

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 13 de mayo de 2003; 20:20 horas
Lugar	La Campana (Sevilla)

AERONAVE

Matrícula	EC-HQD
Tipo y modelo	AVIONS PIERRE ROBIN R-2112

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-235-L2A
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	25 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero
Total horas de vuelo	539,8 horas
Horas de vuelo en el tipo	239,2 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	En ruta

1. INFORMACIÓN SOBRE EL SUCESO

1.1. Descripción del suceso

El martes día 13 de mayo de 2003, la aeronave EC-HQD despegó del aeropuerto de Sevilla (LEZL) a las 19:20 horas¹ con objeto de realizar un vuelo de instrucción de piloto de transporte de línea aérea.

El instructor y el alumno piloto a bordo de la aeronave habían planificado un vuelo de una duración de 1 hora y 10 minutos aproximadamente con destino el mismo aeropuerto de Sevilla (LEZL).

El despegue se realizó por la pista 27 con normalidad y durante unos 50 minutos ejecutaron la trayectoria planificada hasta encontrarse a la altura del pueblo de Fuentes de Andalucía, donde alcanzaron los 4.500 pies y pusieron rumbo a Tocina.



Figura 1. Estado final de la aeronave.

A los cinco minutos de estar establecidos a 4.500 pies se produjo un descenso repentino de las revoluciones del motor, por lo que el piloto decidió ejecutar el procedimiento de emergencia establecido en el Manual de Vuelo de la aeronave.

El aterrizaje se produjo a las 20:20 horas y después de unos 150 metros de rodaje en tierra, la aeronave se detuvo y las dos personas a bordo abandonaron la misma sin sufrir daños ni lesiones.

La aeronave sufrió daños menores afectando principalmente al carenado del motor, pata de morro y sistema de inducción.

¹ La referencia horaria utilizada en el informe es la de hora local.



Figura 2. Trayectoria planificada y real de la aeronave.

1.2. Lesiones a personas

Las dos personas a bordo abandonaron la aeronave por sus propios medios y no sufrieron daños ni lesiones.

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales			
Graves			
Leves/ilesos	2		

1.3. Daños sufridos por la aeronave e información sobre el choque

El emplazamiento elegido para realizar el aterrizaje de emergencia era una zona amplia y plana que no presentaba obstáculos significativos.

El piloto realizó la aproximación al campo, tomó tierra y rodó 150 metros aproximadamente hasta que la aeronave se detuvo.

En el incidente la aeronave sufrió daños menores que se localizaban en la parte delantera:



Figura 3. Huellas del aterrizaje de emergencia.



Figura 4. Pala de la hélice deformada.

— Hélice:

- Una de las palas presentaba pequeñas marcas y una ligera deformación en la punta de la pala hacia atrás.
- La otra pala estaba intacta.

— Pata de morro:

- Presentaba deformación.
- El carenado de la misma se había partido.

— Motor:

- El carenado de la parte inferior del motor estaba deformado y tenía grietas.
- La zona entre el filtro del aire y la entrada al carburador del sistema de inducción estaba deformada.

1.4. Información sobre la tripulación

A bordo de la aeronave iban dos personas: un instructor de vuelo y un alumno piloto de transporte de línea aérea.

Información sobre la tripulación		
<i>Instructor</i>	Edad	25 años
	Nacionalidad	Española
	Licencia	Licencia de piloto comercial de avión
		Licencia de piloto privado de avión
	Habilitación (validez)	Vuelo instrumental de avión (20/03/04)
		Multi-motor de pistón (20/03/04)
		Instructor de vuelo (03/09/05)
<i>Alumno</i>	Experiencia	Horas de vuelo totales: 539,8 horas
		Horas de vuelo en el tipo: 239,2 horas
	Edad	30 años
	Nacionalidad	Española
	Autorización	Autorización de alumno piloto para la obtención de licencia de piloto de transporte de línea aérea

1.5. Información sobre la aeronave

La información general sobre la aeronave y sobre el estado operativo de la misma se muestra en las tres tablas siguientes.

Información general			
Matrícula	EC-HQD		
Constructor	Avions Pierre Robin		
Designación	R-2112		
Número de serie	130		
Año de fabricación	1973		
Motor	Número	1	
	Marca y modelo	Lycoming O-235-L2A	
Hélices	Número	1	
	Marca y modelo	Sensenich 72CK56-052	
Certificado aeronaveg.	Clase	Normal	
	Empleo	Categoría	Trabajos aéreos (vuelo visual)
		Prestación	Normal
		Modalidad	Fotografía oblicua y Publicidad
	Empleo	Categoría	Escuela (vuelo visual)
		Prestación	Normal
	Número	4779	
	Emisión	05/12/00	
	Validez	22/01/04	
	Última renovación	22/01/03	
Propietario y explotador	Air Consul		

Características técnicas		
Dimensiones	Envergadura	8,32 m
	Altura	2.135 m
	Longitud	7,10 m
Limitaciones	Peso máximo de rodaje	800 kg
	Tripulación mínima	1
Combustible	Consumible	118 l
	No consumible	2 l

Información de mantenimiento		
<i>Motor</i>	Horas	6.102 horas y 14 minutos
<i>Aeronave</i>	Horas	9.706 horas y 9 minutos
<i>Últimas inspecciones</i>	Inspección de 50 horas del motor y de la aeronave	Fecha: 07/04/03 Horas: 9.650:58 horas Horas motor: 6.047:53
	Inspección de 100 horas del motor y de la aeronave	Fecha: 09/05/03 Horas: 9.700:53 horas Horas motor: 6.096:58
	Inspección de 500 horas del motor y de aeronave	Fecha: 25/05/01 Horas: 9.155:04 horas Horas motor: 5.552:08

1.6. Información meteorológica

La información meteorológica para el día 13 de mayo de 2003 en la zona del suceso y que disponía el piloto era la siguiente:

— Representación² HIRLAM 13/05/2003 00Z H+18 a FL 050:

- Temperatura: 14 y 15 °C.
- Intensidad del viento: 5 Kt.
- Dirección del viento: 320°.

— SIGWX³ 150/SFC 13/05/2003 válido para 18 UTC. Ningún fenómeno en la zona.

— METAR⁴ para el aeropuerto LEZL de las 14:00 horas UTC:

- Intensidad del viento: 3 Kt.
- Dirección del viento: 170°.
- CAVOK.
- Temperatura: 33 °C.
- Punto de rocío: 10 °C.
- QNH: 1016 hPa.
- NOSIG.

— TAF⁵ corto para el aeropuerto LEZL de las 11:00 hora UTC:

- Periodo de validez: desde las 13:00 a las 22:00 hora UTC del día 13 de mayo.
- Intensidad del viento: 9 Kt.

² Mapas de vientos y temperaturas para el geopotencial 850 hectopascales que pueden asociarse a FL050.

³ Mapa de tiempo significativo a baja cota: pronóstico gráfico de fenómenos meteorológicos por debajo de FL150.

⁴ Informe meteorológico aeronáutico de rutina que suministra información acerca de las condiciones actuales observadas en el aeródromo.

⁵ Pronóstico de aeródromo: descripción completa de las condiciones meteorológicas predominantes esperadas en el aeródromo durante todo el período del pronóstico. El TAF corto es un pronóstico que abarca 9 horas y el TAF largo 18 horas.

- Dirección del viento: 240°.
- Visibilidad horizontal mínima: 10 km.
- Cantidad de nubes: 1-2 octas.
- Altura de la capa nubosa: 4.000 pies.

— TAF⁴ largo para el aeropuerto LEZL de las 11:00 hora UTC:

- Periodo de validez: desde las 18:00 hora UTC del día 13 de mayo hasta las 12:00 hora UTC del día 14 de mayo.
- Intensidad del viento: 10 Kt.
- Dirección del viento: 240°.
- Visibilidad horizontal mínima: 10 km.
- Cantidad de nubes: 1-2 octas.
- Altura de la capa nubosa: 4.000 pies.
- Cambios significativos en la predicción: cambio regular o irregular de las condiciones meteorológicas pronosticadas en un momento no especificado comprendido entre las 23:00 hora UTC del día 13 de mayo y las 01:00 hora UTC del día 14 de mayo, viento variable con velocidad media de 3 Kt, CAVOK.

1.7. Supervivencia

La aeronave había presentado un plan de vuelo ATS en la oficina del aeropuerto (oficina ARO) de Sevilla (LEZL) y se le estaba prestando servicio de control por parte de la torre de control del mismo aeropuerto.

Cuando ocurrió la pérdida de potencia, la aeronave comunicó a la torre de Sevilla, en la frecuencia 118.10 MHz, que tenía una emergencia y que procedía a realizar un aterrizaje fuera de campo cerca del pueblo de La Campana.

La torre declaró DETRESFA y comunicó lo sucedido al Centro Coordinador de Salvamento Aeronáutico de Madrid (RCC Madrid), el cual se puso en contacto con la Guardia Civil de Sevilla.

Momentos después, la tripulación llamó por móvil al aeropuerto de Sevilla, al departamento de operaciones de la compañía y posteriormente también a la Guardia Civil e informó del estado de la tripulación y de la aeronave así como la hora y las coordenadas geográficas del lugar en el que se encontraban.

Como se hallaban en perfecto estado y la aeronave presentaba daños menores, no fue necesaria la intervención del RCC ni de la Guardia Civil, aunque ésta última se personó en el lugar del incidente poco tiempo después de producirse éste.

Las dos personas a bordo realizaron la evacuación de la aeronave con normalidad y por sus propios medios después de quitarse los arneses y coger un extintor ante la posibilidad de que se produjera algún tipo de incendio.

1.8. Investigación

1.8.1. *Declaración del piloto*

En su declaración el piloto afirma que:

- El vuelo del suceso era el segundo que él realizó ese día.
- Su función a bordo era la de instructor.
- Tanto en el vuelo anterior como en el del suceso lo único que notó fue que la velocidad de ascenso era menor que en otras ocasiones, condición que achacó a la elevada temperatura.
- Con anterioridad a los dos vuelos se habían repostado 70 litros de AV-GAS 100.
- En la revisión prevuelo verificaron el carburante disponible calculando un remanente de aproximadamente 55 litros que les permitía una autonomía de 2 horas y 55 minutos.
- Ejecutaron la trayectoria prevista pasando por el punto Sierra, Los Palacios y Villafraña y Fuentes de Andalucía.
- Una vez en la vertical de Fuentes de Andalucía y a los 5 minutos de estar establecidos a 4.500 pies con rumbo a Tocina, tuvieron una pérdida de potencia de la aeronave (como si la aeronave no tuviera combustible) que se reflejó en una bajada de revoluciones del motor.
- Ejecutaron el procedimiento de emergencia (comprobándolo en el Manual de Vuelo) pero al no recuperar potencia (aunque escuchaban la bomba eléctrica) decidieron realizar un aterrizaje de emergencia en un campo de trigo.
- Notificaron la emergencia a las dependencias de control.
- Tomaron con la menor velocidad posible y el morro alto y después de 150 m la aeronave se detuvo y la abandonaron cogiendo el extintor por si se producía algún incendio.
- Esperaron un par de minutos alejados del avión y al ver que nada sucedía llamaron a la oficina ARO de LEZL, al departamento de operaciones de la compañía y posteriormente al 112 y a la Guardia Civil.
- Durante la emergencia, no notaron ni vibraciones y humo.
- La hélice se paró antes de realizar el aterrizaje de emergencia.

1.8.2. *Inspecciones realizadas*

1.8.2.1. Inspecciones realizadas a la aeronave

— *Mandos del motor:*

- Se comprobó la continuidad y el ajuste de los mandos de gases y de mezcla y la continuidad del mando de la calefacción al carburador.
- La «guarda» de la palanca de corte de combustible (instalada de acuerdo con una directiva de aeronavegabilidad para evitar el corte inadvertido de combustible en

vuelo) estaba rota. Según afirmó el personal de la compañía se rompió en el desmontaje y traslado de la aeronave al hangar.

- *Sistema de inducción.* Aparentemente no parecía obstruido el sistema de toma de aire. El filtro de aire, que se desmontó, estaba en buenas condiciones.
- *Filtros de gasolina.* De los filtros de gasolina de la salida del depósito, de la bomba eléctrica de combustible y del carburador se comprobó que tenían gasolina, que no estaban obstruidos por algún tipo de depósito y que no había agua. El filtro situado a la salida del depósito (el de drenaje) estaba un poco arrugado.
- *Respiradero del depósito de combustible.* Se desmontó y se comprobó que no estaba atascado.
- *Carburador.* Se comprobó que el carburador no tenía corrosión, había gasolina, el venturi no estaba dañado, no había poros en el flotador y no había restos de agua.
- *Compresión de los cilindros.* Se comprobó que los cuatro cilindros tenían una relación de compresión dentro de los márgenes normales por lo que no se procedió a desmontarlos para hacer otras comprobaciones.
- *Bujías:*
 - Los cables de conexión de las bujías estaban en buen estado.
 - Se comprobaron posibles marcas de ajuste o de daños mecánicos, el color y brillo, la separación y ancho de los electrodos y posibles depósitos y textura siendo las bujías 2 y 3 inferior las únicas que presentaban diferencias respecto al resto: la bujía 2 inferior estaba muy engrasada y la 3 inferior estaba muy engrasada y aparentemente parecía que tenía algún tipo de material que parecía hacer cortocircuito.
 - Se comprobó si daban chispa, y todas las bujías funcionaron correctamente a excepción de la bujía 2 inferior.
 - La bujía 2 inferior recibía energía de la magneto derecha.
- *Aceite.* Se comprobó que el motor tenía aceite y parecía limpio y con la densidad adecuada.
- *Combustible.* El personal de la compañía que había estado en el lugar del accidente, declaró que, antes del desmontaje de la aeronave, extrajeron aproximadamente unos 30 litros de combustible que depositaron en dos garrafas.
- *Obstrucción del sistema de combustible.* Se comprobó que las tuberías que van al carburador y la tubería flexible situada en el lateral izquierdo de la cabina no estaban obstruidas.
- *Motor de arranque.* El motor de arranque estaba engranado.
- *Bomba eléctrica.* Se comprobó su correcto funcionamiento.
- *Magnetos:*
 - Se comprobó la correcta conexión de las bujías a las magnetos.
 - En el desmontaje de la magneto izquierda se encontró que el muelle de impulso estaba roto por dos partes.
 - En el desmontaje de la magneto derecha (realizado posteriormente por la compañía) no se encontró nada anormal.

Datos de la magneto izquierda	
Marca	Slick Aircraft
S/N ⁶	96020012
Modelo ⁷	4372
Lag ⁸	15
Rotación ⁹	No consumible

1.8.2.2. Inspección detallada de la magneto

Con posterioridad a la inspección llevada a cabo a la aeronave, se realizó una inspección más detallada del muelle del acoplamiento de impulso de la magneto izquierda, encontrando:

- Roces mecánicos en la superficie del muelle.
- Zonas que parecían no haber estado protegidas o engrasadas.
- Restos de grasa seca.
- La rotura en la zona exterior del muelle (figura 5, detalle 1) parecía presentar un punto de corrosión.
- La rotura en la zona interior del muelle (figura 5, detalle 2) parecía homogénea y no parecía presentar, a nivel macroscópico, ningún signo de corrosión.



Figura 5. Muelle de impulso magneto izquierda.

⁶ Año de fabricación: 1996. Mes de fabricación: febrero. Número de secuencia: 0012.

⁷ Serie: 4300. Magnetos para motores de cuatro cilindros. Modelo número 72.

⁸ Ángulo de retraso: indica el número de grados que gira el acoplador de impulso desde el punto fijo de avance del encendido hasta el punto óptimo de encendido en el arranque.

⁹ Rotación: especifica la dirección en la que el eje del rotor de la magneto gira visto desde el final de la magneto una vez montada. L indica el giro en sentido contrario a las agujas del reloj.

1.8.3. *Combustible disponible*

Se comprobó la cantidad de combustible que debía tener la aeronave en el depósito en el momento del accidente a partir de datos de consumo de la aeronave, de la cantidad de combustible repostado y del tiempo de vuelo transcurrido desde el último repostaje hasta el momento del incidente.

- Repostaje de 70 litros hasta llenar el depósito.
- Tiempo de funcionamiento del motor después del repostaje:

- Tercer vuelo del día: 1,3 horas.
- Cuarto vuelo del día: 2,0 horas.
- Quinto vuelo del día (hasta el incidente): 1,0 horas.
- Tiempo total de vuelo después de repostar: 4,3 horas.

- Consumo de la aeronave: 19 litros/hora aproximadamente.
- Combustible consumido desde el repostaje hasta el incidente: 81,7 litros.

Por tanto, la cantidad de combustible remanente en el depósito en el momento de producirse el incidente debía ser de 36,3 litros (coherente con la cantidad extraída de la aeronave en el lugar del suceso y en el hangar durante la inspección).

1.9. Información adicional

1.9.1. *Las magnetos Slick*

Las magnetos (véase anexo A) Slick que llevaba instalada la aeronave eran de la serie 4300 y, como sucede en muchos motores Lycoming, sólo la magneto izquierda tenía acoplador de impulso.

Las magnetos Slick están sincronizadas para hacer saltar la chispa en las bujías en una posición de avance del encendido (ver anexo A) constante (entre 20 y 25° antes del punto muerto superior) una vez el motor ha arrancado. En las magnetos que están dotadas con el acoplador de impulso, éste permite modificar el momento en que salta la chispa sólo cuando el motor gira a bajas velocidades, es decir, en el arranque.

Las funciones del acoplador de impulso en las magnetos Slick son:

- A bajas velocidades del motor (arranque):
 - Retardar¹⁰ el encendido hasta que el cigüeñal está en la posición adecuada (acerca el punto en el que salta la chispa al punto muerto superior) parando el eje del rotor.

¹⁰ Respecto al avance del encendido fijo en el que la magneto produce la chispa en las bujías.

- Producir una chispa de alta intensidad¹¹ haciendo girar el eje del rotor a gran velocidad una vez se ha liberado.
- A altas velocidades del motor (despegue y crucero) el acoplador de impulso deja de realizar las dos funciones anteriores y trabaja como un simple dispositivo de transmisión del movimiento del eje del cigüeñal al eje del rotor de la magneto.

Las partes que componen el acoplador de impulso son las siguientes:

- La carcasa de impulso: gira solidariamente con el cigüeñal del motor mediante los engranajes de la zona de accesorios del motor.
- El muelle de impulso: está metido en la carcasa de impulso y unido en su extremo exterior a ésta mediante un remate A y su extremo interior a la unidad de contrapesos mediante un remate B (véase figura 6).
- La placa de contrapesos: está unida al eje del rotor de la magneto y gira solidariamente con él. Tiene una ranura B en la que encaja la parte interior del muelle de impulso. Tiene unidos dos contrapesos en su parte inferior.
- Contrapesos: están unidos a la placa de contrapesos mediante dos puntos sobre los que pivotan. La parte más estrecha de cada contrapeso sobresale de la placa de contrapesos y hace contacto en un punto del armazón de la magneto denominado punto de parada.

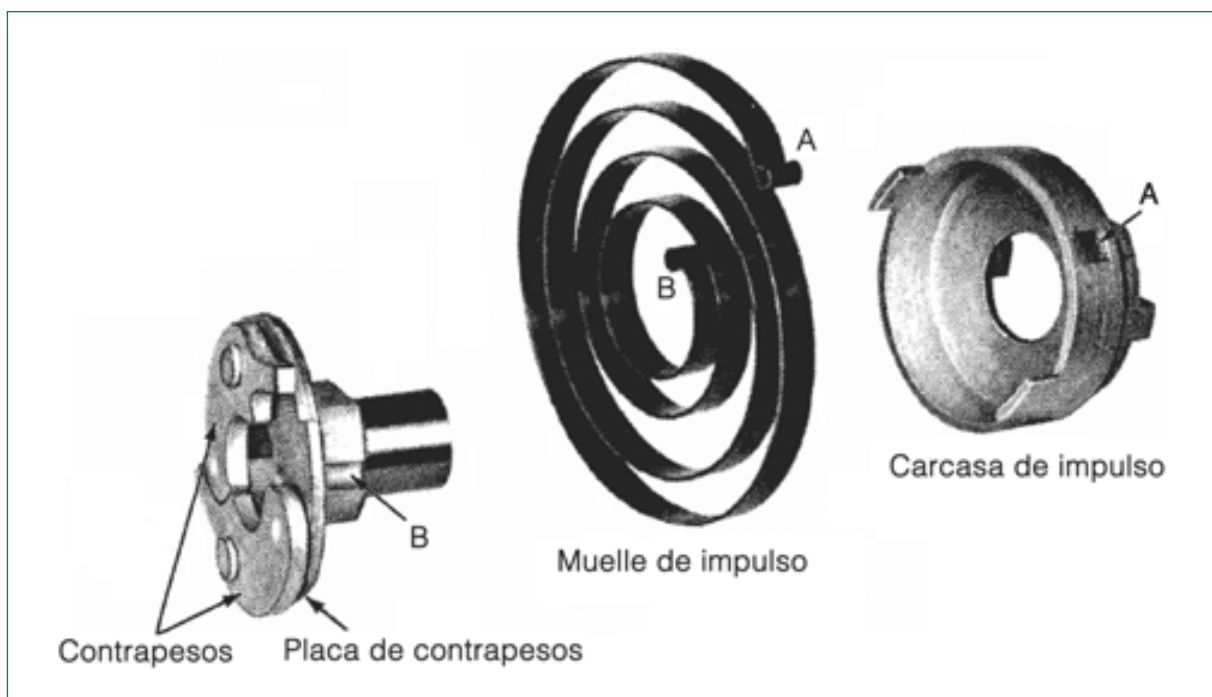


Figura 6. Partes del acoplador de impulso.

¹¹ A bajas velocidades de giro del motor, y por lo tanto del eje del rotor de la magneto, ésta no es capaz de producir una chispa adecuada.

Durante el arranque, el movimiento de la carcasa de impulso y de la placa de contrapesos (o lo que es lo mismo del eje del motor y del eje del rotor de la magneto) unidos por el muelle se hace conjuntamente hasta que la parte saliente de uno de los contrapesos hace tope en un punto de parada situado en el marco de la magneto.

Este punto de parada retiene la placa de contrapesos mientras que la carcasa de impulso sigue girando con el cigüeñal del motor, comenzando a cargar en este movimiento relativo de un eje respecto a otro el muelle de impulso que se encuentra dentro de la carcasa.

La carcasa sigue girando hasta que llega al punto donde están parados los contrapesos. En este momento unos salientes de la carcasa, empujan la parte saliente de los contrapesos en un punto de contacto provocando un giro del contrapeso sobre su punto de giro y consiguiendo, de esta manera, pasar el punto de parada.

En este momento, el muelle, que se ha tensado hasta entonces, se destensa acelerando la placa de contrapesos y el eje del rotor de la magneto.

Debido al retraso en el giro del eje del rotor respecto al del cigüeñal y la aceleración del eje del rotor de la magneto, la chispa ocurre en el punto óptimo para el encendido del motor y el voltaje entre los contactos es mayor, respectivamente.

El número de grados que la carcasa de impulso gira desde que la placa de contrapesos se para (punto fijo de avance del encendido) hasta que vuelve a girar una vez se ha pasado el punto de parada (punto óptimo de encendido en el arranque) recibe el nombre de ángulo de retraso.

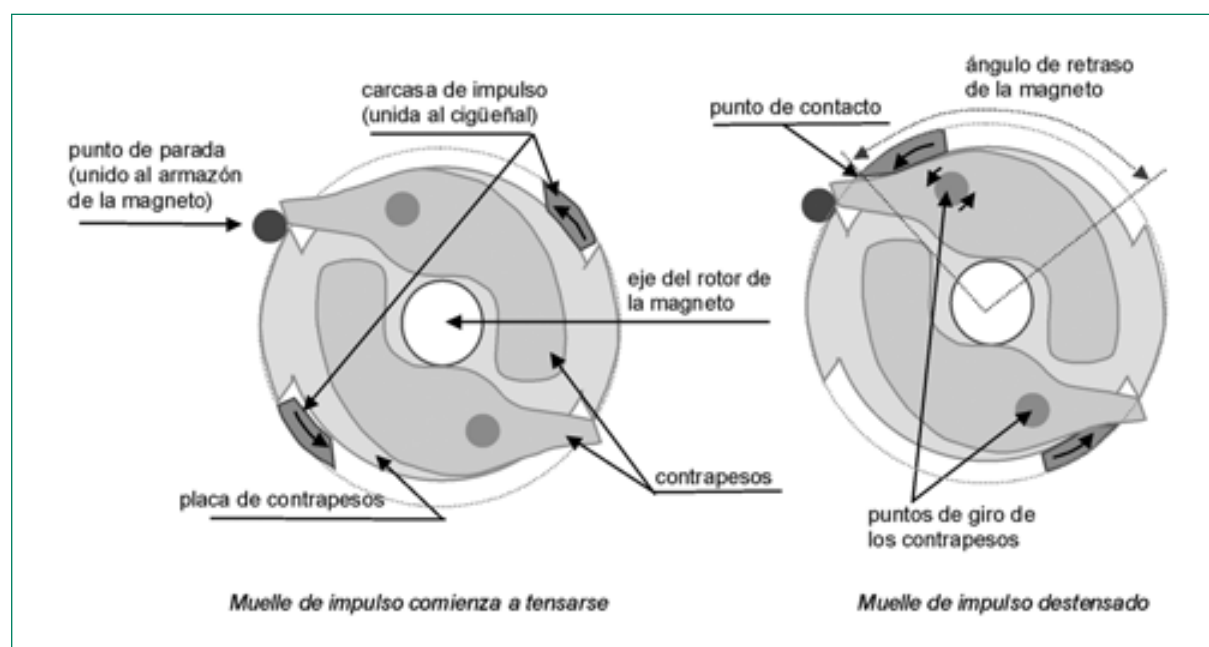


Figura 7. Funcionamiento del acoplador de impulso.

La parte saliente de los contrapesos tropezará completamente hasta 175 rpm aproximadamente y dejarán de tropezar por encima de 350 rpm. Como los contrapesos son capaces de pivotar sobre los puntos de giro, a altas revoluciones la fuerza centrífuga hace que el extremo más pesado del contrapeso salga hacia fuera causando que la parte que hace contacto con el punto de parada se meta hacia dentro y por lo tanto evitando el contacto.

Con los contrapesos sin hacer contacto, la magneto vuelve a hacer la ignición en el punto de avance fijado para que el motor proporcione máxima potencia a revoluciones del motor de despegue y crucero. A partir de este momento, el muelle deja de cargarse y descargarse pero sigue transmitiendo el movimiento que llega del motor de la aeronave al rotor de la magneto.

1.9.2. *Mantenimiento de la magneto*

Las magnetos de la serie 4300 tienen definidas, tanto por el fabricante de la magneto en su documento «L-1363: 4300/6300 SERIES Magneto Maintenance and Overhaul Manual» como en los manuales y programa de mantenimiento de la aeronave, inspecciones cada 100 y 500 horas.

En la planificación definida por el fabricante de la aeronave en el manual de mantenimiento, se establece que las inspecciones a las magnetos (tanto de 100 como de 500 horas) se realizarán de acuerdo con los boletines de servicio específicos para cada marca de magneto.

En la revisión de 100 horas no se definen tareas específicas de inspección al acoplador de impulso, pero en la revisión de 500 horas se incluye el desmontaje, limpieza, inspección detallada y engrase de todas las partes del acoplador de impulso.

El boletín de servicio de Slick SB-2-80C de fecha 1 de abril de 1991 establece que las magnetos de las series 4300/6300 deben ser inspeccionadas externamente cada 100 horas e internamente cada 500 horas. El tiempo total en servicio no debe exceder el TBO (*time between overhaul*) marcado por el fabricante para el motor en el que está instalada la magneto.

La última revisión de 500 horas realizada a la magneto fue el 25/05/01 cuando la aeronave tenía un total de horas de 9.155:04 y el motor contaba con 5.552:08 horas. Esta revisión fue realizada por el explotador de la aeronave ya que, además de estar autorizado como escuela, es un centro de mantenimiento autorizado JAR-145 por la Dirección General de Aviación Civil. Según las revisiones establecidas, la siguiente revisión de 500 horas (en la que sería revisado el acoplador de impulso) debería haberse realizado a las 9.655:04 horas de la aeronave y a las 6.050:08 horas del motor. De acuerdo con estos datos, en el momento del accidente se había sobrepasado el periodo entre revisiones de 500 horas en, aproximadamente, 50 horas.

2. ANÁLISIS

El día 13 de mayo de 2003, la aeronave EC-HQD había iniciado la actividad a las 09:00 horas. Por la mañana se habían llevado a cabo 3 vuelos de una hora de duración aproximadamente con intervalos de descanso entre vuelos de 60 minutos. Después de un periodo de descanso de 3 horas, la actividad de tarde de la aeronave comenzó a las 17:00 horas, donde se realizó un vuelo de instrucción de unos 90 minutos, un descanso de 1 hora, y el despegue del que sería el vuelo del suceso.

Los tres primeros vuelos de la mañana fueron realizados por dos instructores, ninguno de los cuales, según la información disponible, notificó ninguna anomalía en la aeronave. Los dos últimos vuelos de la tarde tuvieron un instructor distinto y después del incidente declaró que la única anomalía que notó fue que la velocidad de ascenso era menor a la habitual. Las condiciones meteorológicas de elevadas temperaturas en la zona sur de España y las horas en las que se produjeron las operaciones podrían haber afectado, tal y como apunta el piloto, al rendimiento del motor.

Las condiciones meteorológicas descartan igualmente la posibilidad de que se hubiera producido hielo en el carburador, cuyos síntomas son muy parecidos a los descritos por el piloto.

En cuanto al sistema de combustible se comprobó la existencia de combustible en la aeronave quedando corroborado por la cantidad recogida por personal de la compañía en el lugar del accidente (aproximadamente unos 30 litros) y por la cantidad de unos 5 litros que, aún así, quedaban en el depósito cuando se realizó la inspección por la CIAIAC en el hangar. Estos datos son coherentes con los cálculos realizados en base al tiempo de funcionamiento del motor y el gasto medio de la aeronave de combustible después del último repostaje.

Igualmente se descartó la obstrucción en el sistema de tuberías y otros elementos del sistema de combustible, incluida la bomba eléctrica, que hubiera podido taponar la llegada de combustible al motor.

Después de eliminar estas opciones que, en un principio, hubieran podido estar relacionadas con los síntomas descritos por el piloto, y realizar todas las inspecciones descritas en el apartado 1.8, se descubrieron dos elementos que presentaban un funcionamiento incorrecto: una bujía y la magneto izquierda.

En este motor, como en otros motores Lycoming, sólo una de las magnetos (siempre instalada en la izquierda) estaba equipada con un acoplador de impulso que permite solucionar dos particularidades que se producen en el arranque del motor. Estas particularidades se producen por la baja velocidad a la que gira el cigüeñal del motor en el arranque y consisten en que la magneto es incapaz de generar una chispa de calidad para provocar la explosión de la mezcla en el cilindro y producir la ignición en un punto más cercano al punto muerto superior del pistón de lo normal.

El acoplador de impulso está diseñado para actuar en el arranque, donde de hecho, sólo se selecciona la magneto izquierda hasta que el motor alcanza las revoluciones adecuadas y ambas magnetos producen la ignición en el punto óptimo para velocidades de despegue y crucero. Si el muelle de impulso de la magneto hubiera estado roto antes de producirse el inicio del último vuelo, éste no se hubiera podido realizar ya que esta magneto no habría sido capaz de arrancar el motor¹² o, al menos, habría presentado signos de mal funcionamiento que no fueron detectados en el chequeo prevuelo y durante los 60 minutos que estuvieron volando antes de que producirse la pérdida de potencia. Por lo tanto, se puede suponer que la rotura del muelle de impulso se produjo en vuelo.

El muelle de impulso una vez la aeronave está en régimen de crucero, deja de ejercer sus funciones en el arranque y actúa como mecanismo de transmisión del movimiento que viene del motor al eje del rotor de la magneto. En el caso de un mal funcionamiento del muelle, como en este caso, la transmisión del movimiento deja de hacerse a través de él y se realiza mediante el contacto de los salientes de la carcasa de impulso (que en el arranque tocan con los contrapesos) con los salientes de la placa de contrapesos. El efecto de esta nueva situación es que se produce un retraso del encendido. En opinión del fabricante de la magneto, la rotura del muelle de impulso provocaría un retraso tal que el nuevo punto de ignición estaría situado a 5° del punto muerto superior.

Este retraso del encendido de una magneto supondría, según el fabricante, una pérdida de potencia de unas 100 rpm ya que aunque la magneto izquierda no provocara una combustión efectiva (el ciclo de explosión no es eficaz cuando la ignición se realiza en un punto tan cercano del punto muerto superior), la magneto derecha seguiría realizando la ignición en el punto óptimo (alrededor de 20°).

Sin embargo, en el caso del incidente, además del problema de la magneto se añadió el hecho de que una bujía estaba cortocircuitada. En la inspección realizada en el hangar se comprobó la configuración de conexión de las bujías con las magnetos y se encontró que la bujía inferior del cilindro 2, la que no proporcionaba chispa, estaba conectada con la magneto derecha.

Esto se debió traducir en que uno de los cuatro cilindros, el número 2, tenía alimentación de una magneto que estaba realizando la ignición en un punto muy cercano al punto muerto superior y que la otra bujía estaba cortocircuitada no produciendo ninguna ignición en la mezcla. Por lo tanto, se considera que esta podría ser la causa de que se produjera la disminución de revoluciones en la aeronave.

¹² El acoplador de impulso permite acelerar el eje del rotor de la magneto para que éste genere una chispa adecuada y retrasar el punto de ignición ya que, a bajas velocidades de giro del cigüeñal, se puede llegar a producir el giro en sentido de contrario del mismo (llamado *kickback*) si la ignición no se hace más cerca del punto muerto superior.

La aeronave había pasado una revisión de 100 horas el día 09/05/03, es decir cuatro días antes de producirse el incidente. En estas revisiones, el acoplador de impulso no es revisado ya que sólo se efectúan inspecciones internas en las de 500 horas. En este sentido, la aeronave había sobrepasado en 50 horas el periodo entre revisiones de 500 horas. No obstante, las tareas de mantenimiento internas definidas en el manual del fabricante para este tipo de magneto, no especifican en concreto la inspección del muelle de impulso, siendo la única tarea explícita relacionada con él la de lubricar con aceite de motor.

Por último, el motor de arranque estaba «engranado» cuando se realizó la inspección en el hangar, lo que indica que la aeronave se intentó arrancar en algún momento. Tanto el personal de la compañía presente en la inspección por la CIAIAC como el piloto niegan haber realizado un procedimiento de arranque del motor ni durante la maniobra de emergencia ni una vez en tierra después del aterrizaje.

3. CONCLUSIONES

3.1. Compendio

- El piloto contaba con una licencia válida y en vigor.
- La aeronave poseía un certificado de aeronavegabilidad válido y en vigor.
- La última revisión realizada a la aeronave había sido el día 09/05/03.
- La bujía inferior del cilindro 2 estaba cortocircuitada.
- La bujía inferior del cilindro 2 estaba conectada a la magneto derecha.
- La magneto derecha no tenía ningún sistema para modificar el avance del encendido, era una magneto convencional.
- La magneto izquierda tenía un acoplador de impulso cuyo muelle estaba fracturado por dos partes.
- La última revisión de 500 horas realizada a la magneto fue el 25/05/01 cuando la aeronave tenía un total de horas de 9.155:04 y el motor contaba con 5.552:08 horas.
- En el momento del accidente el motor contaba con 6.102 horas y 14 minutos, habiendo rebasado en 50 horas y 6 minutos el intervalo establecido entre revisiones de 500 horas.

3.2. Causa

Se considera como causa probable de la pérdida de potencia que obligó a la aeronave a realizar un aterrizaje de emergencia, la práctica inoperatividad del cilindro número 2 debido a la rotura del muelle de impulso de la magneto izquierda, con el consiguiente retardo del encendido hasta un punto muy cercano al punto muerto superior, y a la inexistencia de chispa en la bujía conectada a la magneto derecha por estar cortocircuitada, impidiendo que ésta realizara la combustión de la mezcla en el punto de avance del encendido adecuado.

ANEXO A

Conceptos generales sobre magnetos

1. El giro del cigüeñal del motor se transmite al eje del rotor de la magneto mediante una serie de engranajes en la zona de accesorios del motor (en la figura A1 se muestra el diagrama de engranajes para el motor Lycoming O-235).
2. Con el giro del eje de la magneto, los imanes producen un campo magnético que es transformado en corriente de alta tensión a través de las bobinas de alta y baja.
3. Por medio de una leva y una unidad magnética rotatoria de dos polos se genera el flujo magnético y se provoca la energía para una chispa de alta tensión, que es distribuida al cilindro adecuado a través de los cables de distribución.

En el caso de motores de cuatro cilindros la magneto produce 4 chispas en 720 grados de rotación del cigüeñal.

Avance al encendido

Debido a que la inflamación de la mezcla no se lleva a cabo de forma instantánea, la chispa en las bujías debe producirse antes de que el pistón llegue al punto muerto superior de su recorrido, produciéndose así lo que se denomina avance del encendido.

El avance del encendido, por lo tanto, tiene como objetivo optimizar el proceso de combustión de la mezcla evitando que se desaproveche la explosión (si la ignición se produce cuando el pistón está muy cerca del punto muerto superior) o que, en caso extremo, el frente de llama alcance la cara superior del pistón mucho antes de que éste llegue al punto muerto superior produciendo un retroceso del pistón (si la ignición tiene lugar mucho antes de que el pistón llegue al punto muerto superior).

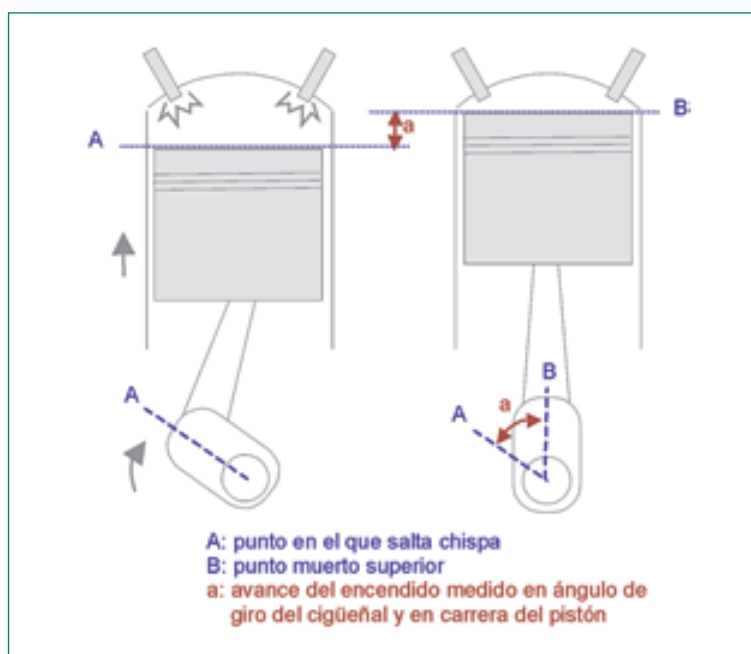


Figura A2. Avance del encendido.

El avance del encendido se mide en milímetros de carrera lineal del pistón o en grados de giro del cigüeñal y, entre otros factores, varía en función de la velocidad de giro del cigüeñal, de tal forma que a bajas velocidades del motor la chispa debe hacerse saltar más cerca del punto muerto superior y a altas velocidades la chispa debe saltar más lejos.

Entre los mecanismos mediante los que se consigue variar el momento en el que salta la chispa en las bujías, es decir, el avance del encendido, se encuentra el centrífugo que utiliza un sistema de contrapesos que actúan según la velocidad de giro del motor. Las magnetos que llevan este tipo de dispositivos reciben el nombre de magnetos con acoplador de impulso (*impulse coupling magnetos*).

Los motores Lycoming pueden usar tres tipos de magnetos: las convencionales (magnetos que no llevan dispositivos que modifican el avance del encendido y trabajan con un avance fijo), las que llevan acoplador de impulso y las de ruptor de retardo (*retard breaker magnetos*).

En el caso de que sólo una de las dos magnetos de la aeronave tenga dispositivo de avance del encendido (bien mediante el acoplador de impulso o bien mediante el ruptor de retardo), siempre va instalada en el lado izquierdo del motor. En este caso (como sucede en muchos motores Lycoming que sólo tienen la magneto izquierda con acoplador de impulso) el motor debe arrancarse con la magneto izquierda seleccionada.