

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 16 de julio de 2012; 14:38 LT¹
Lugar	San Rafael (Ibiza, Illes Balears)

AERONAVE

Matrícula	EC-HMD
Tipo y modelo	AIR TRACTOR 802
Explotador	Martínez Ridao Aviación, S.L.

Motores

Tipo y modelo	PT6A67AG
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	30 años
Licencia	CPL(A)
Total horas de vuelo	1.967 h
Horas de vuelo en el tipo	420 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	N/A

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	27 de noviembre de 2013
---------------------	--------------------------------

¹ La referencia horaria en el informe es la hora local (UTC - 2).

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave modelo AT-802 despegó del aeropuerto de Ibiza para participar en las labores de extinción de un incendio declarado en la isla de Mallorca. Durante el ascenso, cuando se encontraba a una altura de entre 800 y 900 ft sobre el terreno el piloto advirtió que el motor perdía potencia sin aparentemente pararse totalmente (N1 por encima del 50%). Inmediatamente soltó la carga de agua y buscó un lugar donde aterrizar. Aplicó el procedimiento de re-arranque en vuelo sin lograr recuperar la potencia necesaria para continuar el vuelo, por lo que procedió a tomar en el campo elegido. Como resultado de la toma de emergencia la aeronave sufrió diversos daños en los planos, la hélice y la parte delantera del fuselaje. El piloto resultó ileso.

1.2. Información sobre el personal

El piloto era titular de una licencia de piloto comercial con la habilitación de AT-802 en vigor hasta el 31/03/2014 y contaba con la habilitación de agroforestal válida hasta el 01/03/2013. Su certificado médico estaba en vigor.

Acumulaba una experiencia de 1.967 h de vuelo, de las cuales 420 habían sido voladas en el tipo de avión AT-802.

En los últimos 90 días había volado 18:30 h, 6:35 h en los últimos 30 días y en las últimas 24 h había volado 55 minutos.

1.3. Información sobre la aeronave

El Air Tractor AT-802 es un monoplano de ala baja y construcción metálica diseñado especialmente para actividades agrícolas y contraincendios.

El agente extintor se almacena en un depósito o «Hopper» con una capacidad de 3.030 l.

Monta un motor turbohélice PT6A-67AG de 1350 hp (potencia máxima al despegue) que propulsa una hélice marca Hartzell de velocidad constante y con capacidad de empuje reversible.

El certificado de revisión de la aeronavegabilidad (ARC) de la unidad accidentada había sido emitido el 16/05/2012, con un año de validez.

La célula contaba con 1.586:50 h totales de vuelo mientras que el motor acumulaba 2010:10 h de funcionamiento. Tanto la célula como el motor habían sido sometidos a

una revisión periódica (100 h) en mayo de 2012, de acuerdo con el programa de mantenimiento aprobado. Según los registros de mantenimiento del motor, este había sido sometido a las pertinentes inspecciones periódicas (incluida la última de 100 h) y los componentes con vida limitada se encontraban dentro de los valores establecidos. El motor ha de someterse a una revisión general (overhaul) cada 3.000 h para la que aún le quedaban 989:50 h.

Desde su incorporación a la base de Ibiza a finales de mayo había volado un total de 24 h sin que en los partes de vuelo correspondientes figurase intervención de mantenimiento alguna ni discrepancias reportadas por la tripulación.

Esta aeronave había sido destacada sistemáticamente en el aeropuerto de Ibiza desde el año 2006 en intervalos más o menos largos durante las campañas contraincendios anuales. El tiempo total estacionada en ese aeropuerto durante este período superaba los 24 meses. Este aeropuerto se encuentra junto al mar y limítrofe con el humedal *Ses Salines*, donde existe una explotación para la extracción de sal. La información recabada del personal de empresas de mantenimiento de aeronaves allí basadas y del personal del mismo aeropuerto confirmó el hecho de que el ambiente es muy húmedo y altamente corrosivo y que ello afecta en gran medida a los sistemas y equipos.

El control de la planta motopropulsora se gestiona a través de una palanca de potencia, una palanca de control de régimen de la hélice y una palanca de condición o «Start Control». Esta última dispone de una posición de corte o «cut-off», una posición intermedia o «run» y una posición de «flight idle» que mantiene un régimen mínimo de ralentí en vuelo asegurando una rápida respuesta del motor en caso de una demanda brusca de potencia en vuelo.

El manual de vuelo establece el procedimiento a seguir en caso de parada de motor en vuelo («engine flame-out»). La identificación de tal situación se basa fundamentalmente en una caída de la temperatura a la salida de la turbina del compresor (ITT), así como del par (Torque) y velocidad del compresor (Ng). La causa más habitual suele ser una falta de suministro del combustible si bien puede venir originada por inestabilidad en el funcionamiento del motor. Tan pronto como se restablece el flujo de combustible o se elimina la causa de inestabilidad se puede proceder al re-arranque del motor en vuelo.

Para ello ha de asegurarse el flujo de combustible (mediante el encendido de la bomba «boost») y la ignición de la mezcla (situando la palanca de ignición en la posición «continuous»). Adicionalmente la palanca de potencia ha de retrasarse a la posición «Idle». Si las revoluciones del compresor (Ng) no han caído por debajo del 50% esto suele ser suficiente para re-arrancar el motor sin necesidad de acometer el procedimiento de arranque completo.

En caso de que no se consiga re-arrancar el motor deberá prepararse un aterrizaje de emergencia sin potencia, abanderando la hélice para mejorar el planeo, cerrando la

válvula de combustible y la palanca «Start Control», extendiendo los flaps completamente y ajustando la velocidad a unos 70 kt hasta el momento de la recogida.

1.3.1. La unidad de control de combustible (FCU)

La unidad de control de combustible, de tipo hidromecánico, es la encargada de gestionar la cantidad de combustible en función de la presión de descarga del compresor y de su velocidad de rotación (N_g), para una posición determinada de la palanca de gases y de la palanca de condición (fig. 1).

El flujo de combustible enviado desde la bomba es regulado mediante la válvula de flujo de combustible (ítem 1). El movimiento del rotor de la propia válvula modifica el área del orificio de salida ajustando así el flujo al requerido en cada momento. El exceso de combustible retorna a los tanques de combustible.

La acción de la presión de descarga del compresor (P_3) se materializa a través de un diafragma (ítem 2) que se expande o comprime en función de la presión descargada desde el compresor.

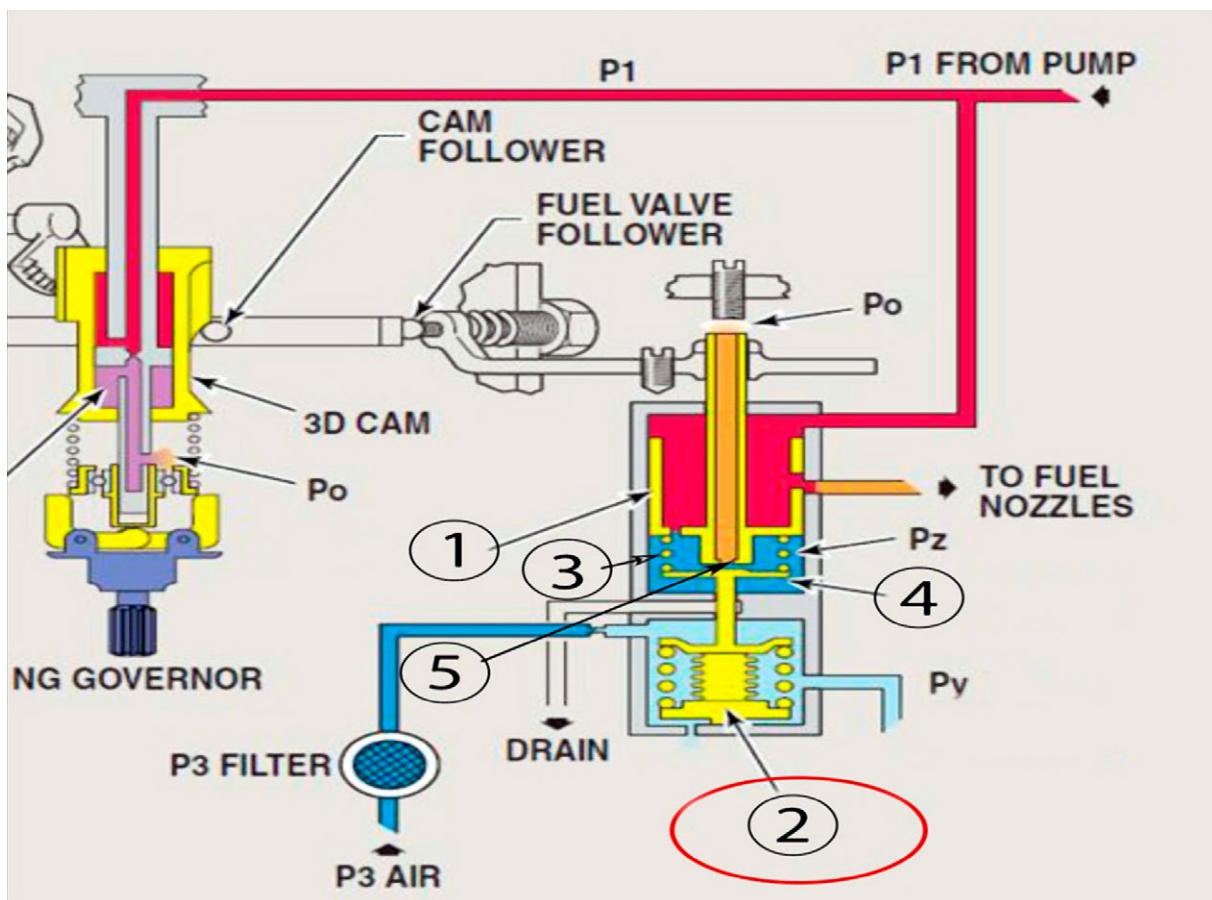


Figura 1. Efecto de la presión de descarga del compresor en la FCU

Un incremento en P3 produce una contracción del diafragma. A medida que se contrae, un muelle sujeto al rotor (ítem 3), empuja contra el asiento (ítem 4). El asiento se separa del rotor y más combustible fluye a través del orificio (ítem 5) produciendo un descenso en la presión intermedia Pz. La presión de la bomba (P1) hace descender el rotor. El descenso del rotor incrementa la sección de paso y el flujo de combustible hacia los inyectores aumenta.

De manera contraria, un descenso en la presión P3 se traducirá en un descenso del suministro de combustible.

En el año 2006 el fabricante del motor emitió el Boletín de servicio 14389² con el objetivo de reducir el riesgo de una posible pérdida en el diafragma que pudiera resultar en una pérdida de potencia irrecuperable en el motor («roll-back»). El Boletín preveía la sustitución de la unidad de control de combustible por otra que incorporaba un nuevo diafragma más robusto y un deflector de flujo de aire que, proveniente del compresor, incidía sobre la superficie del diafragma acelerando su degradación. El boletín indicaba que los casos de fugas detectados tenían su origen en irregularidades en el material de construcción del diafragma, sin hacer alusión alguna a un problema de corrosión.

Las dos primeras versiones del boletín recomendaban la implementación del mismo cuando quiera que el motor de desensamblara y se tuviera acceso a la FCU (categoría 5³). En su última revisión, la n.º 3 emitida en enero de 2011, se modificó su categoría que pasó a ser 3 recomendando su implementación en un periodo no superior a 500 h o un año desde su publicación únicamente para las versiones del motor -67AG y -67AF montadas en aeronaves monomotor. Según la información recabada del fabricante, el boletín se encuentra en proceso de revisión, estando previsto que pase a categoría 3 para todas las versiones a las que afecta el boletín.

En la revisión programada de 100 h, se ha de inspeccionar la FCU revisando su estado general exterior, la posible existencia de grietas o pérdidas de combustible. Estas tareas no permiten conocer el estado del diafragma por tratarse de un componente interno sin acceso directo.

² P&WC Service Bulletin 14389. Fecha de Publicación: 3/07/2006. El boletín fue modificado por:

- P&WC Service Bulletin 14389R1. Fecha de Publicación: 26/06/2007.
- P&WC Service Bulletin 14389R2. Fecha de Publicación: 23/04/2009. Extendía la aplicabilidad del boletín a los modelos convertidos -67AG como era el caso del motor montado en el avión del incidente.
- P&WC Service Bulletin 14389R3. Fecha de Publicación: 27/01/2011.

³ La lista de códigos de cumplimentación de los boletines de servicio se expone en el documento SIL NO GEN-030-R2, donde se menciona explícitamente que el código de cumplimentación asignado a cada boletín es una recomendación, no un requisito de aeronavegabilidad.

Existen 10 códigos diferentes que van desde la categoría 10, que corresponde a un boletín que se emite con el único objetivo transmitir información, hasta la categoría 1 que recomienda la implementación antes del siguiente vuelo. La categoría 5 recomienda la implementación cuando el motor de desmonte y se tenga acceso al módulo específico sobre el que haya que actuar. La categoría 3 recomienda la implementación antes de un determinado número de horas de vuelo o ciclos de funcionamiento del motor.

La FCU de este motor fue enviada al fabricante en agosto de 2010 por problemas en el arranque. Durante las pruebas realizadas se confirmó la existencia de desajustes en el proceso de arranque y aceleración. Se corrigieron deficiencias en el par de apriete y sellado de la sujeción del diafragma a la FCU. La orden de trabajo no incluía la implementación del Boletín de servicio 14389, que en aquella época se encontraba en su revisión n.º 2.

Todos los motores PT6A destinados a su uso en aviones mono-motores cuentan con un mecanismo que posibilita el control manual de flujo de combustible, actuando directamente sobre la válvula de flujo en caso de que un fallo neumático falsee la señal de P3 proveniente del compresor (sistema conocido como MOR de «Manual Override»). Si así lo decide el fabricante del avión, este mecanismo del motor se conecta con una palanca de emergencia instalada en cabina. De esta manera ante un fallo en la FCU, el piloto puede recuperar y controlar la potencia del motor y así continuar el vuelo hasta el aeródromo más próximo. El uso del sistema queda restringido exclusivamente a situaciones de emergencia y debe hacerse con especial cuidado para evitar exceder los límites de funcionamiento del motor.

Ni el avión accidentado ni ningún otro de la flota del operador cuentan con este sistema, si bien, a raíz de este incidente, la dirección de la compañía ha decidido que requerirán su implementación en las futuras unidades que se incorporen a la flota.

Otros operadores nacionales de este modelo de avión consultados tampoco lo han implementado. El fabricante del Air Tractor ha confirmado que es una opción que se ofrece a sus clientes pero que no es habitual que aquellos soliciten su instalación. Su instalación sí es el estándar en otro tipo de aeronaves de un solo motor orientadas al transporte de pasajeros.

1.4. Información meteorológica

La visibilidad era muy buena y el viento en la zona del aeropuerto era de componente SE con una intensidad en torno a los 10 kt.

1.5. Comunicaciones

A las 14:24, tras el despegue, la aeronave estableció contacto con el Centro de Control de Área (ACC) de Palma que le notificó que no había tráfico alguno notificado en su ruta hacia la isla de Mallorca.

A las 14:25 llamó de nuevo al ACC en llamada de socorro (triple MAYDAY) e informando de que tenía una pérdida total de potencia. El controlador ACC le preguntó si regresaba a Ibiza a lo que el piloto respondió negativamente.

A las 14:26 el controlador del ACC informó a la Torre de Ibiza sobre la emergencia, le solicitó que parara todos los despegues y coordinó con otro controlador del ACC la

transferencia de las aeronaves bajo su control para concentrarse en la aeronave en emergencia.

Tanto desde el ACC como desde la Torre intentaron contactar de nuevo con la aeronave en varias ocasiones sin obtener respuesta.

A las 14:44 la Torre informó al controlador del ACC de que la aeronave había realizado un aterrizaje de emergencia y que el piloto estaba sano y salvo, según el testimonio de guardias forestales que se encontraban en la zona del aterrizaje.

1.6. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave tomó tierra en un claro y con rumbo aproximado 140° en dirección perpendicular a una hilera de árboles que a su vez transcurre paralela a una línea de cables eléctricos.

A unos 200 m de estos obstáculos, se identificaron las primeras señales de las ruedas del tren de aterrizaje y unos 10 m más allá marcas más profundas y continuas sobre el terreno evidenciaban acción sobre los frenos. El avión continuó la carrera de aterrizaje durante unos 80 m durante los que golpeó varios árboles que acabaron frenando su carrera. Los sucesivos impactos con los árboles produjeron daños en la hélice (dos de las cinco palas presentaban deformación), parte izquierda e inferior del fuselaje en la zona del motor así como en los bordes de ataque de los planos.

El depósito izquierdo estaba completamente lleno de combustible mientras que el derecho se encontraba aproximadamente a la mitad de su capacidad.

La palanca de gases se encontraba en posición «idle», el paso de la hélice en bandera y la palanca de condición en corte de combustible «cut-off». El «Hopper» estaba vacío. Los flaps estaban completamente desplegados.

1.7. Información de organización y gestión

La compañía operadora cuenta con una aprobación como organización de gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad (CAMO) y como organización de mantenimiento P-145⁴.

El manual de procedimientos de la CAMO (CAME) contiene una exposición de la política de la compañía respecto de la incorporación de modificaciones no obligatorias entre las que se encuentran los boletines de servicio del fabricante:

⁴ Referencias de aprobación ES.MG.106 y ES.145.195 respectivamente.

«Esta información es procesada por el responsable de la operación el personal técnico de mantenimiento, el responsable de cumplimiento de la Subparte G de la Parte M y responsable de gestión de mantenimiento de la aeronavegabilidad; que junto con el gerente responsable tomarán la decisión de incorporar las modificaciones no obligatorias.

Los criterios para incorporar estas modificaciones son:

1. Facilitar y optimizar el mantenimiento de las aeronaves.
2. Mejorar las prestaciones de la aeronave.
3. Experiencia adquirida con la operación.»

En la misma línea el manual de la organización de mantenimiento P-145 (MOE) establece:

«En el caso de publicaciones de carácter no mandatorio se decidirá su incorporación o no, una vez se haya realizado el oportuno estudio del problema que permita tomar la decisión de su incorporación a una aeronave o flota concreta.»

Para el caso concreto del SB14389, se decidió no implementar el boletín en sus versiones inicial y revisiones 1.^a y 2.^a. Cuando se recibió y estudió la revisión n.º 3, se decidió su incorporación a la flota y se definió un programa de sustitución de las FCU.

El número de FCU afectadas era de doce y se fueron enviando sucesivamente para su modificación de manera que a fecha del accidente habían sido modificadas nueve unidades, estando prevista la modificación de la del avión accidentado a la finalización de la campaña de extinción de incendios forestales en Baleares, el 30 de septiembre. Esto suponía sobrepasar los períodos máximos recomendados por el fabricante, que establecía enero como fecha límite. Según el responsable de mantenimiento esto no se consideró preocupante porque el número de horas voladas desde la publicación del boletín en ningún caso superaría el valor límite establecido (500 h).

El 29 de octubre se completó la sustitución de todas las unidades de control de combustible.

1.8. Ensayos e investigaciones

1.8.1. Inspección en el campo

Se comprobó el funcionamiento del sistema de encendido que resultó satisfactorio.

El sistema de combustible tampoco mostró anomalía alguna. Había combustible en las tuberías de suministro a los inyectores y se verificó el funcionamiento de la bomba que suministraba el caudal esperado. No se encontraron restos de agua en el separador y el análisis de la muestra de combustible extraída del avión no evidenció anomalía alguna en su composición.

Los mandos del motor transmitían las acciones en cabina hasta la unidad de control con continuidad y sin obstrucción alguna.

Se comprobó el nivel de aceite que resultó adecuado. Se confirmó el funcionamiento satisfactorio del detector de partículas y se tomó una muestra de aceite para su análisis posterior que no proporcionó indicio alguno de concentraciones metálicas que indicaran desgastes anormales.

Se realizó una inspección boroscópica in situ de la zona caliente del motor sin observar tampoco daños que justificaran una parada no intencionada del motor.

1.8.2. Inspección en el fabricante

Se envió el motor al fabricante donde se realizó una prueba del mismo en banco.

Como resultado de la misma se observó que el motor revertía a potencia de mínimo flujo de combustible como consecuencia de una pérdida de presión en el diafragma encargado de transmitir la señal de presión de descarga del compresor (P3) a la unidad de control de combustible. Utilizando un control de combustible sustitutivo, el motor se comportó satisfactoriamente.

Se desmontó el diafragma de la unidad de control de combustible y una primera inspección visual del mismo reveló la existencia de corrosión en su superficie externa (figura 2). Se envió al fabricante (Woodward) para someterlo a un estudio detallado en laboratorio. El informe del laboratorio concluyó que la fuga se había producido cuando la corrosión originada en la cara externa progresó lo suficiente para alcanzar un defecto preexistente en la cara interna de la superficie del diafragma.

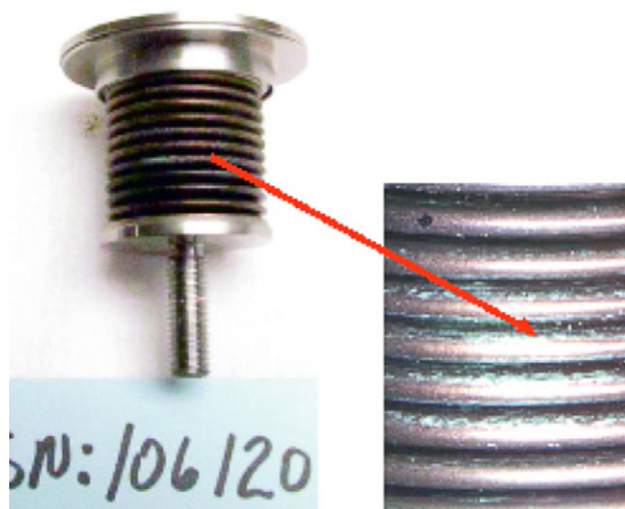


Figura 2. Detalle de la zona corroída en el diafragma

1.8.3. *Declaración del piloto*

Despegó con los depósitos llenos de combustible, alcanzando sin problema la potencia de despegue y abandonó el circuito en curso a Mallorca. A continuación redujo potencia según procedimiento y continuó con el ascenso. Cuando se encontraba entre 800 y 900 ft sobre el terreno notó que el motor perdía potencia. Lo primero que hizo fue soltar la carga de agua y buscar un campo para aterrizar. Una vez hecho esto comenzó con el procedimiento de re-arranque en vuelo, accionando la ignición continua y comprobando que la llave de combustible («Start control») estaba abierta y que el indicador de vueltas del compresor (Ng) superaba el 50% si bien el indicador de par-motor estaba a cero. El resto de los instrumentos de motor no los chequeó por falta de tiempo. A continuación accionó la bomba auxiliar de combustible («boost») sin obtener respuesta alguna del motor. Realizó la aproximación y la toma en el campo elegido y paró el motor abanderando la hélice. La toma la realizó con los flaps totalmente extendidos. Indicó que la palanca de gases se mantuvo en posición «Idle» durante todo el tiempo desde el fallo de motor a excepción de accionamientos puntuales con el objetivo de comprobar la respuesta del motor.

1.8.4. *Antecedentes y acciones correctoras*

Se han documentado varios accidentes relacionados con fugas en los diafragmas encargados de enviar la señal de descarga del compresor a la FCU en motores PT6A⁵.

Según la información proporcionada por el fabricante los incidentes en servicio relacionados con la corrosión y perforación del diafragma corresponden a FCU montadas en motores modelo PT6A-60-A PT6A-65 y PT6A-67 y en algunos casos ha llevado asociados una parada de motor en vuelo (IFSD). El número de casos recabados en los últimos diez años es de 21 (sobre un total de 32,2 millones de horas de vuelo). Seis de ellos correspondían a aviones mono-motores de tipo agrícola y apagafuegos para los que la instalación de sistema MOR era opcional (versiones del motor: -60AG, -65AG y

⁵ Casos recopilados de la Base de Datos on-line del NTSB (National Transportation Safety Board):

- Accidente ocurrido el 14/12/2004 a la aeronave PC-12 matrícula N922RG con motor PT6A-67B. El NTSB determinó que la causa probable del accidente en fallo en el diafragma del FCU que originó una pérdida de potencia del motor y el posterior encuentro con terreno inapropiado durante el subsiguiente aterrizaje forzoso. La aeronave contaba con un sistema de emergencia de control de potencia que fue utilizado por el piloto excediendo los límites temperatura de la turbina (ITT).
- Accidente ocurrido el 14/9/2007 a la aeronave AT602 matrícula N8522P con motor PT6A-65. El NTSB determinó que la causa probable del accidente fue una pérdida en el diafragma a través de un orificio causado por la corrosión.

En 2001 el TSB (Autoridad investigadora canadiense) abrió una investigación como consecuencia de un aterrizaje forzoso ocasionado por una pérdida de potencia en vuelo de un avión modelo Pilatus PC-6T que montaba un motor del tipo PT6A-20. La investigación reveló que el motivo de la pérdida de potencia fue la rotura de un diafragma de la FCU como consecuencia de la corrosión. El informe publicado al finalizar la investigación señalaba como punto crítico el hecho de que la aeronave no contara con sistema de control de potencia de emergencia y que su instalación podría haber evitado el aterrizaje forzoso.

-67AG como es el caso del AT-802 del incidente), con una tasa de incidencia del fallo de 4×10^{-6} fallos/hora de vuelo.

En el año 2005 y tras el análisis de varios eventos de fallo de motor en vuelo del motor PT6A en su versión PT6A-67B, el fabricante detectó que el origen de los fallos estaba en la rotura del diafragma encargado de enviar la señal de presión de descarga del compresor a la FCU. La rotura se producía por la degradación del material asociada a la corrosión que era especialmente intensa en esa versión específica del motor instalado en el avión del tipo Pilatus PC 12, por la especial configuración de su limitador de par motor, que durante despegues insufla aire directamente sobre el diafragma.

Como resultado de estas investigaciones se introdujeron mejoras en el diseño del diafragma, haciéndolo más robusto e instalando un deflector que evitara la incidencia directa del aire sobre él. Estas mejoras fueron retroalimentadas en todas las series del motor PT6A-60 que utilizan el mismo tipo de diafragma, mediante la publicación de los correspondientes boletines de servicio en los años 2005 y 2006⁶. Fruto del seguimiento de la experiencia en servicio, la categoría de cumplimentación ha ido siendo actualizada y actualmente P&W está en proceso de asignar categoría 3 a todos estos boletines.

Según los datos proporcionados por el fabricante se estima que el número de unidades en servicio de las versiones del motor -60AG, 65AG y -67AG es de 589 de los cuales sólo 238 incorporaban los nuevos diafragmas a su salida de fábrica. Durante la investigación no ha sido posible recopilar información respecto al número de unidades modificadas durante su vida operativa.

Por su parte la autoridad supervisora (Transport Canada) indicó que se realizó un seguimiento del problema detectado en los diafragmas y de la evolución de las tasas de fallo que en un principio no indicaban la necesidad de convertir los boletines en obligatorios. También juzgó como suficiente la medida tomada por P&W en 2011 de modificar la categoría del boletín.

No obstante a la vista del entorno operacional en el que trabajan los aviones como el AT-802 que montan las versiones 67AG y 67AF y teniendo en cuenta los datos de cumplimentación voluntaria del boletín 14389 en su última revisión, *Transport Canada* planea emitir una Directiva de Aeronavegabilidad que convierta en obligatorio el Boletín de servicio para esas versiones del motor PT6A.

2. ANALISIS Y CONCLUSIONES

La corrosión del diafragma encargado de transmitir la presión de descarga del compresor a la unidad de control de combustible resultó en una interrupción del flujo

⁶ SB14371 emitido en abril del 2005 con categoría 3 para el modelo PT6A-67B.

SB13402 emitido en abril del 2005 con categoría 8 para el modelo PT6A-60AG.

SB13408 y SB14389 emitidos en julio de 2006 con categoría 5 para los modelos PT6A-64, PT6A-65AG, PT6A-65B, PT6A-66A, PT6A-66D, PT6A-67AF and PT6A-67AG.

de combustible al motor lo que se tradujo en una pérdida de potencia irreversible. Se han documentado varios antecedentes de este tipo de fallo que en aviones monomotores imposibilita una continuación del vuelo y obliga a un aterrizaje forzoso si el avión no monta un sistema opcional de control de potencia de emergencia.

El fabricante ha identificado el problema y ha emitido un boletín para la sustitución de las unidades de control de combustible susceptibles de sufrir fugas por otras con un diafragma más robusto. Si bien el nivel de criticidad de dicho boletín se ha ido incrementando con el tiempo, su aplicación no es obligatoria.

El operador estaba al corriente de la existencia de este boletín en sus diferentes versiones y optó por su implementación cuando se publicó la revisión 3 en la que el fabricante reducía los plazos recomendados para su cumplimiento. La incorporación del boletín se hizo paulatinamente en toda la flota lo que retrasó la intervención sobre el avión accidentado más allá del tiempo recomendado por el fabricante.

Aparentemente esta decisión se tomó en base al hecho de que no se excederían el número máximo de horas de vuelo establecidas en el Boletín (500 h), que es el criterio más comúnmente utilizado (junto con los ciclos) por P&W para establecer límites de implementación de los boletines de esa categoría.

El boletín de servicio no mencionaba la corrosión como posible desencadenante del fallo en el diafragma, por lo que el operador no conocía exactamente el origen del problema y no pudo ponderar la influencia del ambiente húmedo y salino en el que operaba la aeronave y que pudo haber acelerado la progresión de la corrosión. Una información más precisa de los motivos de emisión del boletín de servicio hubiera proporcionado más elementos de juicio a los responsables de mantenimiento para tomar una decisión.

La naturaleza del fallo hizo inútiles las acciones descritas por el piloto (accionamiento del encendido continuo y de las bombas auxiliares de combustible) que estaban en línea con lo establecido en el manual de vuelo para combatir una parada de motor (*Flame-out*) que se sobrevenga con un nivel mínimo de revoluciones del compresor (superior al 50%) y que típicamente es achacable a una interrupción o desestabilización transitoria del suministro de combustible al motor.

El disponer del sistema de control de potencia de emergencia hubiera dado al piloto la posibilidad de recuperar la potencia del motor y continuar el vuelo hasta un aeropuerto. No fue el caso ya que el operador no tiene instalado este sistema que es opcional y cuya instalación ni es obligatoria ni su uso parece muy extendido entre los operadores del Air Tractor.

Según los datos proporcionados por el fabricante, un alto porcentaje de los motores que montan los Air Tractor y otras aeronaves dedicadas a trabajos aéreos han salido de fábrica sin la modificación. La no implementación de los boletines que recomiendan la

sustitución de los diafragmas problemáticos, en confluencia con el carácter opcional del sistema de control de emergencia en aeronaves monomotor podría resultar en la repetición de situaciones como las del incidente.

Parece por tanto adecuado, en línea con lo manifestado durante la investigación por la autoridad canadiense supervisora del fabricante, que se tomen medidas que fuercen a los operadores a aplicar cuanto antes la modificación en todos aquellos motores con diafragmas susceptibles de sufrir pérdidas e instalados en aeronaves para los que un fallo de la FCU de este tipo impida continuar el vuelo y obligue a un aterrizaje de emergencia (esto es, aviones mono-motores sin sistema MOR instalado).

La baja altura a la que se encontraba no permitió acometer mayores comprobaciones al piloto, que procedió a la elección de un campo para el aterrizaje de emergencia. La toma se realizó en una zona relativamente despejada dentro de un entorno complicado por la presencia generalizada de arbolado y según todos los indicios con el avión aproado al viento. El abanderamiento de la hélice, la posición de los flaps y la posición de la palanca de corte de combustible resultaban congruentes con las acciones que el manual de vuelo exige en los aterrizajes de emergencia.

El alcance limitado de las deformaciones producidas en la hélice eran coherentes con impactos recibidos bien en ausencia de giro de la misma, bien en presencia de un giro a bajas revoluciones consecuencia de la inercia una vez que el piloto seleccionó la posición de bandera.

3. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD⁷

REC 58/13. Se recomienda a Transport Canada a que evalúe la conveniencia de emitir una Directiva de Aeronavegabilidad (AD) que convierta en obligatoria la implementación de la última versión de los boletines de servicio SB14389, SB13402 y SB13408, en todos aquellos aviones monomotores que no cuenten con un sistema de control de combustible de emergencia (MOR).

⁷ La Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA), como entidad supervisora del Estado Español ha sido informada del contenido de esta recomendación de seguridad.

ANEXO
Extracto del Boletín
de Servicio 14389-R3

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 14389R3

TURBOPROP ENGINE
FUEL CONTROL UNIT - REPLACEMENT OF

1. Planning Information

A. Effectivity

PT6A-64 Engines which are before and include Serial No. PCE-PM0226 and PCE-111001 thru PCE-111114.

PT6A-66A Engines.

PT6A-66D Engines which are before and include Serial No. PCE-RV0040.

PT6A-67AF Engines.

PT6A-67AG Engines which are before and include Serial No. PCE-RD0159 and all engines converted to Engine Model PT6A-67AG (Ref. P&WC engine conversion SB14192).

B. Concurrent Requirements

None.

C. Reason

(1) Problem

The engine can experience power rollback due to reduced fuel flow as a result of a leak in the FCU bellows.

(2) Cause

The FCU P3 bellows can leak as a result of material irregularities.

(3) Solution

Replace the hydromechanical FCU with a new one which incorporates a more robust P3 bellows design and a flow deflector to prevent P3 air impingement on the bellows.

D. Description

Replace the FCU with a new or modified one.

E. Compliance

For PT6A-67AG and PT6A-67AF engines that are installed in single engine application

CATEGORY 3 - Pratt & Whitney recommends to do this service bulletin within 500 hours or within one year from date of SB14389 revision no. 3 whichever occurs first.

For PT6A-64, PT6A-66A, PT6A-66D engines

CATEGORY 5 - P&WC recommends to do this service bulletin when the engine is disassembled and access is available to the necessary subassembly (i.e. module, accessories, components, or build groups). Do all spare subassemblies.

P&WC No. D2929F, DCR4369, DCR9730
 P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
 Jul 03/2006
 Revision No. 3: Jan 27/2011

© 2006 Pratt & Whitney Canada Corp.
 PRINTED IN CANADA

PT6A-72-14389
 Page 1 of 8