

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 18 de julio de 2005; 17:47 h local
Lugar	Proximidades del Aeropuerto de Salamanca

AERONAVE

Matrícula	EC-FSP
Tipo y modelo	AEROSPATIALE SOCATA TB-10
Explotador	Senasa

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A1AD
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	19 años
Licencia	Alumno piloto
Total horas de vuelo	31:50 h
Horas de vuelo en el tipo	31:50 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Solo
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

INFORME

Fecha de aprobación	29 de marzo de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

Después de completar satisfactoriamente la inspección del motor en tierra, el alumno piloto despegó de la pista 21 del Aeropuerto de Salamanca para realizar su segundo vuelo solo. El despegue se realizó con normalidad, siendo también normales todos los parámetros del motor. La rotación se realizó a 70 kt y empezó a ascender a 80 kt. Cuando la aeronave estaba a 2.800 o 2.900 ft sobre el nivel medio del mar (AMSL; el aeropuerto está a 2.595 AMSL), el piloto notó olor a humo y empezó a girar a la derecha. Pidió autorización para entrar en el circuito en viento en cola izquierda. Cuando se encontraba a 3.200 o 3.400 ft notó que la aeronave perdía empuje. Según su descripción, la caída de potencia ocurrió progresivamente, pero en poco tiempo la pérdida de potencia fue total. El piloto declaró emergencia inmediatamente y se dirigió a un campo próximo de trigo recién cosechado donde realizó un aterrizaje de emergencia.

La aeronave recorrió aproximadamente 120 m sobre el campo hasta que se detuvo después de que el tren de morro se colapsase y la hélice golpease el terreno. El piloto, que había aspirado algo de humo que entró en cabina, resultó ileso. Sin embargo, fue trasladado a un centro médico para su examen que no reveló ningún problema. Después del accidente, la escuela de vuelo realizó una fotografía aérea del lugar del accidente (véase Fig. 1).

Algunas personas del operador y del centro de mantenimiento llegaron rápidamente al lugar del accidente. La aeronave había sufrido daños importantes en el tren de morro, la hélice y la parte inferior del fuselaje delantero. Se observó que la parte inferior izquierda del

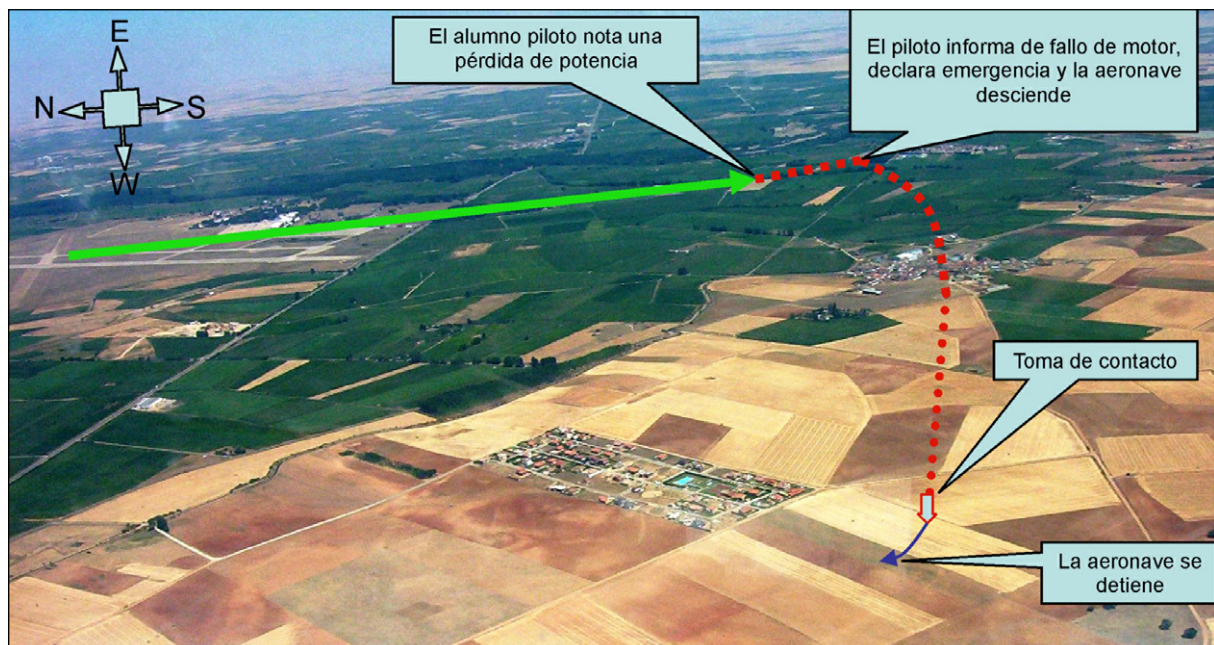


Figura 1. Foto tomada por personal de la escuela de vuelo después del accidente

capot del motor había sido perforada debido al fuego o al calor y se había producido un agujero de unos 30 cm de largo. Había restos de humo en el fuselaje. Un mazo de cables eléctricos se había derretido. El mamparo cortafuegos del motor estaba deformado.

El compartimiento del motor fue inspeccionado en el campo y resultaba evidente que la abrazadera del tubo de escape delantero izquierdo estaba floja y el tubo se había separado de su posición normal en el silencioso. El extremo de este tubo había girado permitiendo que los gases calientes del escape fueran dirigidos contra la parte interior del capot del motor. También se produjo otro flujo de los gases de escape que salían del silencioso que afectó otra zona delantera del capot.

La inexistencia de marcas o daños en una de las palas de la hélice indicaba que el motor estaba parado cuando la otra pala, que estaba flexionada hacia atrás, golpeó el terreno (véase Fig. 2).

Después del accidente, en cabina, las palancas de potencia, paso y mezcla estaban en la posición de adelante. Las palancas ventilación de cabina y desempañado estaban abiertas (posición «+»). El conducto de entrada de aire exterior del lado del piloto estaba abierto (véase Fig. 3).



Figura 2. Se produjeron dos agujeros por calor o fuego en la cubierta del motor. Una pala no está dañada. El camino seguido por el humo hacia la cabina es por la entrada de aire externa (marcado con una flecha)

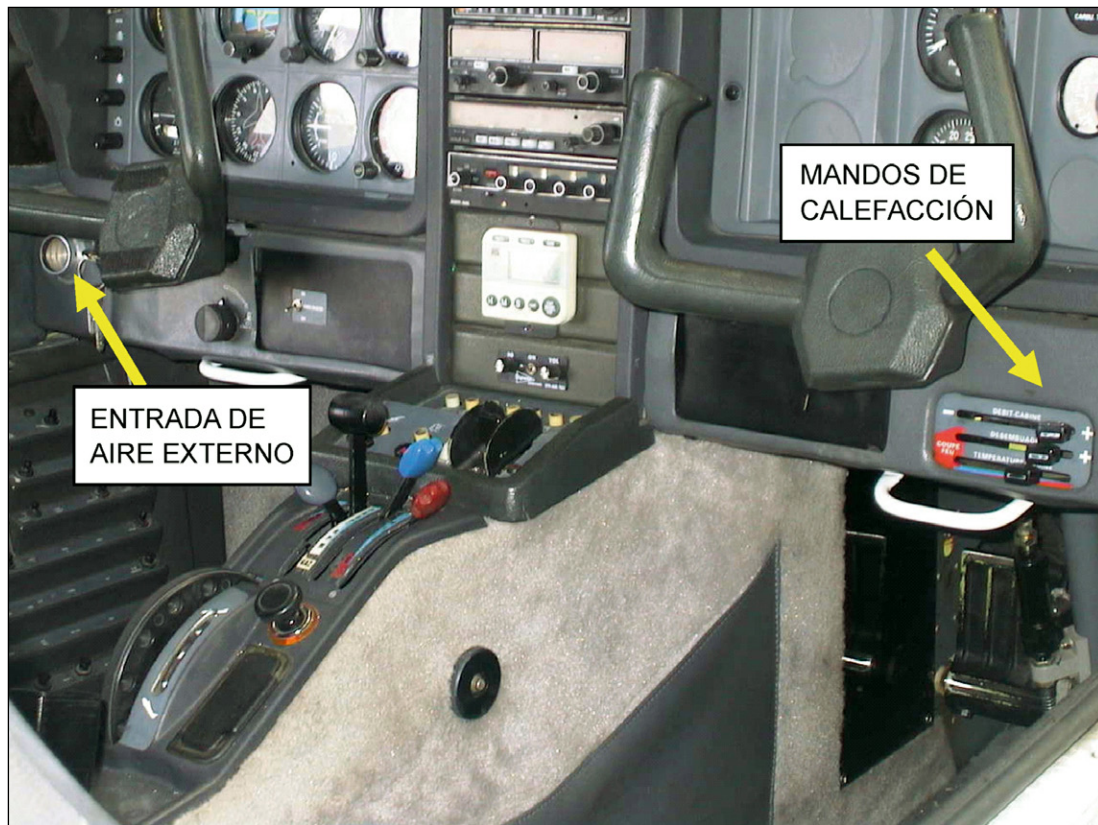


Figura 3. Para cerrar el conducto de aire externo, el pequeño tubo se debe rotar a la derecha varias vueltas completas. Las palancas de refrigeración o calefacción y para desempañar están situadas en el lado del copiloto de la cabina

1.2. Descripción del sistema de escape Tobago TB-10

La TB-10 cumple con FAR-23, enmiendas de 1 a 16. Posteriormente, las enmiendas 23-17 y 23-23 de estos requisitos indicaban que el fallo de cualquier parte del sistema de escape afectaría adversamente a la seguridad en vuelo y, por lo tanto, la idoneidad y la durabilidad de esas piezas deben ser establecidas por la experiencia o por ensayo considerando el efecto de factores ambientales como la temperatura (FAR 23.603). Es decir, el sistema de escape de la TB-10 no estaba sujeto a cumplir con esos dos requisitos específicos (idoneidad y factores ambientales).

Los gases de escape de los cuatro cilindros del Lycoming O-360-A1AD pasan a través de cuatro conductos (números 050, 060, 070 y 080 de la Fig. 4, válida desde diciembre de 1999 en una configuración posterior a la incorporación del Boletín de Servicio 073) al colector de escape, que es de inconel (aleación basada níquel-cromo-hierro) al tubo de escape (número 020 de la Fig. 4), de donde salen a través de un único tubo que está más cercano al lado derecho del avión. El silencioso (número 040) cubre el montaje. El tubo del colector de escape del cilindro delantero izquierdo

(número 050) se separó durante el accidente (en punto marcado con la letra C en la Fig. 4). La abrazadera correspondiente de acero inoxidable (número 110) tiene solamente un tornillo (número 130 del detalle C) para apretar las orejetas de la abrazadera. Esto es debido a la carencia de espacio. Las otras abrazaderas inferiores (las letras B) tienen dos tornillos para apretar las orejetas (número 130 del detalle B). El tubo de escape que se separó tenía la abrazadera todavía apretada a él después del accidente.

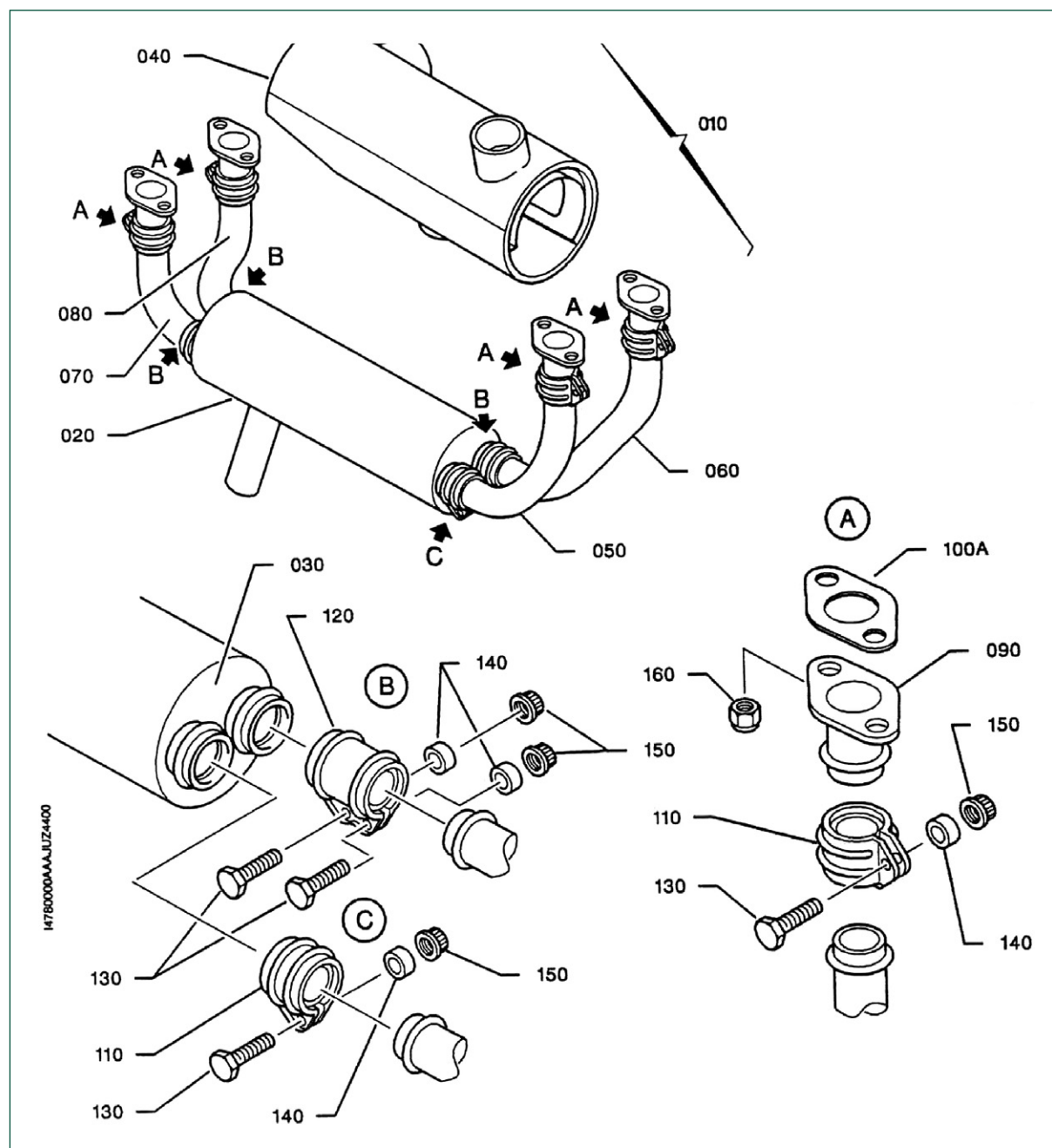


Figura 4. Sistema de escape según el IPC. El conducto o tubo de escape es perpendicular al eje longitudinal del avión. La dirección del vuelo es hacia la izquierda del dibujo

Existía un cierto historial de casos de separación de los tubos de escape en el avión TB-10 que había dado lugar a la emisión de una directiva de aeronavegabilidad por parte de la DGAC de Francia, que estipulaba el reemplazo del tubo de escape y de las abrazaderas largas que unían el tubo de escape al silencioso. La nueva revisión AD 92-206(A)R3 hizo obligatorio el cumplimiento con el boletín de servicio (SB) de SOCATA 10-073, Enmienda 2, para sustituir las juntas (el número 100A, detalle A en la Fig. 4) y modificar los pares de apriete de las sujeciones de los tubos de escape modificados previamente por una emisión anterior del boletín de servicio. El boletín de servicio fue publicado originalmente en enero de 1994 y la enmienda 2 fue publicada en agosto de 1996.

La nueva emisión del boletín requirió la sustitución de las juntas y el uso de 18 a 20 Nm de par de apriete a las nuevas tuercas de fijación (número 160, detalle A) de la pletina de montaje superior (número 090). El boletín indicaba: «Asegurar un apriete correcto para evitar la rotación relativa del elemento. Un ajuste excesivo deformará las orejetas de la abrazadera. Esta deformación es inaceptable cuando los extremos de las orejetas lleguen a estar en contacto».

Para retornar el avión al servicio, después de hacer funcionar el motor durante un tiempo, había una comprobación del apriete de las tuercas de fijación de las abrazaderas de unión de los tubos de escape. Durante esta comprobación, el motor debía estar necesariamente frío.

Aparte del boletín de servicio, el manual del mantenimiento se refería al montaje y desmontaje del sistema de escape en el capítulo 78-00-00 (septiembre de 2004). No se proporcionaban valores específicos de los pares de apriete de las abrazaderas inferiores. Había la misma precaución que en el SB para indicar que el contacto entre los extremos de las orejetas no era aceptable. El montaje de abrazaderas nuevas era algo complejo según las instrucciones proporcionadas. Las abrazaderas nuevas tenían una pestaña flexible en su interior que normalmente venían de fábrica con unos 2 mm de solape entre ambos labios, para evitar la deformación durante el ensamblaje (véase la Fig. 5).

El manual de mantenimiento también contenía requisitos para chequear los siguientes puntos:

- «Chequear el diámetro de las tuberías, bridas y tubo de escape.»
- «Chequear que la diferencia de diámetro entre ambas bridas de la misma unión sea menor de 0,04 in (1 mm).»
- «Prestar especial atención a la posición de la pestaña metálica en el interior de la abrazadera. Esta pestaña está soldada dentro de la abrazadera y se usa como una banda de apriete de ésta.»

El fabricante indicó que no tenían noticia de otras separaciones del colector de escape después del cumplimiento con la enmienda 2 del SB 10-073. Solamente otro caso apareció en sus archivos, en el que el tubo trasero izquierdo de un avión TB-9 francés se soltó en noviembre de 2000. La razón por la que se soltó permanecía desconocida.



Figura 5. Cuando se aplica par de apriete a las orejetas de esta nueva abrazadera, el labio derecho de la pestaña flexible interior pasa por encima del labio izquierdo debido al solape inicial y, por tanto, el borde no se deforma durante el proceso de apriete

Las mantas de protección térmica estaban situadas en el interior del capot frente al codo de la tubería, y no frente a su extremo, ya que no había requisito para ello. Este recubrimiento y el propio capot quedaron perforados durante el accidente (véase la Fig. 2). El fabricante no sabía de ningún otro caso en el cual los capots hubieran sido perforados por los gases de escape del motor en casos de separación del conducto.

La sección FAR 23.1193 (enmienda 16, según lo que debía cumplir el avión) indicaba:

«(c) los capots deben ser por lo menos resistentes al fuego.»

«(e) cada parte del capot sometida a altas temperaturas debido a su proximidad al dispositivo de escape o al chorro de gases, debe ser resistente al fuego.»

Resistente al fuego («fire resistant» en inglés) significa la capacidad de soportar el calor asociado al fuego tan bien como una aleación de aluminio de dimensiones apropiadas. Un medio de cumplimiento («Advisory Circular 23-2» de la FAA) es resistir una llama de $1.093\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($\pm 28\text{ }^{\circ}\text{C}$) durante 5 minutos. Ignífugo («fire proof» en inglés) significa la capacidad de soportar el calor asociado al fuego tan bien como una aleación de acero de dimensiones apropiadas.

El capot había sido ensayado y se había demostrado que era resistente al fuego como se requería, al resistir una llama de 1.090 °C +10 °C –30 °C durante 5 minutos.

Adicionalmente, el fabricante informó que un espécimen de ensayo representativo del capot de la TB-10 EC-FSP (con recubrimiento de protección) había sido ensayado frente a llama el 16-12-2005 (debido a un cambio al diseño que se había introducido). El ensayo demostró que el material resiste la aplicación de una llama de 1.070 °C durante 15 minutos. Por lo tanto, cumplía con FAR 23.1193 e).

1.3. Mantenimiento del sistema de escape de la TB-10

De los registros de mantenimiento del avión se ha obtenido la información siguiente:

El SB 10-073 se completó en junio de 1994, con 448 h de vuelo del avión.

La abrazadera mencionada en este informe fue desmontada y montada otra vez el 14-06-2005, con 7.477:35 h de uso del avión porque el motor fue cambiado durante una inspección de 500 h. La abrazadera y el tubo de escape eran los que el avión tenía previamente. No fue posible determinar durante cuánto tiempo habían estado en servicio desde que se montaron por primera vez.

El 13-07-2005 (7.525 h) se realizó una inspección de 50 h de avión, durante la cual la abrazadera se volvió a apretar (se descubrió que estaba algo floja). Después de 16:50 h de vuelo, ocurrió el accidente el 18-07-2005, con 7.541:50 h de avión (364:35 h de motor). Por lo tanto, el conducto se separó después de 64 h de servicio desde la reinstalación de la abrazadera.

El tubo de escape (P/N TB-10 56012008) fue instalado el 20-11-2001. Era un tubo de escape reparado que vino de otro avión. Esta pieza se inspecciona cada 50 h y se sustituye «según su estado». Los cuatro conductos de escape también se sustituyen por su estado.

El centro del mantenimiento, que tenía larga experiencia con la TB-10, indicó que era difícil en la práctica mantener los tubos de escape unidos correctamente. Era normal encontrar los tubos algo flojos durante inspecciones programadas. Volverlos a apretar era la solución normal para esto, pero, puesto que no venía en el AMM ningún valor concreto para el par de apriete y las orejetas se deformaban bajo pares normales, el mecánico que procedía al reapriete podría encontrarse en una difícil posición porque cuanto más par aplicase para evitar la rotación relativa entre las piezas, más cercanos estaría los extremos de las orejetas. Tampoco había ningún valor mínimo de separación entre los extremos de las orejetas. Además, indicaron que las abrazaderas nuevas a veces venían sin el solape en la pestaña flexible (véase Fig. 6) para evitar un ensamblaje incorrecto.

Después del accidente, el centro del mantenimiento adoptó la medida preventiva de inspeccionar las abrazaderas cada 25 h y de cambiarlas cuando había la más mínima duda sobre su estado. Esos reemplazos eran principalmente debidos a que las orejetas estaban en contacto después de varios aprietes.

El fabricante y la DGAC de Francia indicaron que las instrucciones de mantenimiento aplicables proporcionan una guía adecuada para evitar el montaje incorrecto o el deterioro de las abrazaderas del sistema de escape, y por lo tanto no había necesidad de cambiarlas.

1.4. Inspección general de la aeronave

El avión fue examinado inicialmente en un hangar con los resultados siguientes:

- Las orejetas de ambas abrazaderas (superior e inferior, que era en el extremo que se separó del silencioso durante el accidente) del tubo de escape delantero izquierdo no estaban en contacto. La abrazadera inferior estaba todavía apretada al tubo.
- La toma del motor estaba aparentemente en buenas condiciones. Al acceder al filtro de aire, se notaban los rastros y el olor de material plástico quemado. La gomaespuma del filtro de aire parecía haber sido afectado por altas temperaturas, y parecía haberse comprimido después de someterse al calor.
- Los cables eléctricos de la llave de puesta en marcha que van al condensador de toma de tierra de las magnetos tenían su aislamiento derretido por el calor.
- Una comprobación demostró que la magneto izquierda estaba operativa. La magneto derecha estaba conectada a tierra, probablemente debido a los cables quemados. Sin embargo, después de mover los cables, la magneto quedaba operativa de nuevo. Por ello, no se ha podido obtener ninguna conclusión definitiva con respecto a su estado antes del impacto con el terreno.

1.5. Inspección detallada del sistema de escape de la aeronave

El tubo de escape del avión fue sometido después a una inspección más detallada. Antes de ello se desenroscaron las bujías 1 izquierda y 2 izquierda y no se encontraron evidencias de una mezcla anormal (es decir, mezcla demasiado pobre o demasiado rica).

El silencioso del avión había sufrido el impacto contra el terreno. Esto había enmascarado probablemente cualquier condición anterior de par de apriete especialmente en las sujeciones de los colectores de los cilindros delanteros.

Se encontró que los extremos de las orejetas de las abrazaderas del lado izquierdo del motor estaban muy cerca una de la otra. Las medidas de las holguras eran:

— Colector de escape del cilindro delantero LH:

Abrazadera inferior (la pieza suelta): 0,011 in (ítem 050, C de la Fig. 4)
Abrazadera superior: 0,011 in (ítem 050, A)

— Colector de escape del cilindro trasero LH:

Abrazadera inferior: 0,000 in (los extremos estaban en contacto)
(ítem 060, B)
Abrazadera superior: 0,069 in (ítem 060, A)

Los orejetas de las cuatro abrazaderas de los dos cilindros del lado derecho estaban en contacto (ítems 070 B, A y 080 B, A).

Se examinó otro avión que estaba aparcado dentro del hangar y se encontró que los extremos de las orejetas ya estaban cerca uno del otro, aunque esas abrazaderas tenían, según se informó, alrededor 60 h de uso, debido a los varios aprietes que ya les habían sido aplicados. También varias abrazaderas desechadas fueron examinadas en el hangar, para comprobar el desgaste y la distorsión de las orejetas y de las pestañas interiores causadas después de ciertas horas de servicio.

El tubo escape de la LH (número 050), todavía unido por su extremo superior al cilindro, se podía mover a mano. Esta sujeción (el número 050 A) fue desmontada y el estado de la abrazadera inferior se pudo examinar detalladamente. Se vio que la pestaña flexible interior estaba deformada porque un labio había sido presionado contra el otro (véase la Fig. 6 y compárese con una abrazadera nueva en la Fig. 5). Se determinó que esto era un montaje incorrecto que habría debilitado la sujeción permitiendo el escape del gas y evitando que el par de apriete a la abrazadera fuera transmitido al colector de escape con la fuerza de fricción necesaria. La propia abrazadera no fue desmontada por si era necesario realizar otras inspecciones.

El diámetro del tubo de escape delantero de la LH se midió (tomando dos medidas a 90°). Los resultados fueron:

— Diámetro del conducto de escape del cilindro: 47,8/47,7 mm
— Diámetro del tubo de escape (lado que se une al cilindro): 48,4/48,1 mm
— Diámetro del tubo de escape (lado que se une al silencioso): no se tomó porque la abrazadera no se desmontó
— Diámetro del conducto del silencioso: 46,8/46,6 mm

Según el fabricante, los valores nominales para esos diámetros eran:

— Máximo: 48,8 mm; mínimo: 47,3 mm.



Figura 6. Los labios de la pestaña flexible interna están en contacto y se han deformado debido al par de apriete aplicado a las orejetas

Por lo tanto, el conducto del tubo de escape (el número 030, conducto izquierdo de la Fig. 4) tenía un diámetro por debajo del mínimo especificado. Esta parte había estado en servicio en el avión desde 2001, cuando había sido reparada.

El filtro de aire del avión también fue examinado detalladamente. Esta clase de filtros se sustituye cada 200 h. Había sido deformado probablemente debido al intenso calor pero no estaba quemado, y no se observó ningún rastro evidente de humo. El filtro fue entregado al fabricante para pruebas adicionales.

1.6. Procedimiento de emergencia para fuego de motor en vuelo

El manual del vuelo del avión (AFM), Revisión 7 (30-09-1989) contenía 5 procedimientos de emergencia relacionados con situaciones de fuego: fuego de motor durante el arranque, fuego de motor en vuelo, fuego eléctrico en vuelo (tanto si el fuego está en el compartimiento del motor como si está en la cabina), fuego en la cabina y fuego en el ala.

Se considera que en una emergencia real sería difícil distinguir entre un fuego de motor en vuelo (detección visual por el humo o las llamas) o un fuego eléctrico que está en el compartimiento del motor. Sin embargo, el tratamiento de ambas emergencias es muy

diferente según el AFM. En el primer caso, el motor y el suministro de combustible deben ser cortados inmediatamente (la entrada de combustible cerrada, la mezcla cortada, etc.) y realizar un aterrizaje de emergencia. En el caso del fuego eléctrico, el interruptor principal se debe apagar y aterrizar cuanto antes. Sin embargo, en ambos casos hay un paso común: la refrigeración de aire de la cabina y para desempañar se deben poner en «fuego-corte» (-) (véanse las palancas en la Fig. 3). Esto evitaría la entrada de humo en la cabina desde el compartimiento del motor, aunque el fabricante indicó que hay otras trayectorias que podría seguir el humo para entrar en la cabina del piloto, como los fuelles de los pedales o algunos agujeros para cables en la mampara cortafuegos.

No se indica nada en los procedimientos de emergencia del AFM con respecto al estado de la entrada externa de aire, que de todos modos sería muy difícil de cerrar en una situación de emergencia y estrés (véase la Fig. 3).

No hay evidencia de que el piloto aplicase cualquiera de esos procedimientos de emergencia después de que comenzara a notar olor a humo. Era su segundo vuelo solo y aplicó el procedimiento de emergencia de fallo de motor después del despegue considerándolo primordial en este caso. La escuela de vuelo informó que todos los procedimientos de emergencia son repasados y practicados antes del primer vuelo a solas de cada alumno.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El hecho de que el colector se desprendiera después de haber sido mantenido por una organización con gran experiencia en este modelo de avión requería una cuidadosa consideración.

Además, el desprendimiento del colector de escape delantero izquierdo tenía las graves implicaciones que se indican a continuación:

- El peligro de fuego causado por los humos de escape a altas temperaturas, que incluso perforaron el aislamiento térmico, la cubierta del motor.
- El hecho de que el motor se parara completamente debido al desprendimiento del tubo.
- El hecho de que el humo entrara en cabina y afectara al piloto. Esto pudo haberle impedido aterrizar la aeronave después de la emergencia.

Las conclusiones del análisis de estos factores son las siguientes.

2.1. Mantenimiento del sistema de escape

Se considera que la causa principal del desprendimiento del colector de escape fue probablemente la deformación de la pestaña flexible de la abrazadera producida durante

su montaje el 14-06-2005. Se supone que las nuevas abrazaderas proporcionaban una superposición entre los labios de la pestaña flexible para evitar este tipo de deformación. Sin embargo, la abrazadera del tubo que se desprendió en este caso había estado en servicio por un periodo indeterminado de tiempo antes del accidente. Adicionalmente, el diámetro del conducto del silencioso (al cual estaba unido el colector de escape) estaba por debajo del valor mínimo especificado por el fabricante. Esto también pudo haber contribuido al desprendimiento.

En resumen, había dos condiciones que no estaban de acuerdo con las instrucciones específicas proporcionadas en la documentación de mantenimiento.

El personal del centro de mantenimiento indicó que encontraban difícil ajustar adecuadamente el sistema de escape de la TB-10 en el mantenimiento en línea. Según informaciones proporcionadas por mecánicos con experiencia en este sistema, era normal encontrar que las abrazaderas estuvieran algo flojas en las inspecciones programadas de 50 h. La solución para esto podría ser volver a apretar los tornillos y tuercas de las abrazaderas, pero esto llevaría a que las orejetas se deformasen más y más hasta que casi entraran en contacto una con otra. No había una separación mínima entre las orejetas especificada en el AMM, en tanto en cuanto no llegasen a estar en contacto. No existía tampoco un par nominal para estas abrazaderas. Además, hay una posibilidad de que los labios de la pestaña flexible entren en contacto en el comienzo del proceso del apriete (como pudo pasar en este caso), en cuyo caso la pestaña se deformará causando una unión defectuosa del colector de escape. La posición relativa de la abrazadera no estaba definida en el AMM. Por lo tanto, algunas veces el mecánico giraba la abrazadera sobre el tubo de colector para evitar que posibles pequeñas fugas de gases calientes pudieran afectar a otras partes del motor. En alguna de esas situaciones podría haber sido posible que la pestaña flexible permaneciera fuera del campo de visión del mecánico y, por lo tanto, el contacto entre sus labios podría haber pasado desapercibido.

El fabricante indicó que las instrucciones de mantenimiento eran adecuadas para el sistema y que no requerían un reapriete continuo. Si todas las piezas cumplían con la definición de SOCATA y con las instrucciones de mantenimiento, este reapriete no debería ser necesario. Si se requiriera un reapriete sistemático, significaría que una de las piezas estaba mal (diámetro de los tubos, posición de la pestaña de las abrazaderas, deformación de las orejetas, etc.), y por lo tanto deberían ser chequeadas.

Para evitar la repetición de sucesos similares, se considera conveniente que los mecánicos sean plenamente conscientes de la posibilidad de un incorrecto montaje de la abrazadera y se emite una recomendación sobre seguridad al respecto.

Además, se analizó si el diseño de la abrazadera podría ser mejorado más para reducir la posibilidad de un montaje incorrecto en el mantenimiento en línea. Aunque la pestaña interior ya llevaba unos 2 mm de solape y el fabricante consideraba que este dise-

ño y la adecuada aplicación del manual de mantenimiento aseguraba una instalación correcta, un incremento de la longitud del solape reduciría más la probabilidad de un montaje incorrecto. Sin embargo, la información recibida indicaba que no había base suficiente para requerir esta modificación.

2.2. Causas de la parada de motor

Se considera que el motor probablemente se paró debido principalmente a la ingestión del aire caliente procedente del sistema de escape después del desprendimiento del colector. El tubo de escape se sitúa en la parte delantera del compartimiento del motor y, por lo tanto, el flujo de los gases después del desprendimiento va directamente a la toma del motor. Se observó que la pérdida de potencia fue gradual pero rápida, hasta que se produjo la completa parada del motor. Es posible que el aire caliente empezara a afectar al filtro del aire hasta que éste quedara casi obturado.

No se ha determinado el efecto de una posible puesta a tierra de una de las magnetos debido a que se quemara el aislamiento térmico de los cables. Durante la inspección se encontró que si los cables se movían, la conexión a tierra de la magneto desaparecía, y por lo tanto no se puede asegurar que no estuviera funcionando antes del aterrizaje de emergencia.

2.3. Efectos del humo

El desprendimiento del tubo probablemente hizo que gases y humo a elevada temperatura afectaran al capot en una zona no protegida por la manta ignífuga. Esta parte del capot se quemó y después la manta de protección fue también afectada y una parte importante de ella había desaparecido después del accidente (véase Fig. 2).

El fabricante y la DGAC de Francia indicaron que el capot cumplía con los requisitos aplicables, y que la manta de protección térmica era ignífuga según se había demostrado incluso con un test de fuego reciente. Los requisitos de certificación aplicables al avión no requerían que el capot estuviera protegido respecto a fallos como el que sucedió en este accidente.

El humo probablemente entró en la cabina por un camino no previsto durante el diseño: la entrada de aire externa. Esto fue causado por el quemado y la perforación de la mampara de aislamiento y la cubierta. No se requiere cerrar esta entrada de aire según los procedimientos de emergencia que, por otra parte, no se aplicaron en este caso. Los efectos del humo en el piloto son obviamente muy peligrosos y este peligro fue causado en primer lugar por el hecho inusual de que se perforó el capot, aun en este caso, en el que probablemente no hubo fuego real dentro del compartimiento del motor.

El piloto del avión llevó a cabo con éxito un aterrizaje de emergencia aunque tenía limitada experiencia de vuelo. No aplicó ningún procedimiento de emergencia relacionado con el humo. En su lugar, realizó el procedimiento de emergencia de fallo de motor después del despegue. Como se ha dicho anteriormente, hay dudas de que la aplicación del procedimiento de «fuego de motor en vuelo» hubiera evitado que el humo en este caso entrara en la cabina, aunque por lo menos el cierre de las palancas de refrigeración de aire hubiera podido ser beneficioso. Parece que hubiera sido necesario aplicar dos procedimientos de emergencia al mismo tiempo con el avión muy cerca del suelo y sin muestras claras de humo al principio del suceso.

3. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 08/06. Se recomienda a Senasa que los técnicos de mantenimiento sean informados de la importancia de un montaje cuidadoso de las abrazaderas de los tubos de escape de la TB-10, para alcanzar una sujeción adecuada que evite la separación del colector en vuelo.