

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 13 de diciembre de 2003; 17:30 horas
Lugar	Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	EC-GRB
Tipo y modelo	CASA 1131-E (Bucker)

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A4M, transformado a inyección
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	N/A
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea
Total horas de vuelo	23.000 horas
Horas de vuelo en el tipo	1.000 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Hélice, motor, semialas izda., tren y fuselaje
Otros daños	No

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Agrícola
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

1. INFORMACION DE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El piloto llegó aquella tarde al Aeródromo de Casarrubios y se dispuso a realizar un vuelo local de placer en el que también iba a subir a bordo otra persona que no tenía conocimientos aeronáuticos. El fin de semana anterior (días 5 y 6 de Diciembre) el piloto había efectuado 3 vuelos con la aeronave en el mismo aeródromo, y después habían repostado el avión y realizado otro vuelo local, tras lo cual el avión ya no volvió a volar ni fue repostado hasta el día del accidente.

Según recordaba el piloto, realizó los chequeos prevuelo de rigor, que incluían el drenaje de combustible utilizando la llave situada en la parte izquierda inferior de la cabina de vuelo trasera. El combustible apareció con un aspecto normal y sin agua. El avión tenía aceite suficiente.

Después ocupó el asiento trasero del avión mientras que la otra persona se sentaba en el asiento delantero, cuya cabina no dispone de mando de mezcla. Arrancó el motor y se dirigieron a la pista 08 para efectuar el despegue. Las comprobaciones de revoluciones de motor y magnetos resultaron satisfactorias.

Realizaron un despegue de manera normal y después de iniciar un giro a la izquierda durante el ascenso inicial, el motor se paró. El piloto cambió la llave selectora de combustible a la posición «L-2» y comprobó que la bomba eléctrica auxiliar de combustible estaba conectada, pero no consiguió reanudar el motor.

La aeronave comenzó a descender y, pese a que no había zonas adecuadas para el aterrizaje en la prolongación de la pista 08, el piloto dirigió la aeronave hacia una suave vaguada que discurría a la izquierda y casi perpendicular al eje de la pista.

El piloto observó que en la dirección que llevaba se elevaba un pequeño promontorio, por lo que decidió tomar tierra antes de alcanzarlo para minimizar en lo posible los daños. El aterrizaje de emergencia se realizó a unos 50 kt, según recordaba el piloto, con la hélice girando en molinete con unas 400 rpm. El avión golpeó el suelo y el piloto lo hizo resbalar con guiñada para intentar frenarlo en el menor espacio posible.

Finalmente la aeronave quedó detenida en el borde de un pequeño arroyo seco de unos 1.20 m de profundidad, con daños importantes en diversas partes. No hubo incendio y el piloto sufrió un corte y contusiones en la cara producidas al golpearse con la parte derecha del protector acolchado del borde del panel de instrumentos. La persona sentada delante resultó ilesa.

Los ocupantes, que llevaban puestos los arneses de seguridad de cinco puntos, abandonaron el avión por sus propios medios. El piloto se trasladó al hospital donde le aplicaron puntos de sutura y le dieron de alta horas después.

Un testigo que se encontraba en el aeródromo, cerca de la torre, declaró que vio como el avión ascendía de modo normal tras el despegue y después de iniciado el giro comenzó a descender hasta que lo perdió de vista, por lo que dio aviso y varias personas se dirigieron hacia el lugar. No apreció ninguna maniobra extraña o brusca antes de que la aeronave empezara a descender.

1.2. Información sobre el piloto al mando

El piloto al mando tenía título y licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea, y contaba con unas 23.000 horas totales y unas 1.000 horas de vuelo en el tipo de aeronave que sufrió el accidente. En los últimos 30 días había volado unas 50 h, y en los últimos 7 días 25 h.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave EC-GRB contaba con un Certificado de Aeronavegabilidad Especial Restringido, de categoría «Privado (3)» (sólo vuelo visual) y prestación técnica «Semiacrobática», que había sido renovado el 16-10-2003 y era válido durante un año.

Se trataba de un Casa1131E Bucker en buen estado de conservación de célula que había sufrido las siguientes modificaciones importantes:

- Instalación de motor Lycoming O-360-A4M (en lugar del motor «Tigre» original) el 12-6-1997.
- Transformación de dicho motor a alimentación de inyección, mediante la instalación de servo-inyector Bendix en lugar del carburador original, cambio de bomba mecánica de combustible de baja presión a otra de alta presión, instalación de distribuidor «Manifold Assembly» y soporte, instalación de inyectores en la admisión de los cilindros, y líneas de combustible e indicadores de «fuel flow» y «manifold» en la cabina. Se aprobó el 12-4-2000, con 41:40 h de vuelo de la aeronave.
- Preinstalación de sistema de lubricación apto para vuelo acrobático: dicho sistema aún no estaba operativo y no influyó en el presente accidente.

Según las informaciones recopiladas, la modificación de instalación del motor Lycoming dio lugar a una nueva toma de aire que se adquirió, junto con el capot inferior, de un fabricante de kits para Bucker de EE.UU. y que fue instalada en el avión. Esta toma, consistente en una carcasa de fibra de vidrio, una malla de seguridad y una rejilla exterior, incluía un filtro de aire de esponja impregnada fabricado por Brackett, con P/N BA 6108. En el paquete de este elemento filtrante, había instrucciones en el sentido de que el filtro debe cambiarse cada 12 meses, independientemente del tiempo de vuelo de la aeronave. Según informó el fabricante del kit, también había instrucciones para inspeccionar el sistema de inducción y cambiar las partes dañadas si se producían explosiones a la admisión. Al menos 12 Bucker con el mismo tipo de capot y toma estaban volando en EE.UU. en la fecha del accidente.

Se concluyó que el avión había volado un total de 56:21 h desde la instalación de dicho motor con la citada toma de aire.

Desde la transformación a inyección, la aeronave había volado un total de 9:30 h hasta que el 7-10-2003 se le realizó una inspección de 100 h a la aeronave (que tenía 51:10 h totales) y de 50 h al motor (que tenía 2.000:30 h). En dichas revisiones no se sustituyó el filtro de aire, sino que se limpió con aire y se impregnó de aceite. No se encontró información sobre la última vez que se había cambiado el filtro de aire.

Tras la revisión, y hasta el momento del accidente, el avión voló un total de 4:50 h, incluyendo vuelo de prueba en Cuatro Vientos, vuelo de traslado a Casarrubios, y otros 6 vuelos locales en Casarrubios contando el vuelo que acabó en el accidente.

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

La aeronave realizó un aterrizaje de emergencia en una zona relativamente llana y estrecha, situada entre un camino que discurre rodeando el perímetro del aeródromo y un arroyo. El terreno era blando debido a las recientes lluvias, y estaba cubierto de matorrales leñosos. Cuando se inspeccionaron los restos de la aeronave y la zona de impacto y se observó lo siguiente:

La brújula marcaba 245°, el anemómetro marcaba menos de 50 kt, con la esfera rota debido a un golpe. El tacómetro del motor marcaba cero rpm. Los interruptores eléctricos principal y de alternador estaban cortados.

El interruptor de la bomba eléctrica estaba conectado.

Los interruptores cortacircuitos de «START», «RADIO» e «INST» estaban metidos, mientras que el de «PUMP» (que corta el circuito de la bomba auxiliar eléctrica) estaba saltado.

Se conectó este breaker de nuevo, se accionó el interruptor eléctrico principal o «MASTER» y se podía oír como funcionaba dicha bomba.

El indicador de combustible indicaba unos 20 l. El depósito aparecía cerrado con el tapón en posición, mostrando depósitos de barro en su hendidura. La llave selectora de combustible estaba situada en la posición L-1, y el mando de mezcla estaba aproximadamente 2 cm antes de la posición de mezcla rica. El mando de gases estaba poco antes de la posición de ralentí. Se comprobó que el mando de mezcla tenía continuidad hasta el motor.

Se drenó aproximadamente medio litro de combustible y apareció sin agua y sin depósitos apreciables.

La rueda de cola estaba en posición de «fija». Las hebillas de los arneses habían sido soltadas y las sujeciones de las correas al fuselaje se encontraban en aparente buen estado.

El buje tenía un fuerte aplastamiento en su lado derecho. La hélice aparecía con la pala que estaba más arriba desgarrada aproximadamente a un tercio de su envergadura, con indicios de haberse desgarrado en la dirección de giro (la hélice gira a derechas vista desde la cabina de vuelo). La otra pala estaba en contacto con el terreno y tenía la punta seccionada en un 15% de su envergadura, y luego aparecía quebrada y presentaba grietas y roturas longitudinales. El cilindro anterior derecho tenía depósitos de barro y hierba entre sus aletas, mientras que las aletas del cilindro delantero izquierdo aparecían sin depósitos.

El capot lateral izquierdo se había desprendido y estaba en el suelo, junto al avión.

La pata derecha del avión apareció a unos 11 m delante del buje de la hélice, en línea recta siguiendo el eje longitudinal del avión. La pata izquierda quedó plegada bajo la semiala izquierda. Parte de la sujeción del tren quedó a unos 17 m de la posición final del avión. En ese punto se encontró también un trozo de recubrimiento del cable de freno de aproximadamente 1 m de longitud.

La rueda de cola estaba fija y girada unos 45° a la derecha. No tenía depósitos de barro, aunque sí presentaba marcas de rozaduras con el terreno.

Las semialas izquierdas quedaron fuertemente dañadas, y se rompieron la mayoría de sus riostras y cables de sujeción. Las semialas derechas quedaron relativamente indemnes, con algún cable deformado por las cargas sufridas.

El fuselaje quedó deformado en su parte inferior izquierda, en la zona de unión con la raíz de la semiala inferior izquierda, y sufrió perforaciones y punciones debidas a los matorrales.

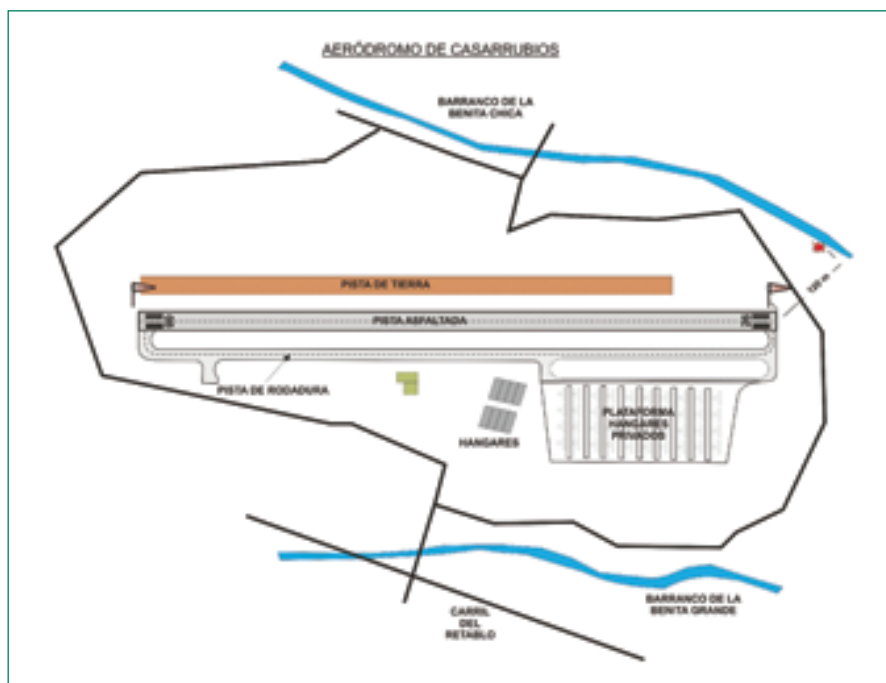
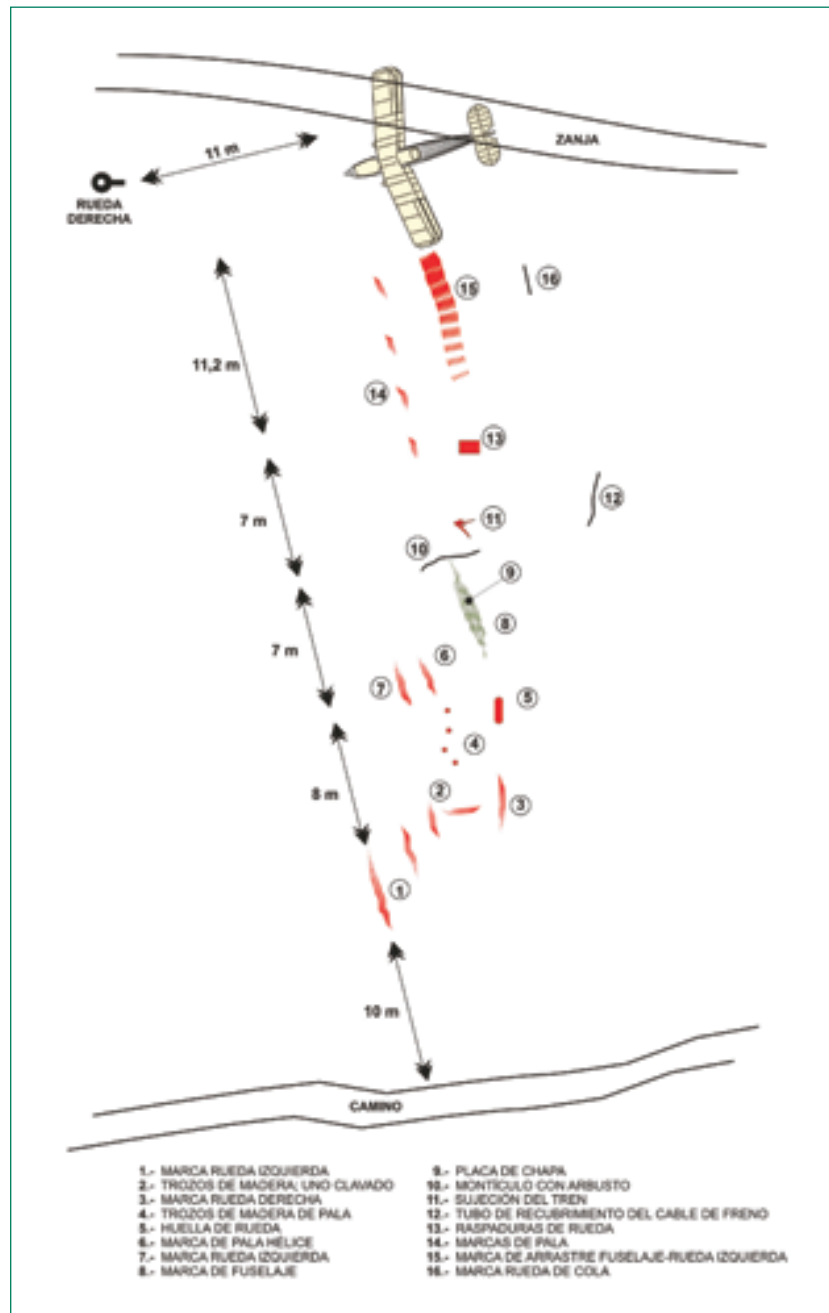


Figura 1. Lugar aproximado en el que quedó detenida la aeronave

Se inspeccionó el terreno a ambos lados de la trayectoria que siguió el avión en el suelo, en busca de trozos de madera de la hélice u otras partes del avión que pudieran haber salido despedidas, sin que se encontrara ninguna. La parte de la hélice más alejada se encontró a unos 4 m del eje aproximado de la trayectoria descrita por el avión en el suelo. Este hecho era indicativo de que la hélice no giraba con potencia en el momento del impacto contra el suelo.



Las evidencias observadas sugerían la siguiente secuencia de impacto de la aeronave contra el suelo:

1. La pata izquierda golpeó primero en suelo, dejando una marca de 1.2 m. Luego, el avión picó y una pala tocó el suelo girando sin potencia, de modo que se rompió su punta con un desgarró hacia atrás (flexión debida a la velocidad de traslación del avión) y ligeramente hacia la izquierda vista desde la cabina (flexión debida al giro a derechas de la hélice). Este hecho debió detener el giro de la hélice de modo que la otra pala sufrió daños menores que la primera que tocó el suelo.
2. La pata derecha tocó el suelo. Luego, el avión golpeó una ligera elevación del terreno con el morro, sufriendo nuevas roturas de en la hélice y aplastamiento del buje, y con la parte inferior, de modo que la pata izquierda del tren se plegó y la derecha se desprendió, Las riostras de sujeción del tren derecho quedaron en esa posición y la propia pata salió despedida hasta quedar en el punto en el que finalmente se encontró (a 11 m del buje del avión una vez detenido). Un trozo de tubo de recubrimiento del cable de freno también quedó en esta zona. Es en ese punto en el que el avión sufrió el impacto más importante.
3. El avión continuó avanzando y dejó marcas de la pala «inferior» (la que quedó finalmente menos dañada) de la hélice en la tierra. La guiñada aplicada hizo que la pata de cola tocara tierra un poco más adelante y que las semialas izquierdas se inclinasen hacia el suelo, sufriendo roturas y deformaciones en esa zona.

1.5. Información meteorológica

Algunos testigos informaron de que la temperatura en el momento del accidente debía ser de alrededor de 12 °C, y el viento estaba en calma.

1.6. Inspección del motor

La aeronave fue trasladada a un hangar y se procedió a realizar una inspección del motor.

El capot inferior del motor estaba separado del avión, y el compartimiento de la toma de aire situado en dicho capot, dentro del cual normalmente va instalado el filtro de aire, aparecía deformado y con la fibra de vidrio quebrada en algunas zonas, pero atornillado a ambas caras del capot y con una malla metálica en su interior. El filtro de aire no estaba dentro de dicho compartimiento. La abrazadera de sujeción del tubo flexible que va hacia el inyector estaba en su lugar, aunque el tubo se había separado de ese extremo y aparecía todavía unido a la entrada al inyector.

Se observó que la puesta en marcha estaba engranada con la corona de arranque. El cuello de unión del inyector al cárter estaba partido, y el filtro de aire (de tipo esponja impregnada) aparecía encajado en el conducto de entrada de aire hacia el inyector, antes de la compuerta de aire alterno.

A la vista del estado de la toma de aire, se concluyó que el filtro sólo podía haber abandonado su alojamiento normal a través del tubo de alimentación de aire hacia el inyector.

Se conectó la bomba eléctrica auxiliar del avión y se comprobó que llegaba combustible a presión a la bomba mecánica tanto con el selector de combustible situado en L1 como en L2. Posteriormente se comprobó que también llegaba combustible a las salidas de los inyectores en los cilindros.

Por lo tanto, se concluyó que no había ninguna obstrucción en el circuito de combustible, y que la bomba eléctrica funcionaba correctamente.

Se vaciaron un total de 13 l de combustible del depósito L1 y 12 l del depósito L2. Por lo tanto, el avión llevaba combustible suficiente para haber volado durante bastante tiempo con cualquiera de los depósitos.



Foto 1. Filtro de aire en su camino hacia la entrada al inyector, tras ser absorbido

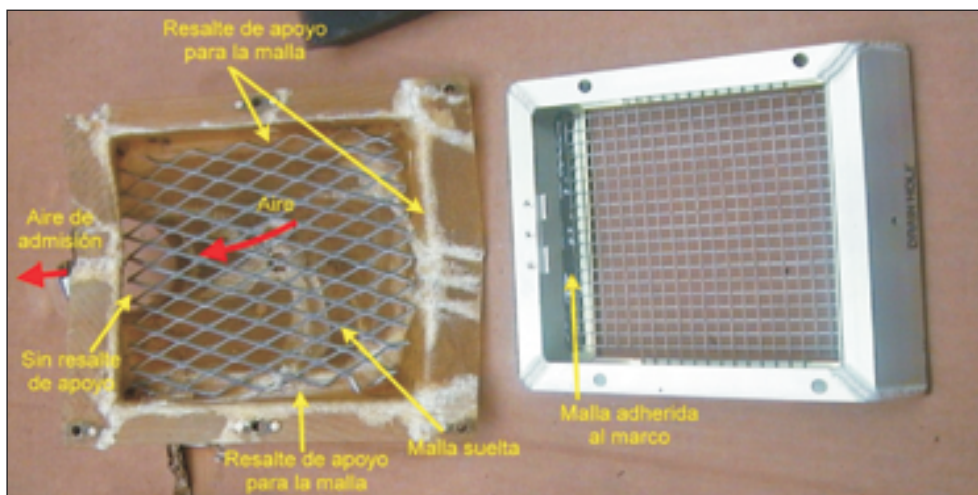


Foto 2. Marco de un filtro del tipo «external frame» P/N BA-6110 (a la derecha). La malla se encuentra rígidamente fijada al marco del filtro, en la parte que va hacia el motor. Luego se instala un filtro de espuma impregnada P/N BA-6108. En la toma del EC-GRB (a la izquierda; la malla fue enderezada tras el accidente para esta foto) la malla va suelta, y no hay resalte de apoyo en el lado del tubo de salida de aire.

Haciendo girar al hélice a mano, se comprobó que había chispa en los arneses de todas las bujías. Las propias bujías aparecieron en buen estado, excepto una de ellas que presentaba ligeros depósitos de carbón.

En un análisis más detallado del tubo flexible de admisión de aire, que se encontraba aplastado, se encontró un trozo de filtro de aire en su interior. Se llegó a la conclusión de que el filtro de aire se había salido de su alojamiento en la toma y había sido absorbido dentro del tubo, de modo que había impedido el paso de aire hacia el inyector y había provocado en último término la parada de motor poco después del despegue.

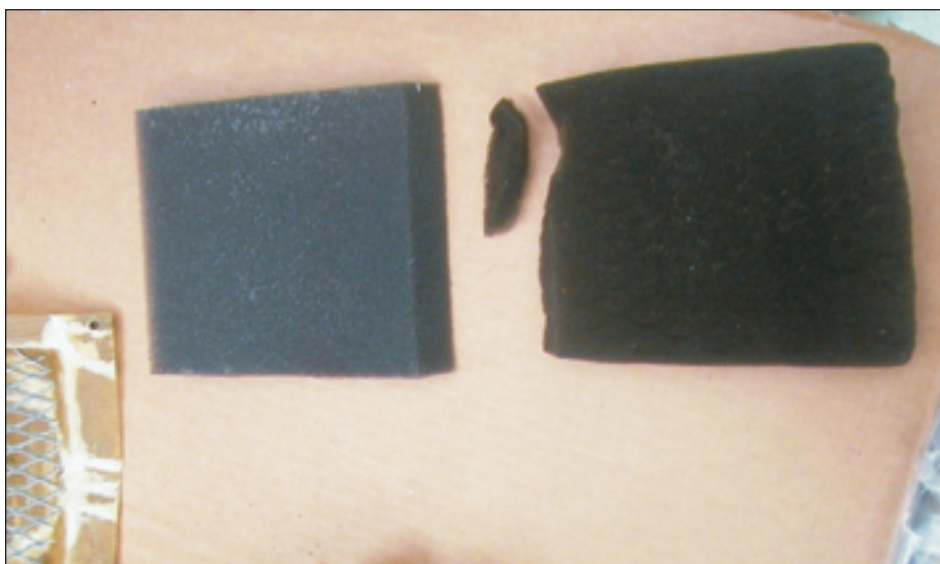


Foto 3. Filtro nuevo Brackett de espuma impregnada P/N BA-6108 (izquierda) y filtro que llevaba el EC-GRB, con un trozo roto quedó en el interior del tubo flexible de admisión

1.7. Sucesos similares

Existen bastantes antecedentes de paradas de motor o pérdidas irreversibles de potencia debido a obstrucciones en el flujo de aire por desprendimiento y absorción de filtros de aire o partes de los mismos. Este hecho ha provocado varias acciones de aeronavegabilidad, incluyendo la directiva de aeronavegabilidad de la FAA, que obligaban a fijar permanentemente la malla de seguridad en algunos filtros de aire.

El fabricante del kit del sistema de inducción que equipaba a la aeronave EC-GRB informó que hay al menos 12 Bu-131 equipadas con ese tipo de toma volando en EE.UU. La instalación más antigua data de 1984 y dicha aeronave, una Bucker de fabricación checa, había acumulado 658 h de vuelo (según su registro oficial). Otra aeronave a la que se le había instalado el kit en 1987 había volado 1.314 h. Ninguna de las veinte aeronaves ha reportado nunca ningún problema con el sistema de inducción, que no ha cambiado desde su diseño inicial.

El fabricante del kit avisó que había oído hablar de dos casos de ingestión de filtros en otras aeronaves de categoría normal que habían ocurrido después de producirse explosiones a la admisión.

En una Bucker (de carburador) que él conocía se habían producido explosiones a la admisión y el propietario realizó una inspección y comprobó que ni la malla ni el elemento filtrante habían sufrido daños.

2. ANÁLISIS

Las informaciones recogidas indican que en algún momento indeterminado tras la revisión de 100 h a la que había sido sometido el avión el 7 de Octubre de 2003, el filtro de aire de esponja había sido absorbido hacia la entrada del inyector. La obstrucción provocada por el filtro retorcido en el interior del tubo, habría provocado en último término la parada del motor, que fue percibida como «completa» y «repentina» por el piloto, aunque la hélice continuó girando debido a la velocidad que llevaba el avión al descender tras su ascenso inicial tras el despegue.

Se intentó determinar el motivo por el que el filtro había sido absorbido por el motor. Se barajaron dos posibilidades:

- a) Instalación incorrecta del filtro durante la revisión de 100 h (según los testimonios recopilados, no hay constancia de que el filtro se desmontase en las 4:50 h de vuelo que realizó con posterioridad a esa revisión hasta que ocurrió el accidente).
- b) Instalación correcta del filtro durante la revisión de 100 h, pero aún así fue absorbido debido al propio diseño de la toma de aire del avión.

2.1. Posibilidad de instalación incorrecta del filtro

El filtro de esponja no fue reemplazado durante la revisión de 100 h, sino que se procedió a su limpieza con aire y a impregnarlo con aceite de motor. Las instrucciones de filtros similares del fabricante Brackett indican que deben sustituirse cada 100 h o 12 meses, o cuando se encuentren cubiertos por materia externa en un 50%. Las instrucciones indican: «Do not wash and reuse».

Se consideró la posibilidad de que, tras la limpieza, el filtro hubiese sido colocado al revés dentro de la toma, es decir, filtro arriba del alojamiento, luego malla, y finalmente tapa exterior atornillada (ver fotos 4 y 5). De hecho, no había información de mantenimiento sobre dicho montaje y por tanto no estaba disponible para las personas que realizaban la operación.

Las informaciones recopiladas de personal experto en mantenimiento indican que esta posibilidad de montaje incorrecto sería muy remota, debido a que es de conocimiento

elemental de mantenimiento la función de la malla que es precisamente evitar que el filtro sea absorbido y por lo tanto debe colocarse en primer lugar.

Además, es probable que si el montaje hubiese sido incorrecto, el filtro hubiese sido absorbido en las primeras pruebas de motor tras la revisión, mientras que el avión había estado volando durante 4:50 h, con 9 despegues y aterrizajes sin que se hubiesen detectado problemas hasta el momento del accidente.

En cualquier caso, el filtro recuperado tras el accidente mostraba una cara más oscura con impregnación de aceite y con marcas en forma de rombo producidos por la malla al haber estado en contacto durante bastante tiempo, pero sin cortes ni desgastes anormales. La otra cara del filtro era más clara, estaba seca, con partículas depositadas, sin marcas de la malla y mostraba erosiones, rajaduras y pérdidas de material.

Si un nuevo filtro hubiera sido instalado en la revisión de 100 h, la presencia de las marcas de la malla en la cara menos dañada sería una indicación de que la instalación había sido correcta (malla en contacto con la cara interior del filtro). Sin embargo, al ser un filtro reusado, era posible que las marcas romboidales hubiesen sido producidas por una correcta instalación durante meses antes de la revisión, sin que dichas huellas en forma de rombo permitiesen asegurar cómo quedó instalado tras la misma.

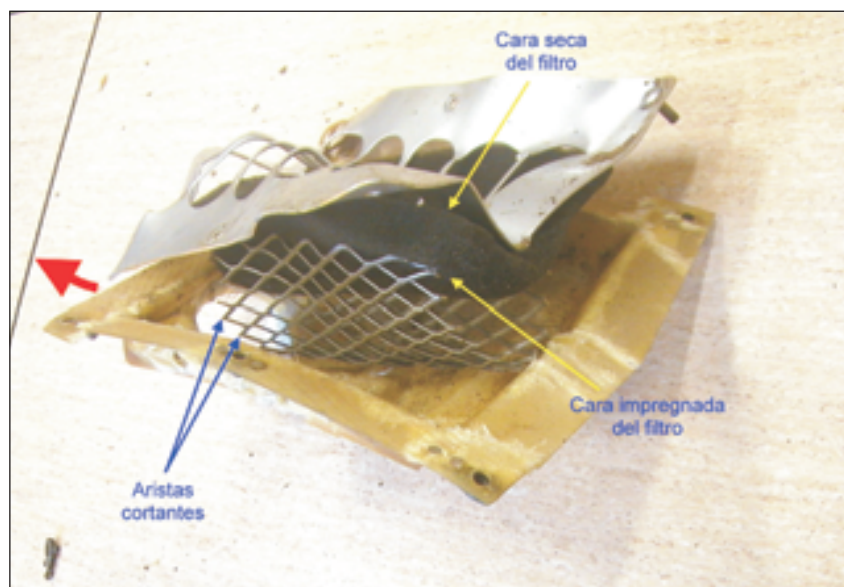


Foto 4. Representación esquemática del filtro correctamente instalado (las piezas están ahora deformadas y curvadas como resultado del impacto). Al salir el filtro por el tubo, su cara «interior» (hacia abajo en la foto) resultaría rajada por las aristas de la malla. Sin embargo, esa cara interior (impregnada de aceite) aparecía lisa y sin cortes tras el accidente

Sin embargo, si se asume que la cara impregnada de aceite y con marcas en forma de rombo se había montado hacia el interior en la revisión de 100 h, la ausencia de raja-

duras producidas por el extremo de la malla apoyarían la hipótesis de que el filtro había sido montado (incorrectamente) antes que la malla (ver Fotos 4 y 5). En caso contrario, en su camino hacia el tubo flexible, la cara interior habría sido dañada por la malla metálica que presentaba aristas cortantes en todos sus bordes.

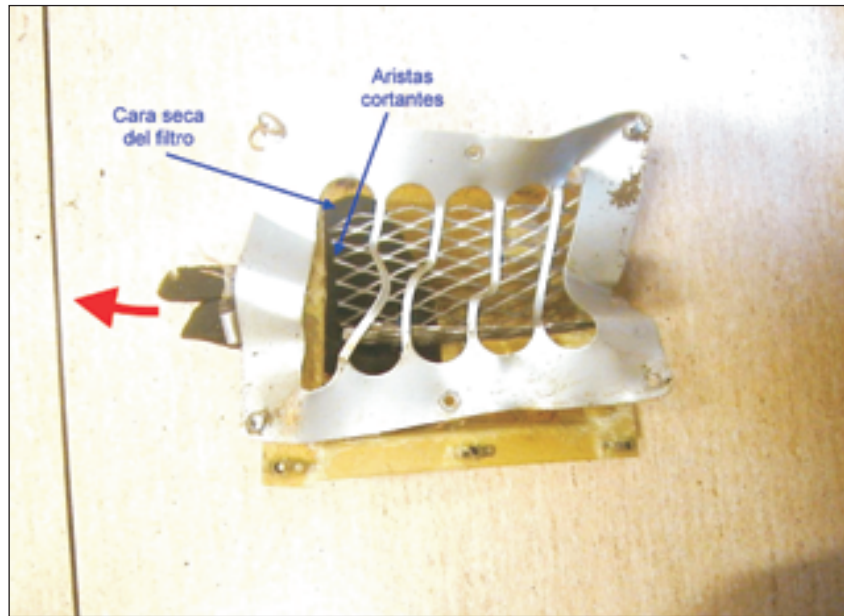


Foto 5. Representación esquemática del filtro incorrectamente instalado (es decir, filtro dentro del todo, luego la malla y luego la rejilla exterior). Al salir el filtro por el tubo, su cara «exterior» (hacia arriba en la foto) resultaría rajada por las aristas de la malla. Efectivamente, la cara seca aparecía con rajaduras y desgastes tras el accidente

2.2. Posibilidad de absorción del filtro aún en el caso de instalación correcta

La observación del diseño de la toma permite determinar que el alojamiento de fibra de vidrio no dispone de resalte de apoyo para el filtro y la malla de seguridad en el lado trasero que conduce al tubo flexible de admisión de aire (ver Foto 2). Este hecho hacía pensar que, en determinadas circunstancias, era posible que la fuerza de succión del motor pudiese provocar una deformación de la malla de modo que el extremo del filtro se colase hacia el tubo. En esas condiciones, el proceso podría continuar hasta que una mayor deformación de la malla permitiese que toda la esponja fuese absorbida. Este hecho podría verse facilitado por la presencia de un filtro con el grosor disminuido de forma permanente por el uso continuado y que había sido recientemente desmontado y vuelto a montar.

Si se descarta la posibilidad mencionada en 2.1, sobre todo por el razonamiento de que en ese caso de montaje incorrecto la absorción sería casi inmediata, sólo quedaría esta segunda posibilidad para explicar por qué el filtro abandonó su alojamiento en el pre-

sente accidente. Pese a que el avión había volado unas 52 h con esa toma de aire desde junio de 1997 hasta la revisión de 100 h de octubre de 2003 sin que se reportasen problemas en el motor, es posible que el desmontaje, limpieza y montaje (correcto en cuanto a disposición de la malla) del filtro en esa revisión propiciara una situación en la cual la sujeción quedara debilitada, y en las subsiguientes 4:50 h de vuelo el filtro acabara por ser succionado.

Para impedir que se pueda repetir un suceso similar, debe incidirse en dos aspectos: modificar el diseño de la toma para que en ningún caso el filtro pueda ser absorbido hacia el interior del motor en el caso de que la malla de seguridad esté bien instalada, y a la vez impedir, bien por diseño o mediante instrucciones de mantenimiento, que dicha malla pueda ser instalada de modo incorrecto.

3. CONCLUSIONES

Se considera que la causa de este accidente fue la absorción del filtro de aire por la succión del motor, que provocó una obstrucción en el flujo de aire y en último término la pérdida de toda la potencia del motor. No pudo determinarse de modo indudable la causa de que el filtro de aire abandonase su alojamiento, aunque es posible que se debiese a alguna acción inadvertida de mantenimiento en conjunción con el diseño del soporte de la malla de sujeción.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

- REC 07/04.** Se recomienda a los Centros de Mantenimiento de Bucker que se compruebe que los filtros de aire son reemplazados de acuerdo a las instrucciones de los fabricantes.
- REC 08/04.** Se recomienda a los operadores de aeronaves Bucker dotadas este tipo de tomas de aire que realicen una modificación de los alojamientos del filtro de aire de modo que se garantice que la malla de seguridad queda fijada en todo su contorno para evitar tanto un posible montaje incorrecto del filtro como una deformación de la malla que permita el paso del filtro hacia la admisión del motor.