

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 17 de julio de 2004; 15:15 h
Lugar	Aeródromo de San Luis, Menorca (Islas Baleares)

AERONAVE

Matrícula	EC-BUY
Tipo y modelo	AISA I-11B
Explotador	Aeroclub de Menorca

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL C-90-12F
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	23 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	349 h
Horas de vuelo en el tipo	80 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		1	
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El piloto, que es socio del Aeroclub de Menorca, y otras tres personas, llegaron al Aeródromo de San Luis a las 11:00 h local de la mañana del día 17 de julio de 2004, a bordo de una aeronave Piper PA-28, procedentes de la isla de Mallorca, con la intención de realizar vuelos en aviones de patín de cola, de los que el Aeroclub de Menorca posee varios.

Hizo un primer vuelo con un Casa 1131E (Bücker), cuya duración fue de 1 h y 48 minutos, y después de ello, decidió llevar a cabo otros vuelos con la aeronave Aisa I-11B, con matrícula EC-BUY.

Despegó a las 14:30 h, llevando como acompañante a una de las tres personas que había llegado con él. La duración de este vuelo fue de 30 minutos, durante los que realizó tres tomas y tres despegues.

El pasajero se bajó de la aeronave y subió otro de los acompañantes y a continuación el piloto dirigió la aeronave hacia la cabecera 02, con objeto de iniciar un nuevo vuelo. Cuando llegó a ésta, pisó el pedal izquierdo para alinear la aeronave, pero no obtuvo respuesta, de modo que la aeronave continuó por derecho. Por ello, decidió parar el motor y alinear la aeronave a mano.

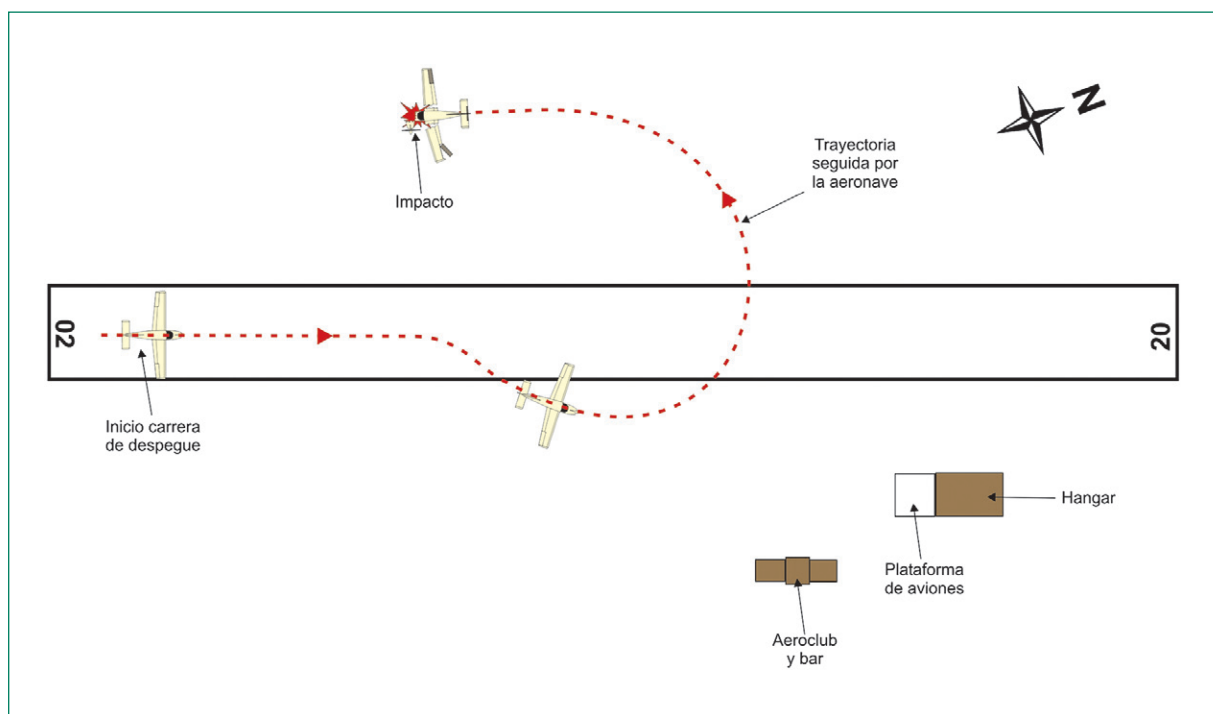


Figura 1. Croquis del aeródromo y trayectoria de la aeronave

Una vez hecho esto, arrancó de nuevo el motor e inició la carrera de despegue. La aeronave aceleró normalmente y comenzó a ascender. Cuando había alcanzado una altura de unos 10 m por encima de la pista, comenzó a virar a la izquierda hasta precipitarse contra el terreno instantes después.

1.2. Lesiones a personas

El piloto sufrió contusiones y varios cortes, sobre todo en la cara, brazo derecho y pierna izquierda, que le provocaron una fractura en el radio del brazo derecho, varias fracturas en la cara y un corte profundo en la pierna izquierda, por las que hubo de ser ingresado en un hospital de Menorca, donde ese mismo día fue operado de las lesiones del brazo, siendo posteriormente trasladado a otro hospital de Mallorca.

El acompañante sufrió contusiones por todo el cuerpo y dos cortes en la cara, que requirieron sutura.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

A consecuencia del impacto contra el terreno la aeronave sufrió daños de importancia en el fuselaje, ambos planos y motor.

1.4. Otros daños

No hubo más daños.

1.5. Información sobre la tripulación

El piloto al mando disponía de una licencia de piloto comercial de avión. Su experiencia total de vuelo era de 349 h, de las cuales 80 h las había realizado en el tipo de aeronave que sufrió el accidente.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Datos técnicos

Modelo:	Aisa I-11B
Número de serie:	206
Año de fabricación:	1957

Motor: Continental C-90-12F
Número de serie: 446956-12
Hélice: Sensenick Y-72CF-50
Número de serie: 7292

1.6.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Esta aeronave se fabricó en el año 1957 siendo destinada a la aviación militar, donde permaneció hasta junio de 1975, momento en el que pasó a la aviación civil, para lo cual se le otorgó un certificado de aeronavegabilidad restringido, en base a una homologación INTA, cuyas características son las siguientes:

Clase	Especial restringido	
Categoría	Escuela	
Prestación técnica	Normal	
	Aeronave idónea sólo para vuelo visual	
Plazos de validez	Emisión	02-01-1985
	Renovación	14-06-2004
	Caducidad	15-06-2005

1.7. **Declaración del piloto al mando**

En su declaración el piloto comienza diciendo que el vuelo en el que se produjo el accidente, constó de dos etapas. Durante la primera de ellas, en la que llevó como acompañante a una de las tres personas con las que había llegado desde Mallorca, llevó a cabo tres tomas y tres despegues, desarrollándose todo el vuelo con normalidad, salvo que la aeronave ascendía con un régimen inferior al esperado, que achacó a la corpulencia del acompañante. Después hizo una toma intermedia, con objeto de cambiar de pasajero y hacer un segundo vuelo.

Prosiguió indicando que, una vez hecho esto, rodó hacia la cabecera 02 y al momento de alinear la aeronave pisó pedal izquierdo, sin que ésta reaccionara, por lo que siguió por derecho, no dándole más importancia debido a que era un hecho habitual. Ante la inminente salida de pista, optó por parar el motor, ya que el sistema de frenos de la aeronave es muy poco eficaz, procediendo después a posicionar la aeronave para el despegue manualmente.

Una vez realizadas las comprobaciones pertinentes, seleccionó un punto de flap e inició el despegue, apreciando que el régimen de ascenso era idéntico al vuelo anterior, a

pesar de que el pasajero no era tan corpulento. Cuando la aeronave se había elevado entre 5 y 10 m, se encabritó bruscamente, colocándose en una posición alarmante y cayéndose al mismo tiempo el plano izquierdo, ante lo que reaccionó picando, para lo cual llevó la palanca de mando totalmente hacia delante, y enderezó en alabeo. Sintió que recuperaba el control de la aeronave y procedió a aliviar presión sobre la palanca de mando, encabritándose la aeronave nuevamente. Consiguió volver a bajar el morro, pero sintió que la aeronave resbalaba a la izquierda. Intentó mantener un vuelo recto y nivelado, pero no lo consiguió, y la aeronave continuó subiendo y bajando el morro. Después, la aeronave tocó con el terreno, lo que propició que se perdiera su control, no siendo consciente de los movimientos posteriores de la misma hasta el impacto final.

Los recuerdos del piloto de lo que ocurrió con posterioridad le sitúan ya fuera de la aeronave, tumbado en el suelo boca abajo, si bien no pudo precisar a qué distancia ni en qué posición respecto de la aeronave. Se levantó por sus propios medios, e inmediatamente fue auxiliado por varias personas que habían acudido al ver el accidente.

1.8.- Declaraciones de testigos

Se obtuvieron las declaraciones de varias personas que se encontraban en el aeródromo o en sus proximidades, y que a continuación se transcriben:

- La persona que acompañó al piloto durante la primera parte del vuelo, que tiene Licencia de piloto privado, manifestó que alrededor de las 14:30 h accedió a la aeronave, junto con el piloto que sufrió el accidente, con objeto de hacer un vuelo local, yendo al mando este último. Dicho vuelo tuvo una duración de 30 minutos, durante los que hicieron tres tomas y tres despegues, dos de los cuales fueron sin flap y otro con un punto de flap, desarrollándose todo el vuelo con normalidad. Una vez finalizado, se bajó de la aeronave para que subiese otra persona. Después de ello, la aeronave se dirigió hacia la cabecera 02, en tanto que él se dirigía hacia el hangar. Pasados unos minutos observó que la aeronave permanecía aún en la cabecera de pista, por lo que decidió dirigirse hacia allí para averiguar que ocurría. Poco antes de llegar vio que la aeronave comenzaba a moverse y se alineaba para despegar, ante lo que dio media vuelta para regresar al hangar, apartándose de la pista. Cuando la aeronave pasó a su altura vio como ésta adoptaba una posición muy forzada de morro arriba con alabeo a la izquierda, para después enderezar y bajar el morro bruscamente y seguir aproximadamente en rumbo de pista, volviendo a virar a la izquierda con movimientos de alabeo y cabeceo totalmente descontrolados. Pasó al otro lado de la pista y continuó con rumbo 180°. Después tocó dos veces en el suelo y luego ascendió entre 20 y 40 m, y a continuación entró en pérdida por el lado izquierdo y se precipitó contra el suelo. El piloto cortó el motor justo antes del impacto.
- Otro testigo, que es piloto privado de avión, manifestó que, antes de que lo hiciera el piloto accidentado, él realizó un vuelo de 1:10 h con el avión que sufrió el acci-

dente, durante el cual el funcionamiento de la aeronave, tanto del motor como de los mandos de vuelo, fue totalmente normal. Continuó indicando que después de ese vuelo, permaneció en el hangar del aeroclub, lo que le permitió observar a la aeronave «Bücker», con matrícula EC-DAI, ejecutando maniobras a baja altura y pasadas en el margen derecho de la pista y al sur de la misma, a baja velocidad, así como virajes pronunciados, de más de 45°, sobre la pista a unos 200 ft de altura y poca velocidad.

Posteriormente, estando ya en su domicilio, situado a 2 km del aeródromo, vio y oyó a la aeronave que sufrió el accidente, haciendo al menos cinco carruseles en la pista 02.

- Otro testigo, manifestó que le llamó mucho la atención la cantidad de subidas, bajadas, virajes, etc., que estaba haciendo la aeronave, a muy poca altura. Prosiguió indicando que después de haber aterrizado, vio despegar a la aeronave y cuando estaba a una altura de unos 15 o 20 m sobre la pista, realizó un viraje brusco y con mucha inclinación hacia la derecha en dirección a dos personas que había en aquel momento cerca de la pista. Acercándose tanto a ellas, que tuvieron que agacharse. Después la aeronave viró a la izquierda y poco después observó como, según sus palabras, comenzaba a tambalearse y a subir y bajar, desplazándose a una velocidad muy lenta. Al mismo tiempo la aeronave iba girando a su izquierda y posteriormente voló unos 50 m, hasta que se precipitó al suelo. Hubo un primer impacto muy fuerte, al que siguió otro segundo impacto, quedando la aeronave ya detenida.
- Otra persona, indicó que vio a la aeronave haciendo tomas y despegues. Después de realizar un despegue y estando la aeronave a unos 15 o 20 m de altura, hizo un viraje brusco y con mucha inclinación a la derecha y después otro hacia la izquierda. A partir de ese momento la aeronave comenzó a tambalearse y a subir y bajar, a la vez que continuaba virando a la izquierda y posteriormente en dirección sur, hasta que se precipitó contra el suelo. Vio un primer impacto en el que se rompieron los planos de la aeronave y después otro impacto unos pocos metros más allá del primero. Añadió que en el momento en el que ocurrieron dichos hechos, había dos personas en las inmediaciones de la pista, que anteriormente habían estado en el bar junto con las personas que iban a bordo de la aeronave.

1.9. Huellas del impacto contra el terreno y distribución de restos

La aeronave impactó dentro de los límites del aeródromo, en una zona en la que, a causa de la composición del suelo y su fuerte compactación natural, el terreno es muy duro. A consecuencia de ello, se encontraron muy pocas marcas de los contactos de la aeronave, reduciéndose éstas a las producidas en el último impacto, que debió ser el más violento.

En este sentido, solamente se encontraron cuatro huellas: la primera de ellas, de 1,5 m de longitud, estaba antes del punto donde quedó la aeronave, y fue hecha por el extremo del plano izquierdo; las tres huellas restantes corresponden a los choques de las patas del tren de aterrizaje principal y el motor durante el último impacto.



Foto 1. Pata derecha con el amortiguador comprimido

La escasa longitud de estas marcas evidencia que, en el momento del impacto, la aeronave tenía poca velocidad horizontal. Por otra parte, los daños sufridos por la aeronave hacen patente que su velocidad vertical era elevada.

Los dos planos de la aeronave se rompieron en zonas próximas a sus encastrados, permaneciendo unidos al fuselaje por alguna de las barras de mando, que no se rompieron. El plano derecho estaba roto hacia arriba, en tanto que el izquierdo lo estaba hacia atrás, presentando éste, además, mayores roturas en su extremo, que llegaron a provocar el arrancamiento del alerón.

Ambas patas del tren de aterrizaje principal, que van ancladas a la viga principal de cada uno de los planos, se desprendieron a causa de la rotura de dichas vigas. El amortiguador de la pata derecha se encontró totalmente comprimido.

El fuselaje se rompió a la altura del panel de instrumentos, quedando éste, junto con el depósito de combustible y el conjunto de motor y hélice, separados del resto de la aeronave y girados 90° a la izquierda con respecto a ésta y en posición invertida. La hélice no mostraba grandes daños.

1.10. Inspección de los restos de la aeronave

La cola de la aeronave no tenía apenas ningún daño.

Ambos timones, de profundidad y dirección, podían moverse libremente entre sus topes mecánicos, y se comprobó que aún mantenían la continuidad hasta la palanca de mando y los pedales, respectivamente. Así mismo, se verificó que actuando sobre la palanca y los pedales, se movían normalmente el timón de profundidad, en un caso, y el de dirección en el otro.

Las barras de mando de los alerones se encontraron rotas en las zonas en las que se produjo la rotura de los planos, y con toda probabilidad dichas roturas se produjeron durante el impacto. Se comprobó que había continuidad entre la palanca y los puntos de rotura de las barras, y entre éstos y los alerones, verificándose, además, que ninguno de estos elementos se encontraba bloqueado.

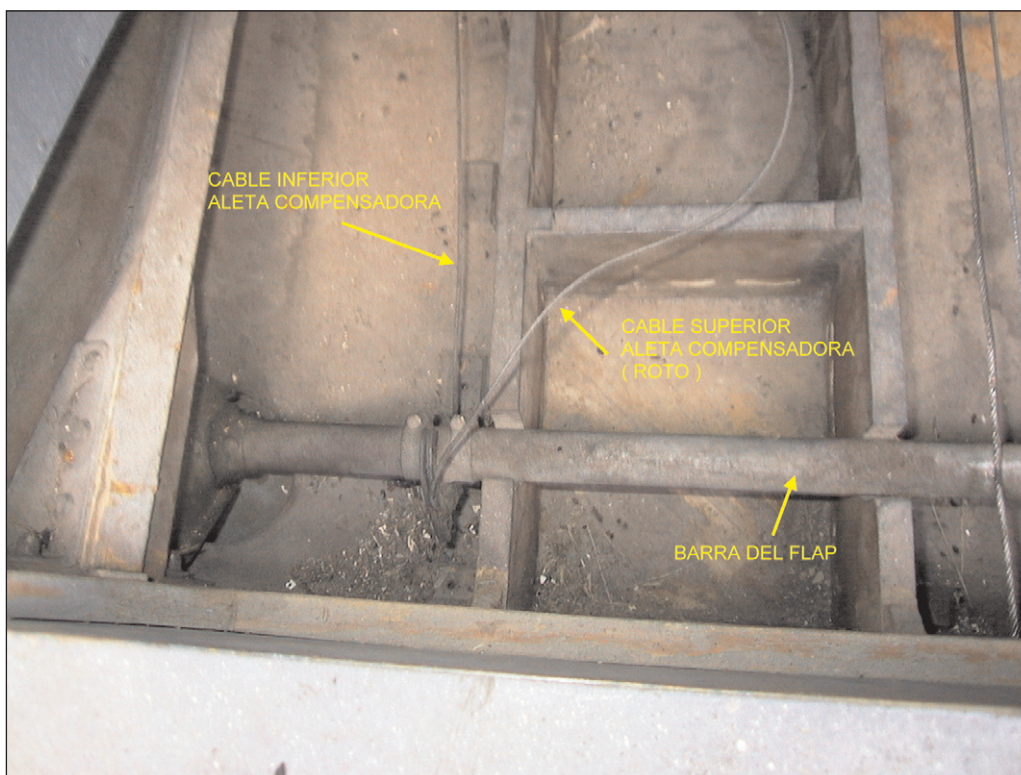


Foto 2. Barra del flap y cables de la aleta compensadora

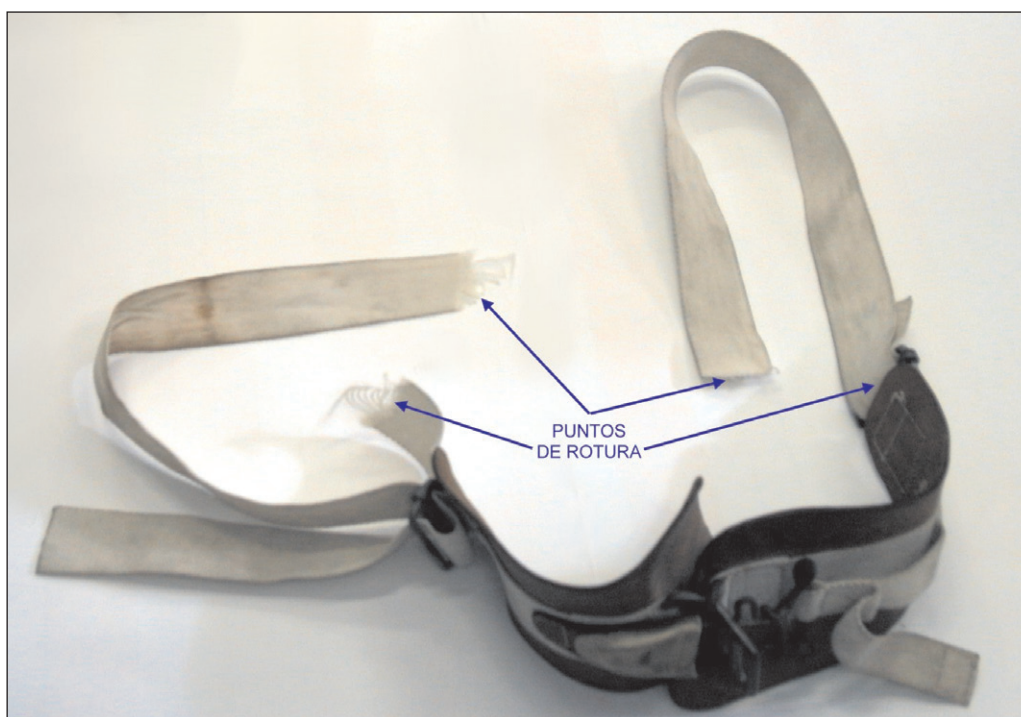


Foto 3. Cinturón de seguridad

La palanca del mando de flap estaba en la posición «un punto», no siendo posible moverla a otra posición, debido a que estaba bloqueada la barra de mando en el interior de los planos, a consecuencia de las deformaciones producidas durante el impacto.

Esta aeronave tiene dos aletas para la compensación de profundidad, situadas cada una a un lado del timón de profundidad. La que está en el lado izquierdo puede ser movida por el piloto a través de un mando situado en el panel lateral izquierdo de la cabina. La otra está combinada con el flap, de tal forma que cuando se actúa sobre éste, el giro de la barra del flap se transmite a la aleta mediante dos cables, del tipo denominado «cuerda de piano», variando su posición.

La primera de ellas se encontró en perfectas condiciones, en tanto que en la segunda se observó que uno de los dos cables, se había roto en un punto situado a unos 80 cm de la unión a la aleta. Las características que presenta esta rotura indican que la misma se debió a sobrecarga estática.

La aeronave iba equipada con cinturones de seguridad de dos puntos, constituidos cada uno de ellos por dos semibandas de cintura, que se unen entre sí mediante un cierre, y que a su vez van fijadas a la estructura de la aeronave.

Los dos cinturones de seguridad se rompieron durante el impacto, de forma prácticamente idéntica, produciéndose en ambos la rotura de las dos semibandas.

1.11. Sistemas de control de la aeronave

No se ha encontrado ninguna anomalía en el sistema de control de la aeronave (mandos de vuelo, superficies de control y cables y barras de conexión), a excepción de la cuerda de piano que acciona la aleta compensadora derecha del timón de profundidad, en combinación con la posición de la palanca de flap.

La extensión de los flaps produce una variación de la curvatura del ala, que tiene varios efectos: por una parte el aumento de la sustentación, que es el más importante, y por otra una tendencia a bajar el morro.

Esta aeronave incorpora una aleta de compensación en el timón de profundidad, que está conectada con la barra de los flaps, de forma que cuando se extienden éstos, se produce automáticamente la deflexión de la aleta hacia abajo, lo que hace que se eleve el timón de profundidad, que a su vez induce la elevación del morro de la aeronave. En definitiva, la función de este sistema es compensar de forma automática la actitud de picado que genera la extensión de los flaps.

En lo que respecta al sistema de frenos de la aeronave, es preciso señalar que la mayor parte de las aeronaves de patín de cola están dotadas de frenos de efectividad limitada, con objeto de evitar que una acción enérgica del piloto sobre ellos pudiera provocar el capotaje de la aeronave. Además, en el caso concreto de la aeronave que sufrió el accidente, la efectividad del sistema de frenos se encontraba ligeramente disminuida respecto a la nominal.



Foto 3. Cinturón de seguridad

El manejo de la aeronave durante el rodaje en tierra se realiza mediante la acción sobre los pedales, que están conectados mediante cables al timón de dirección, y a través de cables y muelles al patín de cola (conexión elástica), de forma que cuando se pisa un pedal, tanto el timón como la rueda de cola giran al mismo lado.

La rueda de cola está conectada a cada uno de los cables de mando a través de un muelle (conexión elástica), de forma que permite que la rueda gire un ángulo inferior al demandado por la acción del piloto sobre los pedales. El objeto de este mecanismo es evitar que el patín soporte cargas elevadas durante los virajes. Así mismo, la rueda de cola dispone de otro mecanismo automático que la desconecta de los cables de mando, dejándola totalmente libre, cuando se supera un determinado ángulo de giro, o cuando el par producido por la fuerzas de rozamiento de la rueda contra el suelo supera cierto valor.

1.12. Mantenimiento del cable de la aleta compensadora

El Manual de la aeronave determina que los cables y mando de la aleta de compensación deben someterse al siguiente programa de mantenimiento:

Tipo de revisión	Acciones
25 h	Verificar el perfecto estado de los cables y mando de la aleta de compensación.
100 h o 1 año	Comprobar que no existen holguras en el mando de la aleta de compensación.
400 h	Desmontar y verificar el estado de todos los elementos.

De acuerdo con la documentación de mantenimiento de la aeronave, estas revisiones habían sido efectuadas en las siguientes fechas:

- 25 h (50): 27-07-2003 a las 2.867 h totales
- 100 h: 25-05-2004 a las 2.883 h totales
- 400 h: 12-11-2002 a las 2.717 h totales

Entre cada dos revisiones de 100 h hay que hacer 3 revisiones de 25 h, que denominaremos 25, 50 y 75. De acuerdo con ello, la siguiente revisión de 25 h (75) correspondía hacerla a las 2.892 h. Ahora bien, como antes de alcanzar esta cifra se cumplió 1 año desde la última revisión de 100 h, de acuerdo con el programa de mantenimiento, debía efectuarse la inspección de 100 h.

2. ANÁLISIS

2.1. Sistemas de control de la aeronave

Con respecto a la rotura del cable (cuerda de piano), caben tres posibilidades: que estuviera rota antes de iniciar el vuelo, que se rompiera durante el mismo, o bien que este hecho se produjera durante el impacto.

La primera de estas hipótesis no parece probable, ya que de haber estado rota previamente, este hecho habría sido advertido en la inspección prevuelo, máxime teniendo en cuenta que la aeronave fue volada ese día por dos pilotos diferentes.

La posibilidad de que la rotura hubiera tenido lugar durante el vuelo parece, en principio, factible, ya que al estar extendidos los flaps, la aleta compensadora se encontraba deflectada, por lo que recibía cargas producidas por la corriente de aire. Ahora bien, en esa posición la aleta compensadora se encontraría deflectada hacia abajo, en cuyo caso la corriente de aire la empujaría hacia arriba, intentando devolverla a su posición neutra, lo que sería impedido por la acción del cable inferior, quedando el cable superior, que fue el que se rompió, prácticamente sin carga alguna.

La última posibilidad parece en principio igualmente factible. En este sentido, durante el impacto final los flaps golpearon contra el suelo, de forma que se vieron sometidos a fuerzas que tendían a llevarlos a la posición «arriba». Esas fuerzas se transmitieron a las barras, ya en forma de esfuerzos de torsión, aunque su extremo no pudo girar al impedírselo la palanca del mando del flap. Como quiera que el extremo del cable está fijado en la barra del flap del plano derecho, los esfuerzos de torsión antes aludidos pudieron hacer girar ligeramente dicha barra, lo que se traduciría en un «tirón» sobre dicho cable, que pudo romperlo.

A la vista de lo anterior, cabe concluir que la rotura de este elemento, probablemente, debió producirse durante el impacto de la aeronave contra el terreno.

En lo que respecta al problema de direccionalidad que tuvo la aeronave durante el rodaje, que según el piloto detectó antes de iniciar el último vuelo, cabe indicar que en ese momento la velocidad de la aeronave sería reducida, en cuyo caso, la efectividad del timón de cola sería prácticamente nula, por lo que aunque se produjera su deflexión, su contribución al control de dirección de la aeronave sería insignificante. Por otra parte, según la declaración del piloto, éste no ayudó al giro accionando el freno del lado al que pretendía girar, por lo que el único elemento que intervenía en el mismo era el patín de cola.

A la vista de ello, se considera que, probablemente, el piloto, con objeto de efectuar un giro pronunciado, pisó el pedal de dirección imprimiéndole un recorrido acusado, a causa de lo cual se originaron fuerzas sobre el patín de cola que provocaron su desconexión automática, quedando en ese momento la rueda libre, y por tanto sin dirección.

Los movimientos descontrolados que sufrió la aeronave previamente a su impacto contra el terreno, guardan gran semejanza con la inestabilidad denominada balanceo del holandés «Dutch roll», que se identifica por movimientos característicos en alabeo y guiñada. Esta inestabilidad suele producirse en aeronaves con un gran ángulo de diedro, como es el caso de la Aisa I-11B, que es de 7°. Así, en un viraje correcto, bastón y bola centrados, el viento relativo incide por el plano de simetría de la aeronave y no existe efecto lateral alguno. El balanceo del holandés es una inestabilidad lateral-direccional y se produce

cuando el efecto diedro (capacidad de levantar el ala derecha cuando le entra el viento relativo por la derecha, es decir, cuando el avión tiene un resbalamiento positivo) es preponderante sobre la estabilidad estática direccional (capacidad del avión para producir una guiñada negativa a un resbalamiento positivo, es decir, capacidad de anular la guiñada). En este caso el diedro es preponderante y puede originar dicha inestabilidad, que resulta acentuada cuando los virajes se realizan a poca altura, debido al efecto suelo.

No obstante, conviene contemplar la posibilidad de que los movimientos de descontrol anteriormente indicados, pudieran también haber sido originados por una actuación de sobremando. En este sentido, si el piloto percibió que estaba haciendo el viraje con excesivo ángulo de balance, pudo actuar sobre la palanca para tratar de corregirlo, produciendo el alabeo de la aeronave en sentido contrario. Ahora bien, si esta acción fue excesiva, la corrección generada por ella también lo sería, lo que obligaría al piloto a corregir nuevamente, pero en sentido contrario. Como consecuencia de esto, la aeronave sufriría movimientos alternativos de alabeo a un lado y al otro que podrían confundirse con la inestabilidad de balanceo del holandés.

2.2. Evaluación de los elementos involucrados en la supervivencia

Como se ha dicho anteriormente, durante el impacto se rompieron las dos semibandas de cintura de ambos cinturones, lo que probablemente permitió que los dos ocupantes de la aeronave saliesen proyectados hacia delante y se golpearan contra la aeronave, a consecuencia de lo cual, en especial el piloto, sufrieron lesiones.

2.2.1. Características de los cinturones de seguridad

Originalmente esta aeronave estaba dotada de cinturones de seguridad de cuatro puntos, formados por dos semibandas de cintura, que se unen entre sí mediante un cierre, y que a su vez van fijadas a la estructura de la aeronave y por dos bandas de hombros, que están igualmente fijadas a la estructura, uniéndose sus otros extremos al cierre de las semibandas de cintura. Este cierre tiene dos posiciones, una utilizable en el caso de que sólo se ajusten las bandas de cintura y la otra para cuando se utilizan además las bandas de hombros.

La aeronave siniestrada carecía de las bandas de hombros, contando solamente con la banda de cintura.

2.2.2. Requisitos de certificación de la aeronave

Los certificados de aeronavegabilidad restringidos, como es el caso del avión que sufrió el accidente, se otorgan de forma individual a aquellas aeronaves a las que no se les ha

expedido un certificado de tipo, siendo necesario para ello que se demuestre que la aeronave en cuestión cumple unas especificaciones concretas de aeronavegabilidad y que se garantiza una seguridad adecuada.

El certificado de aeronavegabilidad restringido de esta aeronave fue emitido en base a una homologación del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA). Por ello, se solicitó tanto al INTA, como a la DGAC, como al fabricante de la aeronave, información sobre los requisitos de certificación aplicados en la obtención del certificado civil de la misma, con objeto de determinar si debía incorporar arneses de hombros en los cinturones de seguridad. Estas tres organizaciones informaron que en sus archivos no constaba documentación sobre dicha materia.

En consecuencia, debido a la ausencia de información precisa, no es posible establecer fehacientemente si la aeronave debía, o no, incorporar arneses de hombros.

No obstante, es posible efectuar alguna hipótesis sobre el particular, en base a las siguientes evidencias:

- El Manual de la aeronave indica en su punto 5.5, maniobras de vuelo, que para vuelo acrobático deben emplearse atalajes de acrobacia en sustitución de los normales.
- Durante el período en el que la aeronave fue militar, estaba clasificada como acrobática, y cuando pasó al ámbito civil, su clasificación cambió a normal, que conlleva la prohibición de efectuar cualquier tipo de maniobra acrobática.
- La DGAC informó que en las inspecciones efectuadas a la aeronave para la renovación del certificado de aeronavegabilidad, desde 1976 hasta 2004, no se había detectado discrepancia alguna sobre los cinturones de seguridad.

De lo anterior cabe deducir, que cuando esta aeronave pasó al ámbito civil, probablemente equipaba cinturones de seguridad sin arneses de hombros que posiblemente serían los que el manual de vuelo denomina normales. Esta hipótesis resulta avalada por el hecho de que en 1976, es decir, un año después de que le fuera concedido el certificado de aeronavegabilidad civil, la aeronave equipaba los mismos cinturones que llevaba en el momento en que tuvo lugar el accidente.

2.2.3. Observación visual de los cinturones de seguridad

Las dos semibandas están fabricadas con una fibra sintética. En los extremos en los que va el cierre tienen cosido un trozo de cuero, de anchura superior a la de la banda, cuya función es la de repartir las cargas en una mayor superficie.

A primera vista no se observan signos evidentes de deterioro (desgarros, roces, decoloración, etc.) en ninguno de los dos cinturones.

Examinando más a fondo las zonas en las que se han producido las roturas, se aprecia que las fibras están tan deterioradas que se deshacen con sólo frotarlas con los dedos. Se repitió esta acción en otras partes del cinturón, alejadas de los puntos de rotura, observándose que la fibra también se deshacía.

2.2.4. *Mantenimiento de los cinturones de seguridad*

El manual de mantenimiento de la aeronave determina que diariamente se comprobará el estado de los cinturones, y cada 25 h se verificará además su perfecta sujeción, aunque no aporta información sobre como evaluar el estado de los cinturones. En este sentido, conviene significar que la mayoría de los fabricantes de aeronaves ligeras indican que la verificación del estado de los cinturones se realizará visualmente.

La apariencia de los cinturones de seguridad de la aeronave siniestrada no hacía pensar que estuvieran degradados.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- No se ha encontrado anomalía alguna en los dispositivos de control en vuelo de la aeronave, a excepción de la rotura de uno de los cables de la aleta de compensación, que actúa en combinación con la barra del flap.
- La velocidad horizontal de la aeronave en el momento en que impactó contra el terreno era reducida, en tanto que la de descenso era elevada.
- Los cinturones de seguridad se encontraron degradados y se rompieron en el impacto, quedando desprotegidos los dos ocupantes de la aeronave.

3.2. Causas

La hipótesis sobre la causa del accidente que presenta un mayor grado de congruencia con la reconstrucción del evento y, por tanto, la que se considera más probable, es que en el transcurso de un viraje a izquierdas tras el despegue, aún con poca velocidad y altura, la aeronave inició el desarrollo de una inestabilidad conocida como «balanceo del holandés», propiciada por el efecto del diedro del ala. El piloto intentó recuperar el control de la aeronave picando, a fin de ganar velocidad, pero no lo consiguió debido a la poca altura de que disponía.

El estado de degradación de los cinturones de seguridad contribuyó a que las heridas sufridas por el piloto revistiesen mayor gravedad.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 34/05. Ante la posibilidad de que los cinturones de seguridad de gran parte de la flota de aeronaves históricas que vuelan en España, se encuentren en condiciones de degradación similares a los de esta aeronave, se recomienda a la DGAC que lleve a cabo un programa de revisiones entre dichas aeronaves, a fin de conocer el estado de los cinturones de seguridad instalados y su idoneidad para continuar en servicio, y, en función de los resultados, establecer si fuese necesario limitaciones de su vida útil.