
rpm	Revoluciones por minuto
SCT	«Scattered» (Nubosidad parcial de 3 a 4 octavos)
REC	Recomendación
TMA	«Terminal Managment Area» (Área de control terminal)
QNH	Ajuste barométrico del altímetro referido al nivel del mar
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VFR	Reglas de vuelo visual
VMC	«Visual Meteorological Conditions» (Condiciones meteorológicas visuales)
W	Oeste

Sinopsis

Propietario y operador:	GAVINA
Aeronave:	Vulcanair S.p.A. P.68-OBSERVER 2
Fecha y hora del accidente:	23 de junio de 2009; a las 10:45 hora local[1]
Lugar del accidente:	Término municipal de Sant Pere de Vilamajor (Barcelona)
Personas a bordo y lesiones:	2, fallecidos (instructor y alumno)
Tipo de vuelo:	Aviación general – Instrucción – Verificación
Fecha de aprobación:	28 de abril de 2010

Resumen del accidente

El avión Vulcanair S.p.A. P.68-OBSERVER 2, de matrícula EC-IPG, había despegado del aeropuerto de Sabadell para realizar un vuelo local.

A bordo iban un instructor y un piloto que estaba siendo examinado para la obtención de la habilitación de instructor de clase CRI(SPA). Cuando se encontraban volando sobre el término municipal de Sant Pere de Vilamajor (Barcelona), la aeronave se precipitó contra el suelo cayendo dentro del recinto de una vivienda particular individual (chalet). Varios testigos presenciales relataron que dejaron de oír el ruido de los motores y a continuación vieron caer el avión girando sobre sí mismo con el morro hacia abajo.

El impacto contra el terreno se produjo con la parte delantera (cabina), y como consecuencia del choque se originó un pequeño incendio, cuyas llamas alcanzaron a parte de la aeronave y a una zona de recreo anexa a la vivienda, pero no a esta, que por el contrario sí resultó afectada por el humo.

Los dos ocupantes fallecieron en el acto y quedaron atrapados en el interior del avión, teniendo que ser rescatados por los servicios de emergencia. La aeronave quedó destruida como consecuencia del impacto y posterior incendio.

En la inspección posterior al accidente no se encontraron indicios de fallos o de un mal funcionamiento de ninguno de los componentes de la aeronave.

Se ha determinado como causa del accidente la entrada en pérdida de la aeronave por volar a baja velocidad. Se ha concluido también que hubo tres factores contribuyentes: la escasa altura de vuelo, el muy posible hecho de que la tripulación no hubiera fijado unas pautas de actuación previas al vuelo y la ausencia de gradiente de autoridad entre los miembros de la tripulación.

[1] Mientras no se indique lo contrario el informe se referirá a la hora local. La hora UTC se obtiene restando 2 unidades a la hora local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El avión Vulcanair S.p.A. P.68-OBSERVER 2, de matrícula EC-IPG, había despegado por la pista 13 del Aeropuerto de Sabadell a las 10:26.

A bordo iban un instructor y un piloto que estaba siendo examinado para la obtención de la habilitación de instructor de clase CRI(SPA)[2].

El piloto que se estaba examinando había presentado previamente un plan de vuelo local en la oficina ARO del aeropuerto con duración prevista de una hora.

A las 10:29 notificaron que estaban 5 NM alejados del campo, y fueron transferidos a la frecuencia de ACC Barcelona (125.250 MHz).

Cuando se encontraban volando sobre el término municipal de Sant Pere de Vilamajor (Barcelona), la aeronave se precipitó contra el suelo cerca del km 45 de la carretera BP-5107, y cayó dentro del recinto de una vivienda de tipo individual en el punto de coordenadas 41° 40' 28" N – 2° 23' 16" E a 281 m de elevación El eje longitudinal quedó orientado a 40° respecto al norte magnético.

Varios testigos presenciales relataron que observaron como el avión volaba a baja altura, y que de repente dejaron de oír el ruido de los motores y a continuación vieron caer el avión girando sobre sí mismo con el morro hacia abajo.

Figura 1. Trayectoria del avión y lugar del accidente[3]

[2] Habilitación regulada en la Orden FOM/876/2003 de 31 de marzo, publicada en el *BOE* de 15 de abril de 2003.
[3] Traza radar dibujada sobre una imagen tomada de Google Earth.

La última posición captada por el radar tenía como coordenadas 41° 40' 37" N – 2° 23' 22" E, y en ese momento la velocidad respecto a tierra registrada por el radar era de 40 kt y no quedó grabado el dato de altitud. En la la posición inmediatamente anterior captada por el radar, la altitud era de 2.700 ft.

El avión impactó contra el terreno con su parte delantera (cabina), y como consecuencia del choque se originó un incendio, que afectó a la aeronave y a una pequeña zona de recreo situada 6 m por delante del lugar donde cayó el avión, sin que las llamas llegaran a alcanzar a la vivienda.

Los dos ocupantes fallecieron en el acto y quedaron atrapados en el interior del avión, teniendo que ser rescatados por los servicios de emergencia.

La aeronave quedó destruida como consecuencia del impacto y posterior incendio.

1.2. Lesiones de personas

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

1.3. Daños a la aeronave

El avión cayó en la parcela de una finca particular junto a la fachada norte de la vivienda, con una trayectoria de entrada desde el suroeste. Los restos se encontraban agrupados y el eje longitudinal estaba orientado hacia el noreste, concretamente a 40° respecto al norte magnético. No se encontraron huellas de arrastre en el suelo.

La punta del plano derecho golpeó contra la parte superior del porche que había en la fachada norte de la vivienda, causando la rotura de cuatro tejas.

La aeronave presentaba un fuerte impacto en la parte delantera, en la zona donde estaba la cabina, que era totalmente acristalada, y que resultó prácticamente destruida.

El fuselaje tenía un fuerte impacto en su primera mitad, que afectaba a la parte inferior, mientras que su mitad trasera permanecía con pocos daños.

Figura 2. Fotografía de la aeronave después del impacto

La parte posterior del avión quedó apoyada en el suelo, con el estabilizador vertical tocando en un árbol, sin que se observasen golpes ni deformaciones importantes.

Los motores impactaron contra el suelo y sufrieron daños muy severos. No obstante las palas de ambas hélices estaban enteras y no tenían grandes deformaciones.

Después del choque se produjo un incendio que afectó a la cabina, al ala y a los motores, y que se extendió hacia atrás llegando hasta la mitad del fuselaje, alcanzando ligeramente el cono de cola, el cual resultó afectado por el humo.

1.4. Otros daños

Como consecuencia del impacto de la punta del plano derecho con la parte superior del porche anexo a la fachada norte, se produjeron daños en su tejado.

El incendio originado inmediatamente después del choque causó daños en el jardín, y también quemó una zona de recreo con estructura de madera y toldo de lona que estaba situada 6 m. por delante del lugar del impacto. No obstante, el espacio que había entre el avión y la citada zona de recreo no estaba quemado ni había ningún tipo de huellas derivadas del incendio, por lo que no parece posible que el fuego se hubiera propagado desde el avión hasta allí por el terreno, sino más bien debido a algún elemento incandescente que saliera despedido y cayera sobre el toldo. Tanto el porche como la vivienda se vieron muy afectados por el humo.

1.5. Información personal

1.5.1. *Examinador*

El examinador tenía 34 años de edad, e iba sentado en el lado izquierdo. Contaba con la licencia de piloto comercial de avión, CPL(A), y el curso teórico de piloto de transporte de línea aérea, ATPL(A) desde el año 1996. Estaba en posesión de la habilitación de instructor de vuelo de avión FI(A) desde 1999, y de las habilitaciones de examinador de vuelo FE(A), examinador de vuelo instrumental IRE(A), examinador de clase CRE(A) y examinador de instructores de vuelo FIE(A) desde el año 2002.

En total había adquirido una experiencia de 5.686 h de vuelo, de las cuales 4.229 eran como piloto al mando en aviones de un solo piloto, y el resto en avión multipiloto. También contaba con 149 h realizadas en simulador. En el tipo había volado 155 h. La mayor parte de su actividad profesional se había desarrollado realizando vuelos como instructor, y esporádicamente también como examinador. Desde abril de 2006 hasta finales de 2008 había volado como copiloto de BOEING 737 en dos grandes compañías.

Actualmente ocupaba el puesto de Director de Operaciones y Trabajos aéreos en el organigrama de la empresa propietaria del la aeronave. La empresa se dedicaba a actividades comerciales de fotografía oblicua, fotografía vertical, observación y patrullaje, y publicidad sin arrastre (lanzamiento de propaganda y aeronaves decoradas).

1.5.2. *Piloto*

El piloto que estaba siendo examinado, de 38 años de edad, iba sentado a la derecha. Tenía las licencias de piloto privado de avión PPL(A) desde 1994, piloto comercial de avión CPL(A) desde 1995 y piloto de transporte de línea aérea ATPL(A) desde 2003. Contaba también con la habilitación de tipo para B757/767, y las habilitaciones de tipo de PA46 e instructor de vuelo IR(A).

Su experiencia total era de 6.689 h, de las cuales 5.348 eran como piloto al mando y el resto como copiloto. Había volado en diversos tipos de avión con motores de reacción, turbohélices, o alternativos. Su experiencia en el tipo era de 9:30 h.

Se había iniciado en la profesión aeronáutica como técnico de mantenimiento de aeronaves. Posteriormente adquirió experiencia primero en aviación general, y luego en transporte de pasajeros, habiéndose dedicado primero a la aviación ejecutiva y posteriormente al transporte de pasajeros a bordo del FOKKER 100, donde había adquirido la mayor parte de su experiencia. También desempeñó los cargos de jefe de supervisión de operaciones y jefe de operaciones en dos compañías distintas.

1.6. Información de aeronave

La aeronave pertenecía a un operador que la alquilaba de manera ocasional para la realización de exámenes y para vuelos de aviación general privada.

1.6.1. *Características generales*

La aeronave Vulcanair S.p.A. P.68 OBSERVER 2 de matrícula EC-IPG fue fabricada en 2003 con número de serie 421. Su peso máximo al despegue era 2.084 kg, y contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor.

Era de ala alta, con capacidad total para seis ocupantes, e iba equipado con dos motores LYCOMING IO-360A1B6, de 200 HP de potencia a 2.700 rpm, que iban situados a ambos lados del fuselaje bajo el ala.

Tenía 12 m de envergadura, 9,43 m de longitud y 3,40 m de altura.

La parte delantera de la cabina, destinada a la tripulación estaba totalmente acristalada, excepto la punta como se puede ver en la imagen de la figura 3.

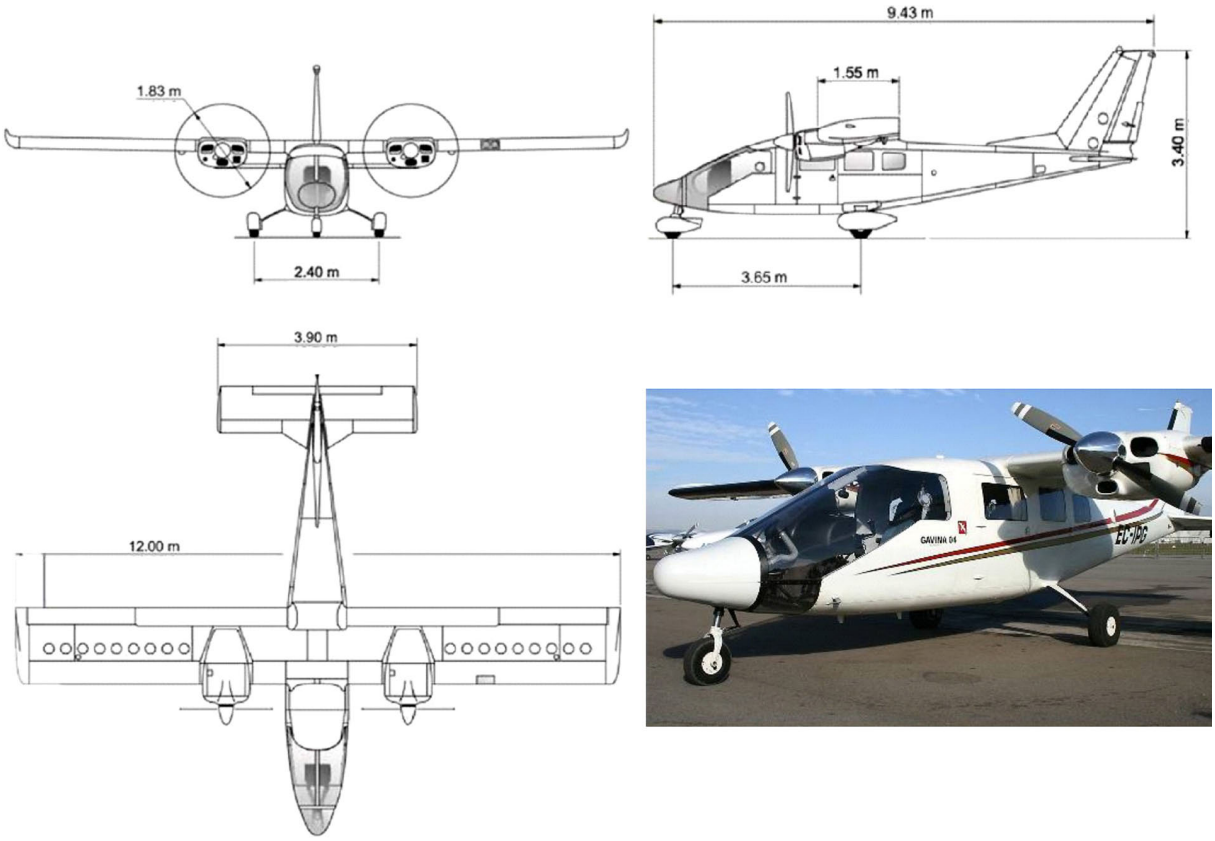


Figura 3. Vistas del avión y fotografía anterior al accidente

1.6.2. *Información sobre el sistema de combustible*

Este tipo de avión tiene dos depósitos de combustible situados uno en cada plano, con una capacidad total de 538 l, de los cuales 18 l no son consumibles.

El paso de combustible desde los depósitos al motor se realiza a través de dos válvulas selectoras, que gobiernan el sentido del flujo. Cada válvula tiene tres posiciones posibles. La de corte de combustible, la posición normal (cada motor se alimenta desde el depósito que está ubicado en su mismo lado), o la de alimentación cruzada (el motor se alimenta desde el depósito que hay en el otro plano), según se puede ver en la figura 4.

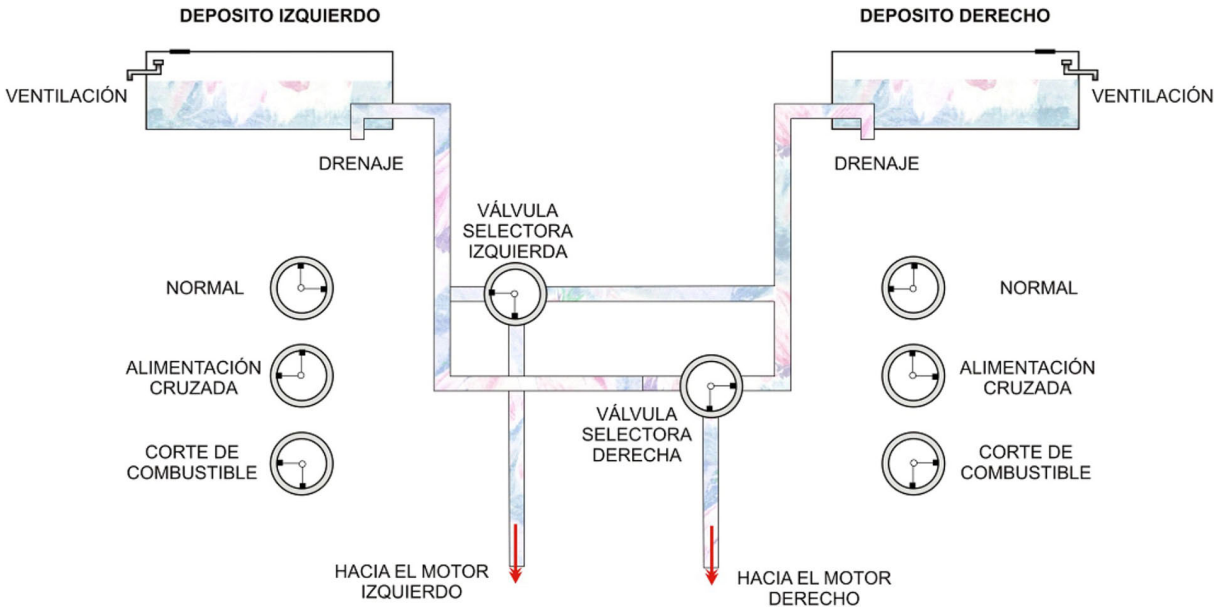


Figura 4. Esquema del sistema de combustible

El montaje de las válvulas es simétrico respecto al eje longitudinal del avión, de forma que cualquiera de ellas se puede poner en uno u otro lado. Las válvulas son de tres vías, y tienen en su interior un eje giratorio que admite cuatro posiciones diferentes, y que puede cerrar una ó dos vías dando lugar a alguna de las tres posiciones de la válvula. El estado en que se encuentra cada una viene indicado por una pieza metálica circular que asoma por la parte trasera, la cual tiene una marca en forma de ángulo recto que se puede situar en el primer, tercer y cuarto cuadrante para el motor izquierdo, ó en el primer, segundo y cuarto cuadrante para el motor derecho, correspondiendo en cada caso a una de las tres posiciones posibles. En la figura 5 se muestran las distintas posiciones de la válvula (vista trasera) señaladas por un círculo de color rojo, y las dos vías que se pueden cerrar en cada posición (vista delantera) indicadas por dos flechas.

La selección del modo de alimentación se realiza desde la cabina mediante dos llaves situadas en el panel de techo, desde las cuales se puede fijar una de las tres posiciones posibles descritas anteriormente (véase figura 6).

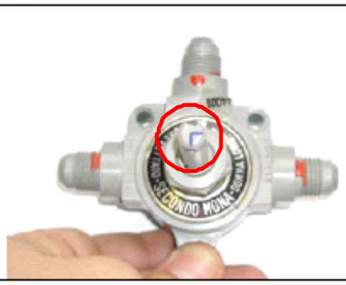
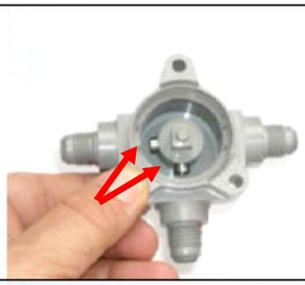
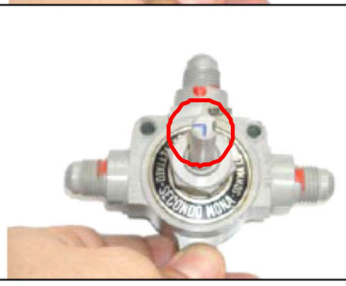
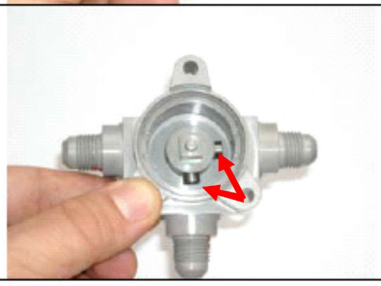
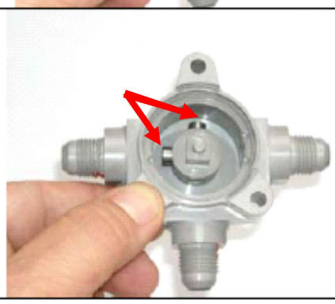
	VISTA TRASERA	VISTA DELANTERA	VÁLVULA IZQUIERDA	VÁLVULA DERECHA
1				MOTOR DERECHO CORTADO
2			MOTOR IZQUIERDO CORTADO	
3			ALIMENTACIÓN CRUZADA DEPÓSITO DERECHO ALIMENTANDO AL MOTOR IZQUIERDO	POSICIÓN NORMAL DEPÓSITO DERECHO ALIMENTANDO AL MOTOR DERECHO
4			POSICIÓN NORMAL DEPÓSITO IZQUIERDO ALIMENTANDO AL MOTOR IZQUIERDO	ALIMENTACIÓN CRUZADA DEPÓSITO IZQUIERDO ALIMENTANDO AL MOTOR DERECHO

Figura 5. Posiciones de la válvula

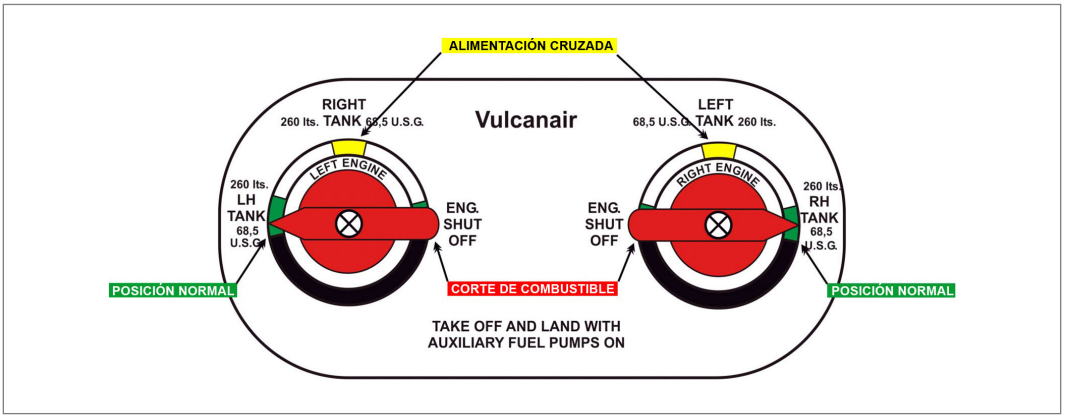


Figura 6. Llaves selectoras de combustible

1.6.3. *Procedimientos de emergencia*

La Sección 3 del manual de vuelo se refiere a los Procedimientos de emergencia. En el punto 3.5, se describe cuáles deben de ser las acciones a tomar en el caso de un fallo de motor en vuelo. Son las siguientes:

(a) Control direccional	Mantener (si es necesario para mantener el control retrasar la palanca de potencia del motor operativo)
(b) Velocidad	Alcanzar 92 KIAS mínimo
(c) Compensadores	Ajustar
(d) Motor inoperativo	Identificar y verificar
(e) Arranque con aire	Intentar
Si no es posible	
(f) Procedimiento de seguridad del motor	Completado
(g) Tan pronto como sea posible	Aterrizar

En el punto 3.6, se describe el procedimiento de seguridad del motor en vuelo:

(a) Palanca de gases	Atrás
(b) Hélice	Abanderada
(c) Mezcla	Cortada
(d) Válvula selectora de combustible	Cortada
(e) Interruptor del alternador	Desconectado
(f) Bomba de combustible auxiliar	Desconectada
(g) Interruptor de magnetos	Desconectado
(h) Carga eléctrica	Disminuir
(i) Alimentación cruzada	Como requiera

En el punto 3.7 especifica el procedimiento para arrancar el motor en vuelo:

(a) Válvula selectora de combustible	Encendida
(b) Interruptor de magnetos	Encendido
(c) Bomba de combustible auxiliar	Encendida
(d) Palanca de gases	Adelante

(e) Hélice	Paso adelante
(f) Mezcla	Rica. Hasta que se indique que hay flujo de combustible, entonces retrasar
(g) Interruptor de encendido	Presionar. Cuando el motor arranque soltar el interruptor de encendido y poner mezcla rica
(h) Bomba de combustible auxiliar	Desconectada
(i) Alternador	Encendido

Como nota final advierte que si el motor sigue sin arrancar hay que volver a desconectar el interruptor de magnetos del motor inoperativo, cortar la mezcla, abrir totalmente la palanca de gases, y mantener el encendido durante varias revoluciones. Entonces repetir el procedimiento de arranque por aire.

El manual de vuelo, en el punto 3.20 de los procedimientos de emergencia, prohíbe la realización de barrenas con este avión. No obstante, si se produce una barrena inadvertidamente, se puede conseguir salir de ella y recuperar el control del avión realizando el siguiente procedimiento:

(a) Retrasar ambas palancas de gases hasta la posición de ralentí

(b) Aplicar el control de guiñada en sentido opuesto al de la barrena

(c) Empujar la columna de mando totalmente hacia adelante

(d) Mantener los controles en esa posición hasta salir de la barrena, y entonces centrar el timón de dirección

(e) Recuperar la actitud del avión tirando suavemente hacia atrás del volante. Los movimientos durante estas maniobras no deben de ser bruscos porque el factor de carga puede llegar a ser excesivo.

El manual advierte que el avión no ha sido probado en vuelo para realizar barrenas, y que las recomendaciones anteriores están basadas en estudios teóricos.

1.6.4. *Prestaciones. Velocidades de entrada en pérdida*

Las velocidades de entrada en pérdida del avión que reflejaba el manual de vuelo se describen en las siguientes tablas:

Peso máximo	Flaps	Inclinación			
		0°	20°	40°	60°
2.084 kg	0°	69	71	80	99
	15°	65	68	75	92
	35°	62	64	71	88

Peso máximo	Flaps	Inclinación			
		0°	20°	40°	60°
2.000 kg	0°	68	70	78	97
	15°	64	67	73	91
	40°	61	63	70	85

Peso máximo	Flaps	Inclinación			
		0°	20°	40°	60°
1.900 kg	0°	66	68	76	94
	15°	62	64	72	88
	35°	59	61	78	83

Peso máximo	Flaps	Inclinación			
		0°	20°	40°	60°
1.800 kg	0°	64	66	74	91
	15°	61	62	70	86
	40°	58	60	67	81

Peso máximo	Flaps	Inclinación			
		0°	20°	40°	60°
1.700 kg	0°	62	64	72	89
	15°	59	61	68	84
	35°	56	58	65	79

Peso máximo	Flaps	Inclinación			
		0°	20°	40°	60°
1.600 kg	0°	61	62	69	86
	15°	57	59	66	82
	40°	55	57	63	77

1.6.5. *Información sobre el uso de los flaps*

Según consta en el manual de vuelo del avión, el despliegue de los flaps está indicado durante el ascenso (15°) hasta alcanzar la altura de seguridad, durante el aterrizaje (15° por debajo de 161 KIAS o 35° por debajo de 111 KIAS) y para realizar vuelo lento.

1.6.6. *Cálculo de peso y centrado*

Para el cálculo del peso y centrado se intentó averiguar la cantidad de combustible que llevaba a bordo el avión, pero no se pudo determinar con certeza.

Las informaciones disponibles no son muy fiables y sitúan el combustible en el momento del accidente entre 60 y 150 l. En ese rango, el cálculo de peso arroja valores comprendidos entre los 1.655 kg y los 1.720 kg, por debajo del máximo autorizado y su centro de gravedad quedaría dentro de los límites de diseño.

1.7. Información meteorológica

El METAR del Aeropuerto de Barcelona de las 10:00 indicaba viento de dirección 220° e intensidad 4 kt, variable entre 170° y 270°, visibilidad de más de 10 km, nubes escasas a 1.500 ft y SCT a 4.500 ft, temperatura de 22° y QNH 1.016 hPa.

El METAR del Aeropuerto de Barcelona de las 10:30 pronosticaba viento de dirección 200° e intensidad 5 kt, variable entre 150° y 240°, visibilidad de más de 10 km, nubes escasas a 1.500 ft y SCT a 3.500 ft, temperatura de 22° y QNH 1.016 hPa.

En la zona del accidente las condiciones meteorológicas eran VMC, y el viento tenía dirección 230° con una intensidad de 7 kt.

1.8. Ayudas para la navegación

No es relevante para la investigación.

1.9. Comunicaciones

La tripulación mantuvo comunicaciones con la torre del Aeropuerto de Sabadell durante el rodaje y posterior despegue, y estas se desarrollaron dentro de lo normal, comunicando que iban a realizar un vuelo local en la zona de Granollers.

El último contacto se produjo cuando la tripulación notificó que se encontraba a 5 NM fuera del campo después del despegue (10:28:58), la torre les despidió y les asignó frecuencia 125.25 MHz (10:29:03) La tripulación colacionó y se despidió (10:29:07).

No se produjo ninguna otra comunicación más ni tampoco aviso de emergencia antes del accidente, el cual sobrevino sobre las 10:45.

1.10. Información de aeródromo

No es relevante para la investigación.

1.11. Registradores de vuelo

El avión no contaba con registradores de vuelo convencionales, ya que dadas sus características, la reglamentación aeronáutica no exigía llevarlos a bordo.

No obstante, los motores sí llevaban un sistema de registro de datos que permitía tomar algunos parámetros, procesarlos y presentarlos en formato electrónico. Este sistema solamente funcionaba si se activaba y programaba por parte de la tripulación antes del vuelo. Aunque se recuperaron las unidades de proceso de datos del sistema no fue posible obtener ningún parámetro.

También llevaba dos equipos iguales para navegación y comunicaciones que integraban un receptor GPS, los cuales se analizaron por parte del fabricante del equipo, comprobándose que no había grabado ningún dato en las memorias.

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

El impacto contra el suelo se produjo con un ángulo próximo a los 30º respecto de la vertical. La parte del avión que golpeó en primer lugar fue la cabina. A continuación tocó con la parte inferior del fuselaje, para finalmente quedar el estabilizador vertical apoyado en una palmera de poca altura. No se hallaron huellas de desplazamiento ni se detectaron marcas de giro sobre el terreno, y durante el choque no se desprendió ninguna de las estructuras importantes del avión.

La cabina, resultó totalmente destruida en el impacto, quedando el panel de instrumentos completamente dañado. Los dos equipos de navegación y comunicaciones que llevaba a bordo eran los únicos que presentaban cierta integridad.

Después del impacto se originó un incendio, que se propagó a lo largo del ala y del fuselaje, afectando principalmente a toda la zona de la cabina, y en menor medida al resto del fuselaje y a su parte trasera, la cual solamente quedó impregnada por restos del humo originado.

El ala quedó prácticamente destruida por el fuego. En las escasas zonas que no habían desaparecido, se apreciaban pliegues en forma de acordeón desde el borde de ataque hacia atrás propios de los esfuerzos a compresión producidos en el impacto. El plano derecho conservaba el flap casi entero, y este estaba desplegado 15°. El alerón había sido destruido tras el fuego. Por el contrario, el plano izquierdo sí conservaba el alerón, pero el flap tenía calcinada el 70% de su superficie en la zona más próxima al alerón.

Figura 7. Fotografía del estado de los restos

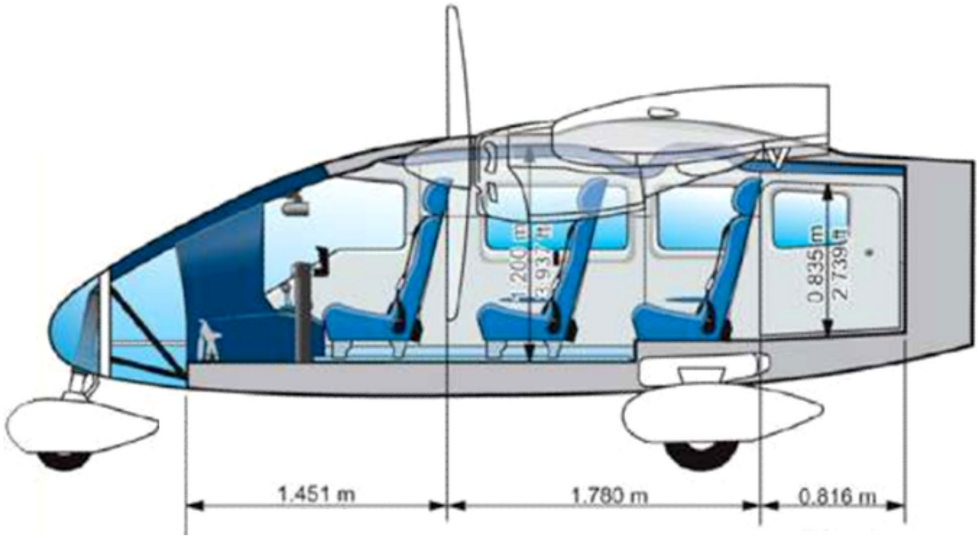


Figura 8. Zona afectada por el incendio

El conjunto del cono de cola estaba entero, y no presentaba golpes de importancia. No resultó afectado por el fuego directamente, pero sí estaba impregnado por el humo que se originó durante el incendio. Se comprobó que tanto los timones de dirección, como los de profundidad se movían sin trabas.

Las patas del tren principal se aplastaron contra el terreno. La rueda derecha permaneció en su posición, y la izquierda salió despedida y quedó junto a la punta del plano derecho. La rueda de morro quedó debajo de los restos de la cabina. Fue la única que resultó alcanzada por el fuego, pero no llegó a arder del todo.

Los dos motores presentaban un impacto severo, pero ninguna de sus partes salió desprendida. En la inspección posterior al accidente no se observaron daños que pudieran ser anteriores a los ocasionados por el choque.

No se pudo comprobar el estado de las palancas de motor en la cabina, porque estaban destruidas.

Durante la investigación se desmontaron los dos carburadores, y se estudió la posición de las varillas que regulan la mariposa de entrada con el fin de poder determinar cuál era la posición de las palancas de gases, y se encontró que en ambos casos estaban con un ángulo que indicaría que el mando de gases de los dos motores estaba cerca de la posición de ralentí.

De la misma manera se intentó establecer el estado de los mandos de mezcla comprobando la posición de la ranura donde se alojan los pasadores del mecanismo del servo. En el carburador del motor izquierdo la ranura presentaba una posición que indicaría que la mezcla estaba próxima a la posición de «mezcla rica». No obstante el mecanismo del servo estaba arrancado después del choque, y no se puede asegurar con total certeza que no hubiera variado su posición en el momento de desprenderse.

Figura 9. Estado de la mezcla en carburador izquierdo

En el carburador del motor derecho la ranura del pasador estaba situada en una posición intermedia, pero más próxima a la posición de «corte». También estaba arrancado el mecanismo del servo por lo que de la misma manera que en carburador izquierdo, no se puede asegurar con absoluta certeza cuál era su posición antes del impacto.

Las dos palas de la hélice izquierda no presentaban daños ni deformaciones. Una de las palas de la hélice derecha tampoco presentaba daños, y la otra tenía una ligera deformación hacia atrás. Todas ellas estaban en la posición de mínimo ángulo de paso (paso corto ó paso bajo).

Las varillas del regulador de las dos hélices estaban en su sitio y no presentaban daños. La posición en la que estaban se correspondía con la de mínimo ángulo de paso (máximas revoluciones del motor) para ambas hélices.

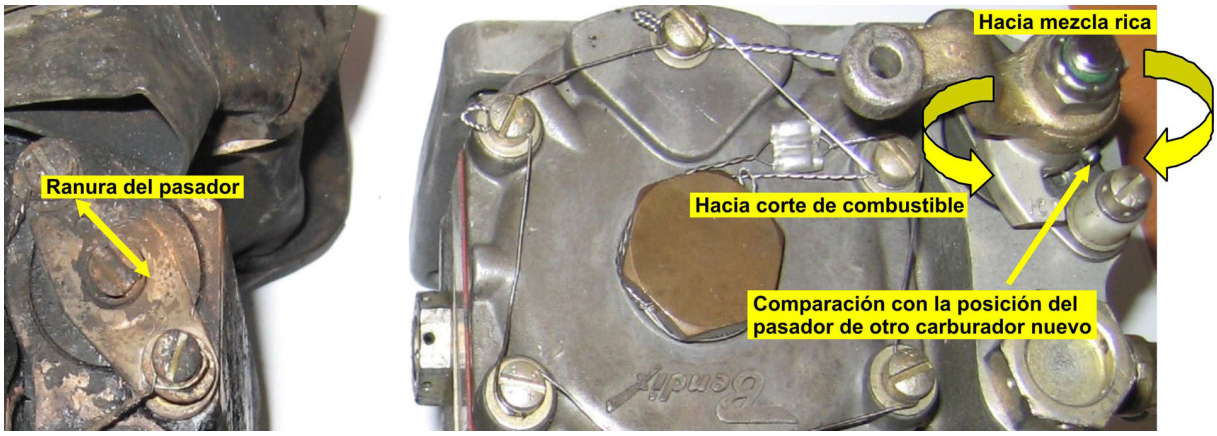


Figura 10. Estado de la mezcla en carburador derecho

La zona donde se situaban las llaves de combustible en la parte superior de la cabina presentaba cierta deformación después del impacto. La llave de paso del motor izquierdo estaba en posición normal (depósito izquierdo alimentando a motor izquierdo), y la llave de paso del motor derecho estaba en una posición intermedia entre normal (depósito derecho alimentando a motor derecho) y alimentación cruzada (depósito izquierdo alimentando a motor derecho).

Figura 11. Llaves selectoras de combustible

1.13. Información médica y patológica

La autopsia dictaminó que en ambos casos se trató de una muerte violenta accidental, cuyas señales de patología violenta, fueron múltiples fracturas en la cavidad craneana con pérdida de masa encefálica, múltiples heridas en la cara con deformidad facial, fractura en la columna vertebral y fracturas de miembros inferiores y superiores.

La causa de la muerte fue un shock traumático debido a un impacto de alta energía que ocasionó la destrucción de centros vitales incompatible con la vida.

1.14. Incendios

Inmediatamente después del impacto se declaró un incendio, que se propagó a lo largo del ala y hacia atrás por el fuselaje. Durante el mismo, se calcinó gran parte del ala y toda la zona de cabina, llegando también a afectar en menor medida a la parte trasera del fuselaje y al cono de cola. En la inspección de los restos, que se realizó poco tiempo después haber ocurrido el accidente se constató que no había ningún derrame de combustible sobre el terreno.

El fuego fue sofocado por los testigos presenciales ayudándose de una manguera de riego que había en el jardín y de algunas pequeñas ramas arrancadas a los árboles de

alrededor. Posteriormente los Bomberos actuaron refrescando la zona quemada con dos instalaciones de 25 mm de diámetro primero, y a continuación cubriendo la zona con espuma para prevenir un posible recrudecimiento del fuego.

El terreno más cercano que rodeaba al avión no resultó afectado por el fuego. No obstante, una zona de recreo (cenador) de madera con toldo de tela situado 6 m por delante del punto de impacto resultó completamente quemado, seguramente debido a que el toldo pudo resultar alcanzado por algún elemento incandescente que saliera despedido hacia delante por el aire, ya que el terreno situado entre el avión y el cenador no estaba quemado. La vivienda no fue alcanzada por las llamas, pero sí por el humo, el cual afectó sobre todo al porche situado en la fachada norte.

El Servicio de Bomberos que acudió al lugar para colaborar en las tareas de extinción, informó que el incendio producido tras el impacto había sido de escasas proporciones.

1.15. Aspectos de supervivencia

Los ocupantes de la aeronave llevaban puestos los cinturones de seguridad, que no sirvieron para amortiguar el impacto, dada la violencia extrema del mismo.

Los cuerpos quedaron atrapados entre los restos y tuvieron que ser liberados por los Bomberos, que tuvieron que utilizar un vehículo dotado de herramientas especiales para conseguir su excarcelación.

1.16. Ensayos e investigación

En la inspección posterior al accidente se desmontaron las válvulas selectoras de combustible, que gobiernan el sentido del flujo desde los depósitos hasta los motores.

Ninguna de las dos válvulas presentaba roturas externas, pero ambas estaban decoloradas por haber estado sometidas al fuego. La válvula derecha estaba separada de su soporte.

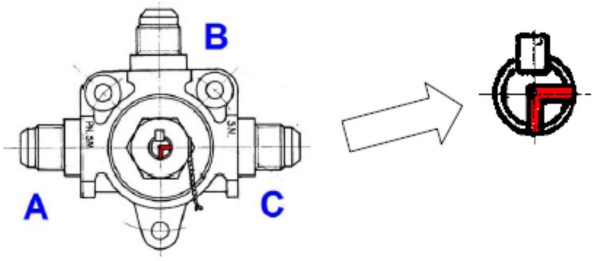


Figura 12. Posición del eje de las válvulas

El eje de rotación de las dos válvulas estaba en la misma posición (véanse figuras 12 y 13), que correspondería con la de corte de combustible para la válvula derecha, y con ninguna de las tres posiciones permitidas para la válvula izquierda.

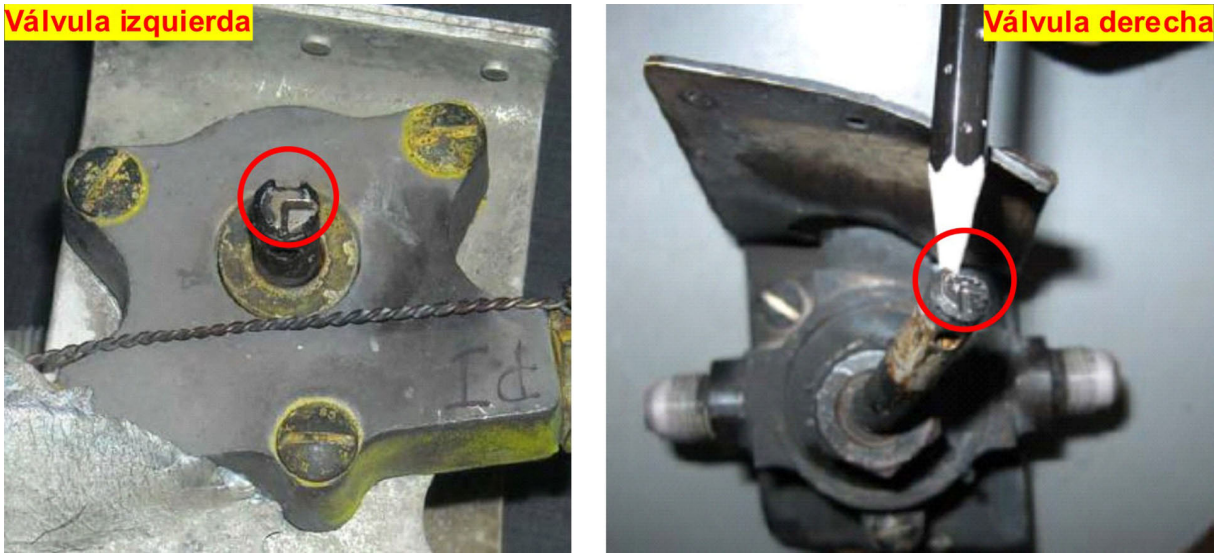


Figura 13. Fotografías de las válvulas vistas desde atrás

Las dos válvulas se llevaron al fabricante para su análisis en laboratorio, para tratar de averiguar los posibles daños que pudieran tener en su interior, con una doble finalidad. Por un lado poder determinar la causa por la que el eje de la válvula izquierda estaba en una posición distinta de las tres permitidas, y por otro, corroborar que la posición de la válvula derecha era, en efecto, la de corte de combustible, ya que esta posición no coincidía con la de la llave selectora en cabina.

El desmontaje de la válvula izquierda, permitió constatar que había resultado muy afectada por el fuego, particularmente sus obturadores. Se comprobó también que el anillo interior estaba quemado y que tenía fragmentos desprendidos. El cable de control también estaba quemado y con arañazos. Algunos dientes del engranaje estaban rotos.

Igualmente se desmontó la válvula derecha, comprobándose que las zonas roscadas estaban flojas, probablemente debido a la alta temperatura que se alcanzó en el incendio posterior al accidente. Todas las piezas del interior estaban en buenas condiciones.

El estudio confirmó que la posición del eje de rotación de ambas válvulas era el anteriormente descrito. También se concluyó que el eje de la válvula izquierda había quedado bloqueado y el obturador de la válvula se había movido fuera de la posición seleccionada como consecuencia del tirón que sufrió el cable de control durante el impacto, lo cual explicaría que se encontrara en una posición no permitida en su funcionamiento normal.

En las pruebas que se realizaron a esta válvula, se encontró que en algunas ocasiones, el flujo entre los distintos puertos de la válvula era parcial.

Respecto a la válvula derecha, se confirmó que la posición que presentaba era la de corte de combustible, y que la discrepancia entre esta posición de la válvula y la que tenía la llave selectora en la cabina probablemente podría ser consecuencia de la deformación que sufrió la zona donde se ubicaba la llave selectora de la cabina durante el impacto.

1.17. Información sobre organización y gestión

No aplicable.

1.18. Información adicional

1.18.1. *Requisitos exigidos en la verificación de la habilitación CRI(SPA)*

Las condiciones para realizar la verificación de la habilitación de instructor para la habilitación de clase, CRI(SPA) vienen reguladas en la subparte H de la Orden FOM/876/2003 de 31 de marzo publicada en el *BOE* de 15 de abril de 2003, por la que se modificaba parcialmente la Orden de 21 de marzo de 2000, en la que se adoptaron los requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo (JAR-FCL), relativos a las condiciones para el ejercicio de las funciones de los pilotos de los aviones civiles. Concretamente en los apartados 1.375 (atribuciones), 1.380 (requisitos) y 1.385 (revalidación y renovación). El contenido de la prueba se recoge en el apéndice 2 del JAR FCL 1, 1.330 y 1.345 (secciones 2, 3 5 y 7). Estas secciones se refieren al aleccionamiento previo al vuelo, al vuelo en sí, a ejercicios en avión multimotor y a la revisión posterior al vuelo respectivamente.

El piloto que estaba siendo examinado cumplía los requisitos previos para hacer los ejercicios en avión que exige la normativa en los apartados 1.380 y 1.385.

En la sección referida a ejercicios en avión multimotor se exigen actuaciones en este tipo de aviones siguientes a un fallo de motor inmediatamente después del despegue, aproximación y «motor al aire» con un motor parado y también aproximación y aterrizaje con un motor parado.

La normativa no determina de manera específica si los ejercicios deben de realizarse parando un motor o poniéndolo a funcionar con mínima potencia (ralentí), aunque durante la investigación se pudo constatar que es una práctica bastante extendida la realización de la parada real del motor en vez de la simple simulación.

Tampoco existe un manual aprobado por la autoridad aeronáutica para uso de los examinadores, que sirva como guía para la realización de los distintos tipos de exámenes y verificaciones, y que establezca de una manera sistemática cuales deben de ser las

maniobras concretas que se deben pedir en cada caso y qué condiciones se deben dar para realizarlas.

1.18.2. *Recomendaciones de la CIAIAC sobre maniobras a baja altura*

La CIAIAC ha emitido algunas recomendaciones relacionadas con investigaciones en los que se han dado situaciones donde han estado presentes paradas de motor en vuelo a la vez que se realizaban maniobras a baja velocidad y poca altura.

En este sentido, en el año 2003 se emitieron las siguientes recomendaciones:

REC 08/2003. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil que establezca directrices y limitaciones sobre las maniobras de entrenamiento que impliquen paradas de motor, especialmente en lo referente a la altitud mínima y fase de vuelo en las que su realización esté permitida. (Informe de referencia A-035/1998).

REC 28/2003. Se recomienda a las escuelas y a los instructores de pilotos que hagan hincapié, durante los vuelos de entrenamiento en doble mando, del riesgo mortal de entrada en barrena irrecuperable que supone el vuelo a baja velocidad y a baja altura en sí mismo y en mayor medida cuando se asocia a cualquier ligero viraje. Para ello, podría ser aconsejable practicar la entrada y recuperación de barrenas, no solo mandadas, sino también las involuntarias iniciadas desde virajes a baja velocidad. (Informe de referencia A-10/2003).

REC 29/2003. Se recomienda a las escuelas y a los instructores de pilotos que desarrollen en sus alumnos habilidades para reconocer a tiempo que se está generando en el vuelo una situación de riesgo mortal inminente, como es el vuelo a baja velocidad y baja altura. Se trataría con ello de prever las emergencias posibles de cada situación para evitar el confiarlo todo posteriormente a los reflejos, buscando alternativas ante una situación de vuelo apurada, dando prioridad a la seguridad personal sobre la integridad del velero (avión). (Informe de referencia A-10/2003).

1.18.3. *Procedimientos VFR en el TMA de Barcelona*

Los procedimientos VFR en el TMA de Barcelona recogidos en el AIP publicado por AENA, establecían una limitación para altitud mínima de vuelo de 4.500 ft en la zona donde ocurrió el accidente. En el área a la que comunicaron que se dirigían (Granollers) esta limitación era todavía inferior, concretamente de 3.500 ft.

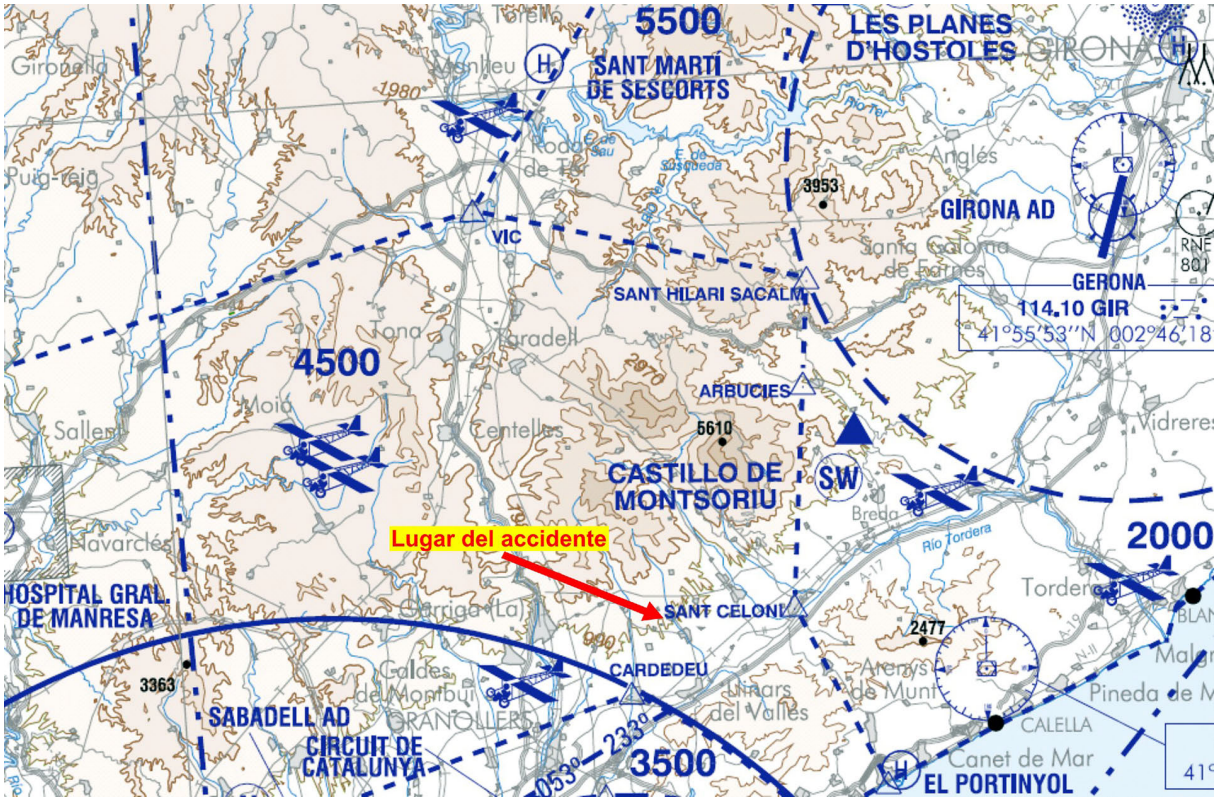


Figura 14. Carta de procedimientos VFR en el TMA de Barcelona

No obstante, más al norte del lugar sobre el que estaban volando cuando sobrevino el accidente, concretamente en el triángulo formado por Sant Hilari Sacalm, Vic y Santa Bárbara de Prunedes la limitación de altitud mínima de vuelo se elevaba hasta 5.500 ft. Al oeste de esa zona desaparecía la limitación de altitud.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No se han empleado técnicas de investigación especiales.

2. ANÁLISIS

2.1. Estudio de los aspectos técnicos

La posición en la que quedó el avión después del impacto y la total ausencia de huellas de arrastre sobre el terreno indicarían que la aeronave llegó hasta el suelo sin velocidad de traslación, y que cayó impactando primero con su parte delantera y ligeramente inclinada hacia el lado derecho, es decir, con actitud de picado y un ligero ángulo de inclinación lateral. No había señales en el terreno que indicasen que el avión llegara al suelo con alguna componente de giro.

El incendio que se originó después del choque fue de escasa importancia, ya que consiguieron extinguirlo los mismos testigos en muy pocos minutos, empleando para ello tan solo una manguera de riego y algunas ramas de árboles. El informe redactado por los servicios de extinción de incendios que acudieron al lugar del siniestro también confirmó la poca entidad del fuego.

El lugar exacto donde cayó el avión (una pradera de césped), sin ningún material combustible alrededor, indicaría que en realidad, la mayor parte del material que ardió nada más ocasionarse el incendio, era el propio combustible del avión. De ello puede deducirse que seguramente no llevaba mucha cantidad de combustible en sus depósitos, pues de lo contrario, después de un impacto con elevada energía como el que se produjo, el incendio que se hubiera originado debería haber sido de mayores proporciones

Los cálculos realizados arrojaron que el avión llevaba entre un 11% y un 27% del volumen total de los depósitos.

El estado en el que se encontraron las hélices de ambos motores, sin daños estructurales visibles y sin apenas deformaciones de las palas, indicaría que el avión impactó contra el suelo con las hélices girando con poca velocidad o tal vez paradas, por lo que los motores o bien estaban parados en el momento del choque o al menos funcionando con muy poca potencia. El hecho de que una de las palas de la hélice del motor derecho estuviera ligeramente curvada hacia atrás también sería compatible con un impacto con ligera inclinación a la derecha como el que se ha descrito anteriormente.

En la inspección detallada de los restos se encontró que la posición de las varillas del regulador *(governor)* de ambas hélices, se correspondía con la de mínimo ángulo de paso (máximas revoluciones del motor). Según el manual de vuelo, ese ángulo de paso es el que se debe emplear para el despegue, el aterrizaje o cualquier maniobra que implique vuelo a baja velocidad.

El examen de los carburadores constató que el mando de gases de los dos motores estaba cerca de la posición de ralentí.

Estudiando la posición en la que se encontraba la ranura de los pasadores que lleva el mecanismo del servo de los carburadores se determinó que la regulación de la mezcla de combustible del motor izquierdo estaba próxima a la posición de «mezcla rica», y en el motor derecho estaba situada en una posición intermedia, pero más próxima a la posición de «mezcla pobre». No obstante no se puede asegurar con certeza absoluta que esa fuera la regulación exacta porque parte del mecanismo estaba arrancado.

En lo que se refiere al modo en que iba configurado el sistema de combustible, existen discrepancias entre la posición que presentaban las llaves situadas en cabina que gobiernan el sentido del flujo, y las válvulas que actúan sobre el sistema en cada uno de los motores.

Así, mientras que la llave de paso de combustible del motor derecho estaba en una posición intermedia entre «normal» (depósito derecho alimentando a motor derecho) y «alimentación cruzada» (depósito izquierdo alimentando a motor derecho), la válvula estaba en la posición de «corte de combustible».

Por su parte, en el motor izquierdo, la llave en cabina estaba en la posición «normal» (depósito izquierdo alimentando a motor izquierdo), y la válvula no estaba en ninguna de las tres posiciones permitidas.

La explicación que se puede dar a este hecho es que la zona donde se alojan las llaves de cabina presentaba cierta deformación tras el impacto, sobre todo la zona de la llave del motor derecho, de manera que la posición que marcaba dicha llave no era fiable. Si se puede considerar como fiable la posición de la llave del motor izquierdo (normal).

En cuanto a las válvulas, la del motor derecho no presentaba daños ni externos ni internos, por lo que debe de considerarse que su posición era la que determinó su análisis en laboratorio (la de corte de combustible). En cambio la válvula izquierda estaba totalmente dañada por dentro después del impacto, especialmente los obturadores por lo que su posición, no ajustada a ninguna de las tres posibles, era debido a la rotura del eje que albergaba en el interior. Esto también podría explicar que el flujo entre los distintos puertos de la válvula fuera parcial en alguna de las pruebas que se realizaron.

Basándonos en lo anteriormente expuesto, la explicación más razonable que se ha encontrado acerca de la manera en la que se desarrollaron los acontecimientos, es la siguiente:

El avión se encontraba volando a poca altura (menos de 300 m), y tal vez como parte del examen se intentó por parte del instructor configurar el avión de manera especial, para comprobar la pericia del piloto al que estaba examinando, y para ello es posible que cortara la llave de combustible del motor derecho, haciendo que el motor se parase. Una vez que se encontraban en estas condiciones empezaron a hacer la maniobra de vuelo lento, lo que sería compatible con el hecho de que la hélice estuviera en la

posición de mínimo ángulo de paso (según marcaban las varillas del mecanismo), y los flaps desplegados 15°.

Después de tener estabilizado el avión, y antes de arrancar el motor derecho pudieron retrasar la palanca de gases de dicho motor, según se describe en el procedimiento de seguridad del punto 3.6 del manual. Esto estaría en concordancia con el hecho de que los mecanismos que gobiernan la mezcla de combustible en el carburador de ambas palancas de gases fueran encontrados en posiciones cercanas a las de ralentí.

En ese momento es muy probable que el avión entrara en pérdida debido a que su velocidad disminuyó por debajo de la que marca el manual como de mínimo control para las condiciones que llevaban.

Según las estimaciones que se han realizado, el peso del avión estaba situado entre los 1.655 kg y los 1.720 kg. Según el manual de vuelo las velocidades de entrada en pérdida con el avión en vuelo recto y nivelado y con los flaps desplegados 15° estarían en el intervalo de 59 kt para un peso máximo de 1.700 kg y 61 kt para un peso máximo de 1.800 kg.

La última posición que registró el radar señalaba que el avión volaba con una velocidad de 40 kt. Aunque esta velocidad es la que llevaban respecto al suelo (Ground speed), y las velocidades descritas en el manual de vuelo son velocidades indicadas (KIAS), considerando un margen de error razonable, podemos estimar que el avión volaba muy próximo a las velocidades de entrada en pérdida de acuerdo al peso y la configuración que llevaba.

Las informaciones facilitadas por los testigos también señalaban que el avión volaba con poca altura cuando se precipitó contra el terreno.

Dichos testigos relataron que vieron como se precipitó girando sobre su eje longitudinal y con el morro hacia abajo, es decir, desarrollando una barrena vertical en su caída. Estas informaciones no serían compatibles con la posición final en la que quedó la aeronave, pero si es posible que el avión hubiera podido desarrollar una barrena vertical después de su entrada en pérdida, y que los ocupantes en su intento por sacar el avión de esa situación, hubieran logrado detener el giro del mismo, realizando parte de las operaciones descritas en el punto 3.20 del manual, sin llegar a poder completar el procedimiento del todo por el escaso margen de altura que tenían.

2.2. Factores relacionados con la operación

Uno de los aspectos más significativos de este accidente, en cuanto a la operación se refiere, es el hecho de que iniciasen la maniobra de vuelo lento cuando se encontraban a muy poca altura.

LA CIAIAC ha recalcado en numerosas ocasiones la importancia de mantener la altura de seguridad cuando se realicen maniobras que por sus características entrañen un riesgo de entrar en pérdida, y ello ha sido objeto de varias de las recomendaciones emitidas en los últimos años.

Si bien es cierto que en el área donde se encontraban volando (TMA de Barcelona) había una limitación de altura establecida para los vuelos VFR, lo lógico es que se hubieran alejado hacia el oeste o al noroeste hasta llegar a la zona donde podían volar con un margen mayor de altura, teniendo en cuenta además, que prácticamente acababan de despegar y no les había dado tiempo todavía de ganar altura suficiente para realizar este tipo de maniobras. Por otra parte, los vuelos comerciales que operan en el aeropuerto de Girona también limitaban la altura de operación en esa zona, lo que les hacía difícil dirigirse allí.

Una vez que entraron en pérdida no tuvieron tiempo de terminar de aplicar el procedimiento descrito en el manual de vuelo para las ocasiones en las que sobreviene una parada de un motor en vuelo, porque seguramente el avión desarrolló una barrena vertical, y lo que intentaron en ese momento fue aplicar de memoria parte del procedimiento que existe para cuando se entra en barrena de manera inadvertida, sin llegar a completarlo.

Otro aspecto que conviene comentar es el hecho de que hubieran parado un motor en vuelo como parte del proceso de verificación. Si bien la normativa no determina concretamente si se debe parar el motor realmente o simular su parada, se ha constatado que es una práctica habitual por parte de muchos examinadores realizar paradas reales. La posibilidad de que pararan el motor pudo haber complicado las condiciones a las que se tuvo que enfrentar la tripulación y disminuiría sus opciones de haber resuelto una situación de entrada en pérdida como al que probablemente se produjo.

2.3. Factores humanos

La tripulación estaba formada por dos personas que habitualmente volaban como piloto al mando, y que tenían un número de horas de vuelo similar, pero adquirida de manera distinta. No obstante, solo uno de ellos solía actuar como «piloto a los mandos».

Por un lado un examinador con gran experiencia en verificaciones y experiencia media en el tipo, que iba sentado a la izquierda haciendo el papel de alumno, pero que habitualmente estaba acostumbrado a volar sentado a la derecha.

De otra parte un piloto sentado a la derecha, que se estaba examinando, y al ser un examen CRI(SPA) además de llevar los mandos, también gestionaba las comunicaciones (según se exige para este tipo de examen). Tenía amplia experiencia como Comandante

en compañías aéreas de transporte de pasajeros, y también había ocupado cargos de responsabilidad en ellas. Generalmente solía volar sentado a la izquierda como piloto a los mandos. Por el contrario, su experiencia en el tipo era muy escasa.

No es infrecuente en este tipo de vuelos de examen de instructor encontrarse con una tripulación de estas características.

Esta situación daba lugar a que la diferencia de jerarquía y experiencia entre los pilotos, fuera prácticamente inexistente. Esto induce a pensar que tal vez las funciones entre ambos no estaban demasiado claras y que se dio una situación de las definidas como Gradiente de Autoridad en Cabina Plano (Transcockpit Authority Gradient).

Cuando se dan este tipo de situaciones, es de suma importancia la realización de una preparación previa del vuelo para intercambiar información y establecer la manera de actuar, sobre todo cuando surja una situación que haga necesario aplicar los procedimientos de emergencia durante el vuelo.

No existe información que permita conocer con seguridad si la tripulación realizó una preparación previa del vuelo intercambiando información y fijando la manera de actuar (briefing). No obstante por la información obtenida en las entrevistas que se hicieron a otros pilotos que trabajaban para el Operador, se constató que los pilotos que hacían vuelos ocasionales de aviación general y que no pertenecían a esta empresa no solían hacer un briefing antes del vuelo.

Por ello, es razonable pensar que cuando el avión se situó en una posición no deseada, pudo surgir una falta de coordinación en cabina que hizo que cada uno de ellos actuara de acuerdo con su preparación y experiencia e intentase contrarrestar la situación tomando los mandos sin atender a ningún tipo de jerarquías, porque no se habían fijado previamente unas pautas de actuación.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave volaba a baja altura y con poca velocidad los instantes anteriores al impacto.
- El avión se precipitó contra el terreno cayendo en picado ligeramente inclinado hacia el lado derecho, e impactó en primer lugar con el morro.
- Como consecuencia del choque se produjo un incendio de escasas proporciones.
- El avión estaba dentro de los límites de peso y centrado.
- Las hélices presentaban evidencias de estar paradas o al menos girando con muy poca velocidad.
- El ángulo de paso de las palas correspondía al de máximas revoluciones del motor.
- Los flaps estaban desplegados 15°.
- Las palancas de gases estaban en una posición muy próxima a la de ralentí.
- La válvula de combustible del motor derecho estaba en posición de corte.
- El avión había pasado todas las revisiones de mantenimiento y no se encontraron indicios de fallo o mal funcionamiento de ninguno de sus componentes previo al choque.
- La normativa que rige sobre el tipo de verificación que se estaba llevando a cabo no especifica si la maniobra de fallo de motor debe de realizarse de manera real o simulada.
- La zona donde se encontraban volando tenía establecida una limitación de altura de 4.500 ft para vuelos VFR.
- El examinador iba sentado en el lado izquierdo, y el piloto al que estaba examinando iba sentado en el lado derecho ejerciendo como «piloto a los mandos» y llevando además las comunicaciones.
- La tripulación acumulaba una experiencia dilatada y similar, pero obtenida de manera muy distinta.
- El gradiente de autoridad entre los miembros de la tripulación era prácticamente inexistente.

3.2. Causas

La causa del accidente fue la entrada en pérdida de la aeronave mientras realizaban la maniobra de vuelo lento con el motor derecho parado.

Se estima que contribuyeron al accidente la escasa altura de vuelo, la posibilidad de que la tripulación no hubiera fijado unas pautas de actuación previas al vuelo y que se pudo traducir en problemas de coordinación al enfrentarse a las circunstancias de los últimos momentos del vuelo y la ausencia de gradiente de autoridad entre los miembros de la tripulación.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Ninguna.