CIAIAC
Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

INFORME TÉCNICO
A-026/1999

Accidente ocurrido el día 6 de junio de 1999, a la aeronave CESSNA 152, matrícula EC-GED, en el término municipal de Mas de Barberans (Tarragona)

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-026/1999

Accidente ocurrido el día 6 de junio de 1999, a la aeronave CESSNA 152, matrícula EC-GED, en el término municipal de Mas de Barberans (Tarragona)

MINISTERIO DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Edita: Centro de Publicaciones
Secretaría General Técnica
Ministerio de Fomento ©

NIPO: 161-03-011-0
Depósito legal: M. 23.129-2003
Imprime: Centro de Publicaciones

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 60 E-mail: ciaiac@mfom.es C/ Fruela, 6
Fax: +34 91 463 55 35 http://www.mfom.es/ciaiac 28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente Informe es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se produjo el evento objeto de la investigación, con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico, sin que se haya dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de los futuros accidentes.

Consecuentemente, el uso que se haga de este Informe para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

Abreviaturas vii

Sinopsis ix

1. Información factual 1

1.1. Antecedentes del vuelo 1
1.2. Lesiones de personas 1
1.3. Daños a la aeronave 1
1.4. Otros daños 2
1.5. Información personal 2
1.5.1. Piloto 2
1.6. Información de aeronave 2
1.6.1. Célula 2
1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad 3
1.6.3. Registro de mantenimiento 3
1.6.4. Motor 3
1.6.5. Hélice 4
1.7. Información meteorológica 4
1.8. Ayudas para la navegación 4
1.9. Comunicaciones 4
1.10. Información de aeródromo 4
1.11. Registradores de vuelo 4
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto 5
1.13. Información médica y patológica 6
1.14. Incendios 6
1.15. Aspectos de supervivencia 6
1.16. Ensayos e investigaciones 6
1.16.1. Colaboración del INTA en la investigación del accidente 6
1.16.2. Estudios realizados en los elementos de unión hélice-motor 6
1.16.3. Estudios realizados en las uniones motor-bancada-cortafuegos 8
1.16.4. Inspección de las alas, flaps y alerones 11
1.17. Información sobre organización y gestión 12
1.18. Información adicional 12
1.18.1. Estudio de posibles maniobras capaces de hacer sobrepasar los límites estructurales de diseño con dispersión de los restos 12
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces 15

2. Análisis 17

2.1. Desarrollo del vuelo 17
2.2. Consideraciones sobre el fallo estructural de la aeronave 17
2.3. Consideraciones sobre posibles maniobras 19

3. Conclusión 21

3.1. Conclusiones 21
3.2. Causas 21

4. Recomendaciones sobre seguridad 23

Apéndices 25

Apéndice A. Ruta habitual y probable de la aeronave. Esquema de dispersión de restos sobre el terreno 27
Apéndice B. Esquema y fotografías del montaje y rotura de la hélice 31
Apéndice C. Esquema y fotografías del montaje y roturas de elementos de la planta de potencia 35
Apéndice D. Fotografías de roturas en las alas 41

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
00° 00′ 00″	Grados, minutos y segundos
ADF	Equipo receptor de señal de radiofaros no direccionales (NDB)
E	Este
ft	Pies
h	Horas
hh:mm	Tiempo expresado en horas y minutos
Ha	Hectárea(s)
HP	Caballos de vapor
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
m	Metro(s)
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
N	Norte
S	Sur
W	Oeste

Sinopsis

El día 6 de junio de 1999, la aeronave Cessna 152, matrícula EC-GED despegó a las 12:46 h [1] del Aeropuerto de Zaragoza con destino al Aeropuerto de Castellón en vuelo visual, con un piloto al mando y un pasajero.

Aproximadamente a las 14:30 h, la aeronave se desintegró en vuelo cayendo sus restos en unos terrenos del municipio de Mas de Barberans (Tarragona), sin que hubiera ninguna comunicación anunciando alguna anormalidad.

No se encontraron evidencias de incendio ni de explosión, y el fallecimiento de los ocupantes se produjo como resultado del accidente.

En el curso de la investigación se ha encontrado que la desintegración de la aeronave en vuelo se produjo por un fallo estructural motivado por la entrada de la aeronave en una situación que la hizo sobrepasar el factor de carga último de diseño, probablemente un picado en espiral.

[1] Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener la hora UTC hay que restar dos horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El día 6 de junio de 1999, la aeronave Cessna 152, matrícula EC-GED, despegó del Aeropuerto de Zaragoza a las 12:46 h, con un piloto y un pasajero a bordo, con destino al Aeropuerto de Castellón en vuelo visual. El tiempo estimado de vuelo era de 2:30 h.

El último contacto con la Torre de Zaragoza se produce a las 13:15 h, comunicando que abandonaba el sector y se encontraba a unas 40 millas del aeropuerto con una altitud de 6.000 pies y ascendiendo a 7.500.

La ruta habitual seguida por los pilotos para este trayecto es la marcada por el cauce del río Ebro hasta las proximidades de la ciudad de Tortosa, continuando por la costa hasta Castellón. Dada la localización del lugar del accidente y la hora en que se produjo, se puede establecer que ésta fue la ruta seguida por la aeronave accidentada.

Aproximadamente a las 14:30 h se produjo el accidente sin que haya ninguna comunicación previa informando de alguna anomalía. Según declaración de un testigo que se encontraba en una finca a unos 4 km de la localidad de Mas de Barberans, próxima a Amposta (Tarragona), oyó el ruido del motor de un avión y miró hacia el cielo, viendo una avión ya en varios trozos, distinguiendo perfectamente un ala desprendida completamente del aparato.

La aeronave se desintegró en el aire, cayendo los restos diseminados en una superficie de unas 16 Ha y falleciendo los dos ocupantes como resultado del impacto con el terreno.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación	1		
Pasajeros	1		
Otros			

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave resultó totalmente destruida.

1.4. Otros daños

Se produjeron daños menores en algunos olivos y algarrobos que se encontraban en el terreno sobre el que se esparcieron los restos de la aeronave en su caída.

1.5. Información personal

1.5.1. *Piloto*

Edad/Sexo:	34 años/Varón
Nacionalidad:	Española
Licencia:	Piloto privado de avión
Calificaciones:	— Monomotores terrestres con MTOW inferior a 1.500 kg — Vuelo visual diurno
Antigüedad:	05-10-1998
Validez:	10-03-2000
Experiencia en vuelo:	— Horas totales de vuelo: 87:05 h — Como piloto al mando: 32:57 h — Horas en el tipo: 50 minutos, correspondientes a un vuelo de familiarización

1.6. Información de aeronave

La aeronave Cessna 152 es un monomotor de ala alta con montantes y tren triciclo fijo, y con capacidad para dos personas. Sustituyó en la producción a la Cessna 150 a partir de 1977. Se diferencia de ésta en que monta un motor Lycoming O-235 en lugar de un Continental O-200 y en una mejora del sistema de combustible.

Hasta 1986 se construyeron cerca de 7.500 unidades, mientras que de su antecesor fueron fabricadas entre Cessna y Reims Aviation de Francia más de 19.000 unidades hasta 1977.

1.6.1. *Célula*

Marca:	Cessna
Modelo:	152
Número de fabricación:	152-83461

Año de fabricación:	1979
Matrícula:	EC-GED
MTOW:	757 kg
Propietario:	Club de vuelo
Explotador:	Club de vuelo

1.6.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Número:	3854
Clase:	Normal
Categoría:	Escuela
Prestación técnica:	Normal. Aeronave idónea sólo para vuelo visual
Fecha de expedición:	08-11-1995
Fecha de caducidad:	30-09-1999

1.6.3. *Registro de mantenimiento*

Horas totales de vuelo:	4.528:35 h
Última revisión de 200 h:	20-02-1999
Horas última rev. de 200 h:	4.374:55 h
Última revisión de 100 h:	19-05-1999
Horas última rev. de 100 h:	4.479:35 h
Última revisión de 50 h:	04-06-1999
Horas última rev. de 50 h:	4.528:35 h

1.6.4. *Motor*

Marca:	Lycoming
Modelo:	O-235-L2C
Potencia:	110 HP
Número de serie:	L-14517-15
Última revisión general:	26-02-1999
Horas última revisión general:	3.397:40 h

El resto de las revisiones coinciden con las de la célula.

1.6.5. *Hélice*

Marca:	McCauley
Modelo:	1A103/TCM 6958
Número de serie:	R776362

Se montó en la aeronave el 26-02-1999, procedente de revisión general.

1.7. Información meteorológica

La información meteorológica correspondiente a la zona del accidente a las 14:00 h indicaba que el viento era a 140° con intensidad de 5 nudos, buena visibilidad, cielo cubierto de cúmulos congestus con base entre 2.000 y 3.000 pies, y una temperatura de 22 °C.

Durante las horas anteriores y posteriores al accidente no se registró la caída de ningún rayo en la provincia de Tarragona.

1.8. Ayudas para la navegación

No aplicable.

1.9. Comunicaciones

Entre las 12:54 y 13:04 h hubo varias comunicaciones con la torre de control de Zaragoza, que trató de localizarlo en la pantalla del radar sin conseguirlo, llegando a la conclusión de que el transpondedor estaba averiado.

La última comunicación de la que se tiene constancia se produjo a las 13:15 h con la torre de Zaragoza para informar que abandonaba el sector encontrándose a unas 40 millas del aeropuerto con una altitud de 6.000 ft y ascendiendo a 7.500.

1.10. Información de aeródromo

No es relevante para la investigación de este accidente.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no disponía de registradores de vuelo ya que no son preceptivos para las de su tipo.

1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto

El lugar del impacto es un terreno abierto y liso en el que hay plantados numerosos olivos y algarrobos, cruzándolo de SE a NW el camino que conduce de Santa Bárbara a Mas de Barberá.

A ambos lados de este camino se encontraron diseminados los restos de la aeronave de forma tal que si se traza una circunferencia con centro en el punto medio de la línea que une el lugar en que cayó el motor y la situación del receptor ADF, separados entre sí por 446 m, prácticamente quedarían todos ellos dentro de este círculo. En el Apéndice A queda reflejada la situación de los elementos principales.

La hélice (11, en el Esquema del Apéndice A), con su domo, apareció separada del motor por rotura de los casquillos de alojamiento de los tornillos que la unían al extremo del cigüeñal sin presentar daños importantes. Las palas no habían sufrido deformaciones excepto una, que tenía un ligero doblado hacia delante de unos 8 cm de longitud desde el extremo.

El motor (5, en el Esquema del Apéndice A) tenía unidos la chapa cortafuegos, la bancada y la pata delantera del tren de aterrizaje así como parte del capotaje y trozos del revestimiento del fuselaje remachados a la chapa cortafuegos. El plato dentado para arranque (25, en el Esquema del Apéndice A) situado entre la hélice y la placa del cigüeñal, apareció a unos 130 m clavado en la tierra. Es el único elemento que quedó fuera del círculo descrito anteriormente.

El plano derecho (15, en el Esquema del Apéndice A) parecía haber sido arrancado violentamente rompiendo el fuselaje, quedando trozos de él unidos a los herrajes tanto del propio plano como de su montante.

El plano izquierdo (19, en el Esquema del Apéndice A), sin embargo, no presentaba restos del fuselaje en su unión al mismo.

El fuselaje posterior y superficies de cola (16, en el Esquema del Apéndice A) estaban destrozados como resultado del impacto con el suelo, manteniendo unidas las dos patas del tren principal y, probablemente, el asiento del pasajero cuyo cadáver se encontró entre estos restos.

Por toda el área señalada aparecieron diseminadas partes de la estructura de la aeronave, de los mandos de vuelo, instrumentos, equipos de navegación, etc., además de efectos personales y equipaje.

No se encontraron indicios de haberse producido incendio en ningún momento.

1.13. Información médica y patológica

El informe sobre la autopsia realizada a los cadáveres de los dos ocupantes de la aeronave indica que ambos fallecieron por traumatismo craneoencefálico y shock traumático secundario a lesiones viscerales múltiples, no encontrándose en los restos signos o estigmas de quemaduras.

En los análisis toxicológicos realizados sobre muestras procedentes de los dos cadáveres no se encontraron indicios de drogas ni de alcohol.

1.14. Incendios

No se produjo incendio ni se encontraron indicios de explosión.

1.15. Aspectos de supervivencia

Dadas las características del accidente no hubo ninguna posibilidad de supervivencia para los ocupantes de la aeronave.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. *Colaboración del INTA en la investigación del accidente*

Dadas las características del accidente que hacían suponer fuera producido por un fallo estructural, la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (CIAIAC) solicitó del Departamento de Materiales y Estructuras del INTA su colaboración en la investigación de dicho accidente mediante el estudio de las roturas presentes en determinadas partes o zonas de la aeronave, seleccionadas de común acuerdo entre las dos organizaciones.

Habiendo aparecido la hélice separada del motor, se inició la investigación centrándose en este hecho, para determinar si el desprendimiento de la hélice en vuelo pudiera haber sido el fallo primario que diera origen a los sucesivos fallos estructurales que provocaron la destrucción parcial de la aeronave.

Posteriormente se continuó con el estudio del desprendimiento de la bancada del motor unida a éste, chapa cortafuegos y pata delantera del tren de aterrizaje.

1.16.2. *Estudios realizados en los elementos de unión hélice-motor*

El conjunto de la hélice se fija al motor mediante seis tornillos pasantes cuyos extremos roscados se acoplan a unos casquillos implantados en la platina delantera del cigüeñal.

Los casquillos roscados se apoyan en la cara posterior de la platina mediante las correspondientes valonas o pestañas (Apéndice B). Estos casquillos se han salido de sus taladros de alojamiento al romperse, por cizalladura, por la zona de unión de las pestañas a los cuerpos cilíndricos correspondientes.

Por parte del Departamento de Materiales y Estructuras del INTA se realizan estudios y ensayos exhaustivos sobre los componentes del sistema de unión hélice-motor, centrándose especialmente en los tornillos y sus correspondientes casquillos, tanto de los procedentes de la aeronave accidentada como de otros nuevos facilitados por el fabricante, para comparar resultados. Se llevan a cabo ensayos de dureza; tracción de los tornillos (con un dispositivo especial para simular las condiciones de montaje en la aeronave); cizalladura de la pestaña del casquillo; par de apriete y composición química y microestructura, comprobando que cumplen las normas de calidad del fabricante.

El estudio de los casquillos rotos en servicio y los dos rotos en ensayo, realizado con ayuda de distintos medios de ampliación, proporciona resultados similares en todos los casquillos excepto una marca en la pared lateral de los casquillos en la zona del radio de acuerdo entre los mismos y la pestaña, producida por presión del casquillo sobre la pared del taladro y que aparece solamente en los casquillos procedentes de la aeronave, siendo especialmente acusadas en tres de ellos en los que, además, se aprecia una pequeña deformación plástica por flexión (compresión en una zona y tracción en la diametralmente opuesta).

En el informe correspondiente, el Departamento de Materiales y Estructuras del INTA relaciona todos los estudios y ensayos realizados sobre los restos de la unión hélice-motor de la aeronave accidentada, y llega a las siguientes conclusiones:

1. El conjunto hélice con sus elementos de fijación se desprendió en vuelo de la platina del cigüeñal como consecuencia de la rotura por cizalladura de las valonas de los casquillos en cuyo interior se acoplan por la rosca correspondiente los tornillos de fijación de la hélice. Estas roturas permitieron el desprendimiento, separándose de las valonas citadas, del conjunto hélice, junto con los tornillos y cuerpos cilíndricos de los casquillos rotos. Este proceso de separación de la hélice permitió y ocasionó el desprendimiento en vuelo, también, del plato con corona.
   Las acciones que provocaron las roturas mencionadas fueron trasmitidas a través de la platina del cigüeñal al conjunto hélice.
2. La operación de montaje de la hélice fue correcta, tanto en su realización como en los elementos y disposición de los mismos. Los elementos utilizados en el montaje corresponden a los especificados por el fabricante y no presentaban ningún tipo de defecto que justificase un comportamiento mecánico de la unión roscada, inferior al que se podía esperar.
   Por tanto, la acción recibida y que provocó la incidencia fue una sobrecarga en relación con las cargas normales de funcionamiento.

3. En cuanto al origen de la solicitación anormalmente elevada, aludida en el párrafo anterior, tuvo carácter de solicitación prácticamente instantánea y, por tanto, con cierto efecto de impacto, y su origen más probable fue un movimiento brusco trasmitido a través de la platina de unión al cigüeñal, que desplazó angularmente el plano de rotación de la hélice con respecto al que tenía en las condiciones en que se desarrollaba el vuelo, provocando, como consecuencia del par giroscópico de la hélice, la reacción al desplazamiento angular de la platina del cigüeñal, originándose así la sobrecarga que provocó la rotura de los casquillos.
4. En todo caso, la rotura que provocó el desprendimiento de la hélice no constituye, considerando el conjunto de la aeronave, un fallo primario en vuelo del conjunto hélice y sus elementos de fijación al cigüeñal.

1.16.3. *Estudios realizados en las uniones motor-bancada-cortafuegos*

La parte delantera de la aeronave, desde la hélice hasta la chapa cortafuegos, está formada por la hélice con su domo y todos sus accesorios, el motor con todos los elementos que permiten su funcionamiento, la bancada que soporta al motor y, en este caso también, la pata delantera del tren de aterrizaje, y por último, la chapa cortafuegos, que a su vez cierra la estructura del fuselaje por delante del habitáculo de la aeronave. El revestimiento de esta zona lo forman las cubiertas del motor y la coraza delantera, todos ellos desmontables.

Toda esta parte delantera de la aeronave, excepto la hélice, que se había separado antes, llevando unidos algunos trozos de estructura y revestimiento del fuselaje, impactó con el terreno con un golpe «seco» (no se encontraron huellas de arrastre), quedando en una posición intermedia entre apoyado sobre el lado izquierdo e invertido, siendo esta posición, muy aproximadamente, la de impacto.

Se llevan a cabo estudios muy detallados de todos los daños y deformaciones que aparecen en el motor y sus accesorios, con análisis macro y microfractográficos que corresponden en todos los casos a roturas por sobrecarga estática con efecto de impacto. No se encuentran roturas de tipo progresivo (fatiga o tenso corrosión) y los materiales y procesos de fabricación son los correctos.

Las observaciones y análisis realizados a los tubos y elementos de la bancada en todas sus deformaciones y roturas, incluyendo el soporte de la rueda de morro, indican que sobre el conjunto han actuado fuerzas con tres componentes: lateral (que ha provocado el desplazamiento hacia la izquierda), vertical (desplazamiento hacia la parte superior del avión) y horizontal (desplazamiento hacia delante). Al no haber señales de entrada de cargas concentradas, se desprende que las fuerzas que han actuado sobre el conjunto han sido fuerzas de inercia. Las fuerzas internas desarrolladas en el conjunto de los elementos de la bancada han originado todas las deformaciones y roturas de los tubos del sistema, incrementadas por la acción de las fuerzas de inercia y momentos flectores transmitidos por las masas de la pata de morro con su rueda.

La chapa cortafuegos, que cierra estructuralmente la zona anterior del fuselaje, va remachada a la parte frontal de los herrajes (refuerzos en U remachados en los extremos) de los cuatro largueros longitudinales del mismo y al revestimiento. Mediante tornillos pasantes con tuerca se unen los cuatro nudos de la bancada a los correspondientes largueros del fuselaje a través de los citados herrajes. Estos tornillos no presentaban ninguna anomalía, estando las tuercas autofrenantes en su posición y apretadas. Solamente en el tornillo del nudo inferior izquierdo aparece una ligera deformación de flexión.

La separación de la chapa cortafuegos se produce por rotura de los largueros del fuselaje por detrás de los herrajes en tres de ellos, los dos superiores y el inferior derecho, visto en dirección de vuelo, con arrastre de trozos de chapa de revestimiento y de los largueros que quedan unidos a la chapa cortafuegos. En el nudo inferior izquierdo, la rotura de separación se ha producido exclusivamente en el frontal del herraje, que ha quedado unido al larguero. Esta rotura pasa por el taladro donde se aloja el tornillo de sujeción de la bancada del motor y ha permitido la salida de la cabeza del mismo.

Una vez terminado el estudio y análisis detallado del estado de todos los elementos que forman parte de la planta de potencia, el Departamento de Materiales y Estructuras del INTA emitió el correspondiente informe, en el que se llegó a las siguientes conclusiones:

1. La planta de potencia completa, incluyendo hélice, motor, bancada, cubiertas de motor y accesorios, se desprendió como conjunto del resto de la aeronave junto con una parte de la zona anterior del fuselaje que comprendía la chapa cortafuegos, el extremo delantero de tres de los cuatro largueros del fuselaje a los que va anclada la bancada del motor y parte del lateral derecho del revestimiento en la zona en que éste se une a la chapa cortafuegos. El tren de aterrizaje delantero, que va soportado por la misma bancada que el motor, se desprendió también unido a la bancada.
2. La planta de potencia completa, después de su separación del resto de la aeronave, conservaba su configuración original, no habiéndose alterado la disposición relativa de los cuatro nudos de anclaje de la bancada a los largueros del fuselaje y a la chapa cortafuegos, ni tampoco la de los de unión al motor, ni las posiciones de las cubiertas de motor. La única alteración sufrida en el proceso de separación fue el desprendimiento de la hélice del cigüeñal del motor y de la corona de arranque y la rotura parcial que el desprendimiento de esta última ocasionó en la coraza delantera de las cubiertas del motor.
3. Todos los daños (roturas y deformaciones) que presentaban, después del accidente, el motor y sus accesorios, así como las cubiertas de motor (con excepción, en el caso de la coraza, de la parte de daño ya mencionado en el punto anterior) y la bancada conjunta de motor y pata delantera del tren de aterrizaje y la propia pata, se produjeron al impactar la planta de potencia completa en el terreno. Así mismo, las deformaciones de la chapa cortafuegos se produjeron, inducidas por la bancada, en el impacto con el terreno.

4. El fallo estructural que provocó el desprendimiento de la planta de potencia se produjo en la parte delantera del fuselaje, en la zona de unión de éste a la bancada de motor, bajo la acción de las fuerzas transmitidas al fuselaje por la bancada a través de los nudos de unión de ésta al fuselaje, y se inició en el nudo inferior del lado izquierdo por rotura de la U de refuerzo del larguero. Por tanto, el fallo primario que desencadenó la cadena de fallos que provocaron la separación de la planta de potencia junto con la chapa cortafuegos y fragmentos del fuselaje unidos a ella, fue la rotura de la U de refuerzo y entrada de cargas procedentes de la bancada, del extremo delantero del larguero longitudinal inferior izquierdo del fuselaje.
5. La rotura de la mencionada U presenta los caracteres macro y microfractográficos que permiten establecer que dicha rotura es del tipo de *sobrecarga estática*. La U no presentaba ningún defecto original intrínseco en el material de que estaba fabricada, que hubiese podido provocar en este elemento una resistencia menor de la esperable al mecanismo de rotura que ha operado en él. Tampoco había experimentado ningún proceso previo de rotura progresiva por fatiga, tenso-corrosión o corrosión, que hubiese provocado una disminución de su resistencia mecánica original; esta misma circunstancia se da también en el resto de los elementos afectados.
   El material y características mecánicas de la U que ha sufrido la rotura son idénticos al de la U de los otros largueros.
6. El motor no había sufrido, previamente al impacto sobre el terreno, ninguna rotura de sus partes móviles que hubieran podido transmitir por desequilibrado fuerzas anormales a la bancada, ni presentaba ningún indicio de anormalidades funcionales de cualquier tipo.
   Tampoco la hélice había sufrido ninguna rotura que hubiese podido originar cargas anormales en la bancada. La hélice se desprendió del motor por rotura de sus tornillos de unión al cigüeñal bajo la acción de un par giroscópico, tal como quedó establecido en el correspondiente informe.
7. La sobrecarga estática que la planta de potencia completa transmitió al fuselaje en un instante determinado y que provocó la rotura de su parte delantera y consiguiente desprendimiento de la planta de potencia y los fragmentos de fuselaje que se separaron unidos a ella, sólo pudo haberse producido como consecuencia de una situación que llevó a la aeronave a sobrepasar, a partir de las condiciones de vuelo iniciales, el factor de carga máximo previsto. La solicitación mecánica que originó esta sobrecarga proviene de la fuerza de inercia actuando sobre el motor, incluyendo el par giroscópico de la hélice al cambiar bruscamente la orientación del plano de giro de la misma. El origen de la situación a que aludimos no puede ser establecido a partir del examen de los restos de la planta de potencia y parte delantera del fuselaje desprendido con ella.
8. El fallo primario (rotura de la U de refuerzo del extremo delantero del larguero inferior izquierdo a que va anclado el nudo de la bancada del motor) que provocó la separación de la planta de potencia arrastrando con ella la chapa cortafuegos y fragmentos de fuselaje, produce en el fuselaje una grave disminución de su resistencia estructural, dado que la chapa cortafuegos es el mamparo de cierre de la estructura del fuselaje en su parte delantera. Por tanto, este fallo primario podría

ser, en nuestra opinión, suficiente para justificar la destrucción estructural que sufrió la aeronave, es decir, ser el fallo primario de esta destrucción general. No obstante, esto puede ser confirmado considerando el proceso de separación de las alas del resto de la aeronave.

1.16.4. *Inspección de las alas, flaps y alerones*

Se llevó a cabo una inspección detallada de ambas alas con sus superficies de mando, flaps y alerones, y todos los elementos que hacen posible el accionamiento de éstos.

El ala izquierda se había desprendido del fuselaje limpiamente a través de sus puntos de amarre, sin que hubiera arrastrado ningún trozo del mismo. El montante, que no presentaba ninguna deformación, había quedado unido al ala y se había desprendido del fuselaje de la misma forma. Esto indica que este ala había sufrido una sobrecarga perpendicular a su plano y hacia arriba que se había transmitido al fuselaje a través de sus puntos de unión, provocando la rotura en ellos. El flap presentaba una pequeña deflexión mientras el alerón estaba en su posición neutra.

El ala derecha había arrastrado consigo en su desprendimiento parte del fuselaje, herrajes y revestimiento, al que se encontraba unida. El montante quedó unido al ala presentando una zona doblada próxima a la unión al fuselaje, llevándose un trozo de éste que incluía el herraje de unión y parte de la estructura con su revestimiento. Esto indica que este ala había sufrido una sobrecarga perpendicular a su plano y hacia abajo que se había transmitido al fuselaje a través de sus puntos de unión, provocando la rotura de la estructura del fuselaje que soportaba los puntos de unión al mismo. En el flap se observaba una deflexión de 10° aproximadamente.

Después de tener acceso a los elementos de accionamiento de los mandos, tanto mecánicos como eléctricos, se observó que había continuidad en todos los cables y conexiones, dentro de cada una de las alas.

Las roturas que aparecían en los cables de acero de los mandos de alerones y flaps presentaban todas ellas el deshilachado típico de las roturas por sobrecarga a tracción.

Se inspeccionaron y comprobaron todos y cada uno de los elementos que componen el sistema de accionamiento de los flaps, así como sus puntos de giro, no encontrando ninguna anormalidad en ellos, por lo que se puede suponer que la pequeña deflexión que aparecía en ambas alas se produjo como consecuencia del impacto con el terreno.

Todo esto indica que las cargas que se presentaron en un momento determinado actuaron a través de los elementos previstos en el diseño de la estructura de la aeronave, pero fueron de una magnitud superior a la prevista, lo que provocó el fallo estructural que permitió el desprendimiento de las alas.

1.17. Información sobre organización y gestión

No aplicable.

1.18. Información adicional

1.18.1. *Estudio de posibles maniobras capaces de hacer sobrepasar los límites estructurales de diseño con dispersión de los restos*

Los estudios realizados por el INTA concluyen que la destrucción de la aeronave se produjo como consecuencia de un fallo estructural en vuelo, por haberse sobrepasado los factores de carga últimos de diseño de la misma.

Este hecho, unido a la gran dispersión de los restos de la aeronave, ha conducido a la realización de un estudio detallado de las maniobras que pueden dar lugar a situaciones de este tipo.

1.18.1.1. Consideraciones generales

Los perfiles que constituyen el ala de este tipo de aeronave se caracterizan por el hecho de que, en la zona de pérdida, el coeficiente de sustentación disminuye de una forma muy acusada al aumentar el ángulo de ataque; además, el ala tiene torsión geométrica negativa, por lo que entra en pérdida antes por el centro que por el extremo.

Esto da lugar a que la aeronave tenga una gran penetración aerodinámica y sea muy sensible al accionamiento de los mandos de vuelo.

De hecho, en el manual de vuelo de la aeronave, en el apartado correspondiente a los límites de maniobra, se advierte:

1.° El avión con la proa baja, al ser muy limpio aerodinámicamente, tiene mucha penetración, de forma que aumenta su velocidad muy rápidamente.
2.° Es un requerimiento muy importante el control de la velocidad en cualquier maniobra, sobre todo en los virajes.
3.° Evitar siempre la acción brusca de los mandos.

Estas características peculiares llevan a considerar como posibles maniobras que pudieron producirse: la barrena, el picado en espiral y la inestabilidad espiral, que se describen a continuación.

1.18.1.2. La barrena

Se puede definir la barrena como un movimiento del avión en espiral automantenido alrededor de un eje vertical, durante el cual el ángulo de ataque medio de las alas es

superior al de pérdida del avión. Esta condición responde a la barrena estabilizada o desarrollada que representa un estado de equilibrio entre los momentos predominantes probarrena y antibarrena. Los momentos probarrena los proporciona fundamentalmente el ala y los antibarrena el resto de la aeronave: fuselaje, estabilizador vertical y un poco el grupo motor a baja potencia. En este equilibrio es muy importante la forma de la sección transversal del fuselaje, que puede variar notablemente los momentos de guiñada antibarrena. Esta aeronave, debido a la forma de su sección transversal, se considera fuertemente antibarrena.

Cuando un avión entra en barrena, pasa por una fase denominada barrena incipiente, que comprende una zona desde la iniciación de la maniobra, bien mandada o inadvertida, hasta que alcanza su equilibrio como barrena desarrollada. En esta fase la recuperación suele ser fácil. Sin embargo, en esta fase se establece una pugna entre los momentos probarrena y antibarrena hasta conseguir el equilibrio entre ambas, dando lugar a la barrena desarrollada. Este mecanismo, producido fundamentalmente por el ala en pérdida con momentos de alabeo y guiñada, caracteriza a la «barrena incipiente». Otra característica es que el eje de la barrena se encuentra cerca del plano de simetría de la aeronave y de su centro de gravedad. También durante la barrena desarrollada su velocidad vertical varía muy poco o nada, hasta tal punto que se la considera estacionaria, y no es muy elevada.

Esta maniobra es recuperable y, en el caso de que no se recupere, no se supera el límite estructural de la aeronave y ésta impacta con el suelo.

1.18.1.3. El picado en espiral

En comparación con la barrena, el picado en espiral se inicia cerca de la pérdida, producido por una asimetría, mandada por el piloto o debida a una ráfaga lateral o asimétrica, u otro agente externo en forma de turbulencia, etc., y se caracteriza porque el ala no está en pérdida pero sí muy próximo a ella.

En esta maniobra, el eje está fuera de la aeronave, la velocidad aumenta con mucha rapidez y no se presentan el resbalamiento ni el derrape que habitualmente se producen en la barrena.

Si no se corrige rápidamente esta maniobra, debido al aumento tan rápido de la velocidad, no da tiempo a recuperar la aeronave.

Estos casos se dan con más frecuencia en aviones que tienen el centro de gravedad muy adelantado y, en dicha posición, la deflexión máxima del timón de profundidad a encabritar no permite alcanzar la pérdida del ala. Si el piloto, en estas condiciones, mantiene el avión volando lento y aparece una asimetría, el avión gira en guiñada y entra en una espiral en picado que incrementa rápidamente la velocidad, sin que al piloto le dé tiempo a reducirla.

Las alas cuyos perfiles tienen una disminución muy acusada del coeficiente de sustentación en la zona de pérdida, como es el caso de la aeronave que sufrió el accidente, tienen tendencia a originar caídas violentas en autorrotación de estas características.

Esta maniobra sólo es recuperable cuando se inicia; en el caso de que no se recupere, se supera enseguida el límite estructural de la aeronave y ésta se destruye en vuelo.

1.18.1.4. La inestabilidad espiral

La inestabilidad espiral se caracteriza por entrar la aeronave en un viraje en el que el radio de giro se reduce de forma continua, es decir, se va cerrando la espiral y la velocidad va aumentando progresivamente.

Normalmente la inestabilidad espiral es originada en el avión por poseer demasiada estabilidad direccional e insuficiente efecto diedro o estabilidad lateral. Así, si el avión en su vuelo normal se ve sorprendido por una ráfaga vertical asimétrica, le levantará un ala y el avión virará, bajando el morro hacia el ala que baja, produciendo un momento de alabeo y un resbalamiento; la estabilidad direccional da lugar a un momento de guiñada con el morro hacia el viento relativo para anular el resbalamiento que se haya producido y origina una velocidad de guiñada que, a su vez, origina nuevos momentos de alabeo y guiñada.

En el caso de que el movimiento sea estable, la aeronave se aproxima de forma asintótica al rumbo de referencia, de manera que el avión describe un viraje suave en el que el radio de giro aumenta de forma continua.

Cuando el movimiento es inestable esta inducción de efectos produce una inclinación lateral que, debido a la preponderancia de la estabilidad direccional sobre la estabilidad lateral, da lugar a que la aeronave se aleje con el tiempo del rumbo de referencia, con un resbalamiento muy pequeño. En este caso, el radio de giro disminuye de forma continua y el avión describe un viraje en espiral cada vez más cerrada y con mayor velocidad. Este movimiento es el que recibe el nombre de inestabilidad espiral.

Esta maniobra es recuperable al principio del movimiento inestable, siendo muy difícil hacerlo después; en el caso de que no se recupere, se supera el límite estructural de la aeronave y ésta se destruye en vuelo.

A los efectos de prevenir este tipo de inestabilidad, las normas establecen que las aeronaves deben ser estables o ligeramente inestables. En el caso que nos ocupa, la aeronave es ligeramente inestable y, de acuerdo con sus características, poco propensa a sufrir este tipo de inestabilidad.

1.18.1.5. Conclusión

Del estudio realizado, donde se han seleccionado las maniobras que se han considerado adecuadas al accidente que se está tratando, y considerando las características peculiares de cada maniobra y la respuesta del avión, destacando los principales parámetros a considerar, se puede deducir que la maniobra más probable que ha podido producir la destrucción de la aeronave como consecuencia de un fallo estructural en vuelo es un picado en espiral.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No se han utilizado.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del vuelo

La aeronave Cessna 152, matrícula EC-GED, despega del Aeropuerto de Zaragoza a las 12:46 h del día 6 de junio de 1999 en un vuelo visual programado con destino al Aeropuerto de Castellón, con un piloto al mando y un pasajero.

Entre las 12:54 h y las 13:04 h hay constancia de varias comunicaciones entre la torre de control de Zaragoza y la aeronave porque ésta no es localizada en el radar, llegándose a la conclusión de que el transpondedor se encontraba averiado, por lo que no se dispone de las trazas de radar de este vuelo. A las 13:15 h se tiene el último contacto comunicando que se encuentra a 40 millas de Zaragoza, sin que vuelva a tener ninguna comunicación con Zaragoza ni con ninguna torre próxima a la trayectoria seguida por la aeronave. Se puede suponer, por tanto, que hasta el momento del accidente, aproximadamente a las 14:30 h, todo se ha desarrollado con normalidad, teniendo en cuenta, también, que las condiciones meteorológicas son adecuadas para el vuelo visual y no se ha registrado la caída de ningún rayo en toda la provincia de Tarragona.

Según declaraciones de un testigo, aproximadamente a las 14:30 h oyó el ruido del motor de una avioneta, viéndola caer en trozos, citando concretamente un ala separada. La aeronave se ha destruido en el aire y los restos se esparcen por un terreno liso y duro sembrado con olivos y algarrobos y dentro de un círculo de 446 m de diámetro, distancia que separa los elementos más alejados entre sí.

2.2. Consideraciones sobre el fallo estructural de la aeronave

Se descarta la posibilidad de una explosión porque en ninguno de los restos existen señales de incendio o deflagración y en los informes de las autopsias de los ocupantes se dice explícitamente no encontrarse indicios de fuego. Por otra parte, todos los informes de mantenimiento tanto de la aeronave como del motor y hélice indican que éste se ha realizado de acuerdo con los manuales correspondientes y en los tiempos establecidos en centros debidamente autorizados y controlados por las autoridades competentes. Todo ello hace suponer que la destrucción de la aeronave en vuelo se deba a un fallo estructural por haberse sobrepasado los factores de carga máximos autorizados.

Se estudia la posibilidad de que el desprendimiento de la hélice en vuelo fuera el fallo primario que originara la destrucción de la aeronave, llegándose a la conclusión de que dicho desprendimiento se produjo por la rotura por cizalladura de las pestañas de los casquillos en los que se alojan los tornillos que fijan la hélice a la platina del cigüeñal, debido a una sobrecarga transmitida por dicha platina al conjunto de la hélice. Esta sobrecarga, prácticamente instantánea, tuvo su origen, probablemente, en un movimiento brusco que desplazó angularmente el plano de rotación de la hélice con res-

pecto al que tenía en las condiciones en que se desarrollaba el vuelo, y que dio lugar a una reacción al desplazamiento angular de la platina del cigüeñal, como consecuencia del par giroscópico de la hélice. Todo ello lleva a descartar que el desprendimiento de la hélice fuera el fallo primario que provocara la destrucción de la aeronave.

En los estudios realizados por el INTA sobre los restos de la planta de potencia, se llega a la conclusión de que ésta se desprendió completa en unión de la bancada y chapa cortafuegos, la cual, a su vez, arrastró trozos de tres de los cuatro largueros del fuselaje y parte del revestimiento del mismo remachado a dichos largueros y al cortafuegos. Esta separación se produce por la rotura de la U de refuerzo que llevan los largueros, en la correspondiente al nudo inferior izquierdo, provocada por una sobrecarga estática, prácticamente instantánea, que entra únicamente a través de los elementos previstos en el diseño. Esta sobrecarga transmitida por la planta de potencia al fuselaje a través de la bancada sólo pudo producirse como consecuencia de una situación que hizo sobrepasar el factor de carga máximo previsto. La solicitación mecánica que originó la sobrecarga proviene de las fuerzas de inercia que actúan sobre el motor, en unión del par giroscópico de la hélice al cambiar bruscamente la orientación de su plano de giro.

Al fallar el nudo inferior izquierdo, se separa la planta de potencia por roturas en la parte delantera del fuselaje bajo la acción de cargas asimétricas transmitidas a éste a través de los otros tres nudos, arrastrando la chapa cortafuegos, que es el mamparo de cierre delantero de la estructura del fuselaje.

La desaparición del mamparo de cierre de la estructura delantera del fuselaje produce en éste una importante disminución de su resistencia estructural, suficiente para justificar la destrucción de la estructura que sufrió la aeronave.

No obstante, las diferencias que presentan las alas en las zonas de su unión al fuselaje indican que las alas se desprendieron por sobrecargas perpendiculares a su plano, hacia arriba en la izquierda y hacia abajo en la derecha, transmitidas al fuselaje a través de sus elementos de unión, es decir, la aeronave estuvo sometida a cargas asimétricas de magnitudes superiores a las máximas que podía soportar su estructura.

En consecuencia, todo parece indicar que la destrucción de la aeronave en vuelo se inició con una fuerte solicitación de cargas asimétricas sobre las alas, que se transmitieron a través de su estructura; como consecuencia del cambio brusco en la actitud de la aeronave producido por esta solicitación, el plano de giro de la hélice cambió bruscamente su orientación y su par giroscópico se opuso a este movimiento, transmitiendo a la estructura de la aeronave, a través del motor y su bancada, una fuerte solicitación de cargas de reacción a las transmitidas por las alas. El sistema de cargas resultante dio lugar a que se produjeran esfuerzos superiores a los máximos que podían soportar distintas partes de la estructura, separándose las alas por sus uniones a la estructura del fuselaje y el grupo motopropulsor por sus elementos de unión a la misma. El desprendimiento de la hélice fue una consecuencia más de este complejo sistema de cargas.

2.3. Consideraciones sobre posibles maniobras

En el apartado 1.18.1 se han estudiado las maniobras que pueden producirse en un avión como consecuencia de cargas asimétricas y que pueden llevar aparejada la pérdida del control de la aeronave, sobre todo en el caso de pilotos con poca experiencia de vuelo. Éstas son: la barrena, el picado en espiral y la inestabilidad espiral.

La barrena se caracteriza porque su velocidad vertical varía muy poco o nada y no es muy elevada, por lo que, en el caso de pérdida de control, la aeronave llega íntegra al suelo. En este caso, en consecuencia, se considera que no se produjo una barrena por el hecho de que la aeronave se destruyó en el aire.

En lo que se refiere a las otras dos maniobras estudiadas, en las que rápidamente se alcanzan velocidades que superan los límites estructurales en el caso de pérdida de control, se ha encontrado que el diseño de la aeronave hace que sea muy poco susceptible a la inestabilidad espiral y más susceptible al picado en espiral. En consecuencia, se considera más probable que en este caso se produjera un picado en espiral que llevó a la destrucción de la aeronave en vuelo.

Finalmente, no ha sido posible determinar el origen de la solicitación de cargas asimétricas sobre las alas que dio lugar a esta maniobra. Como situaciones típicas, cabe pensar en la presencia de turbulencia atmosférica, en una acción brusca del piloto sobre los mandos de vuelo, o en una combinación de ambas.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

— El piloto estaba calificado para el vuelo y contaba con una licencia válida.
— La aeronave tenía en vigor su certificado de aeronavegabilidad y había sido mantenida de acuerdo con el programa de mantenimiento aprobado.
— Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el vuelo visual programado.
— El vuelo se realizó sin problemas aparentes hasta el momento del accidente.
— La aeronave se destruyó en vuelo.
— Se considera que se superaron las cargas últimas de diseño, probablemente en el curso de una maniobra de picado en espiral, en la que la aeronave entró de manera inadvertida para el piloto.

3.2. Causas

El accidente se produjo por un fallo estructural en vuelo de la aeronave, como consecuencia de haberse superado las cargas últimas de diseño.

Teniendo en cuenta las características del accidente y las de la propia aeronave, se considera que las cargas últimas de diseño se superaron, probablemente, en el curso de una maniobra de picado en espiral, en la que la aeronave entró de manera inadvertida para el piloto.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

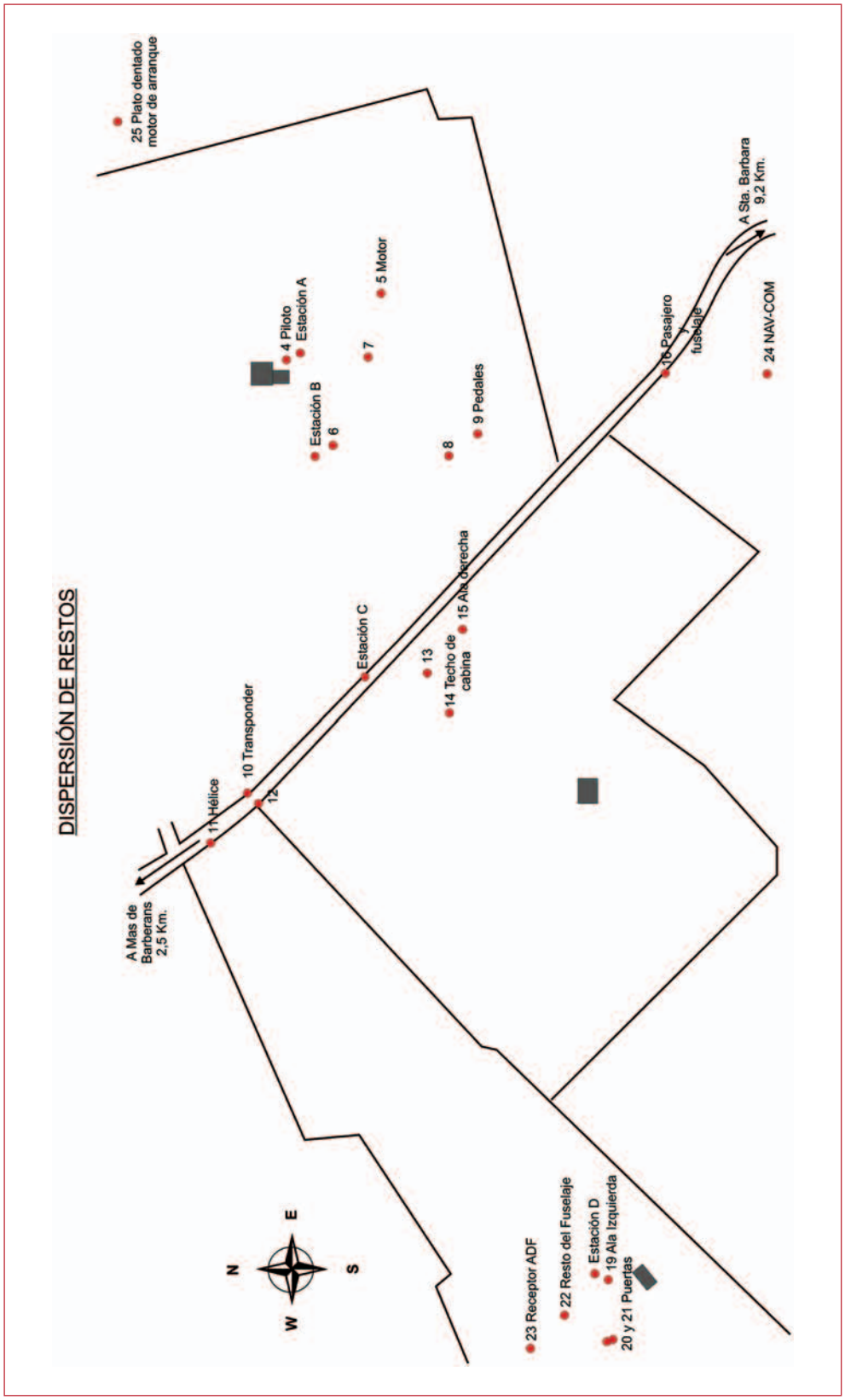
Ninguna.

APÉNDICES

APÉNDICE A

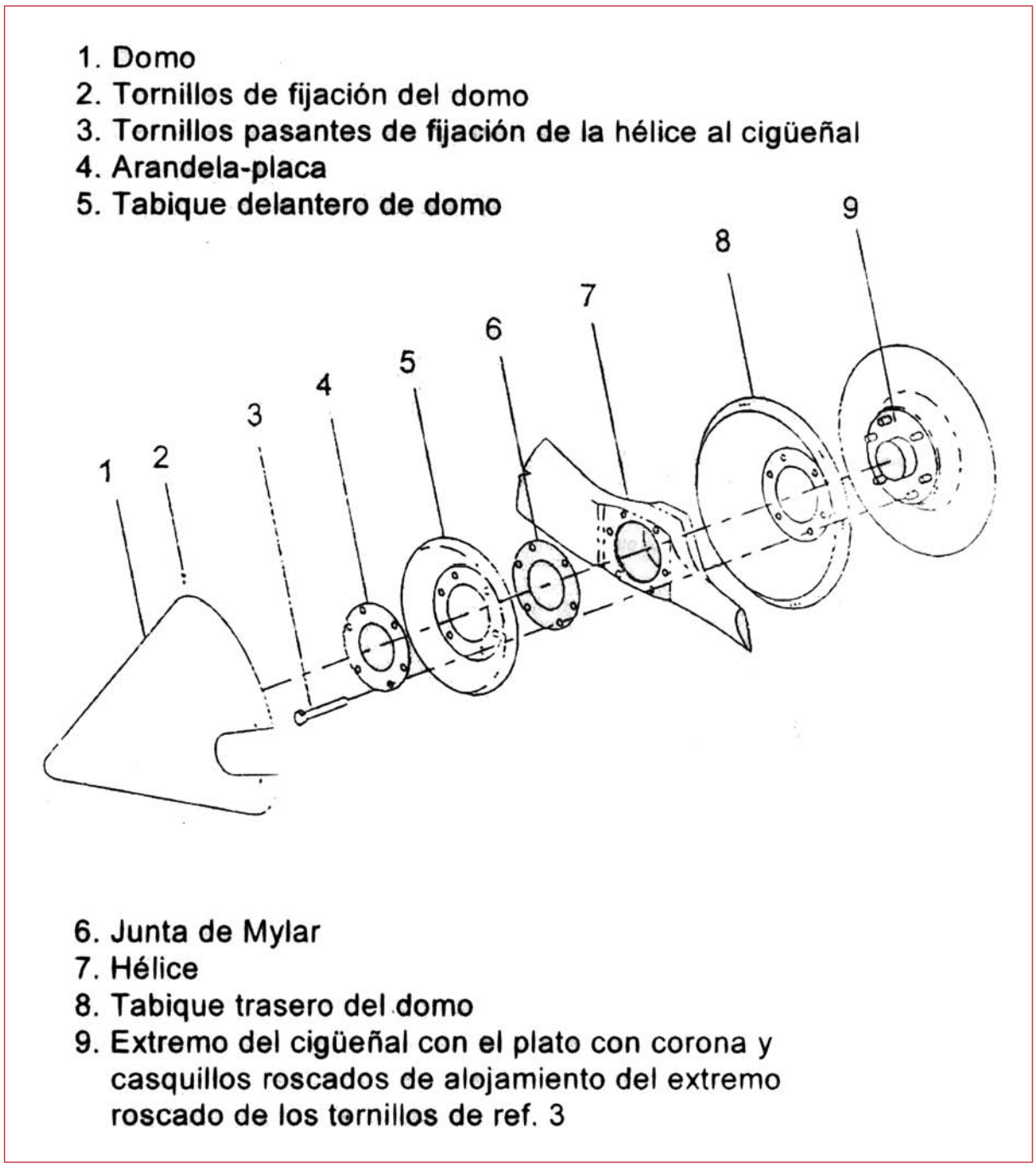
Ruta habitual y probable de la aeronave. Esquema de dispersión de restos sobre el terreno

Ruta habitual y probable de la aeronave

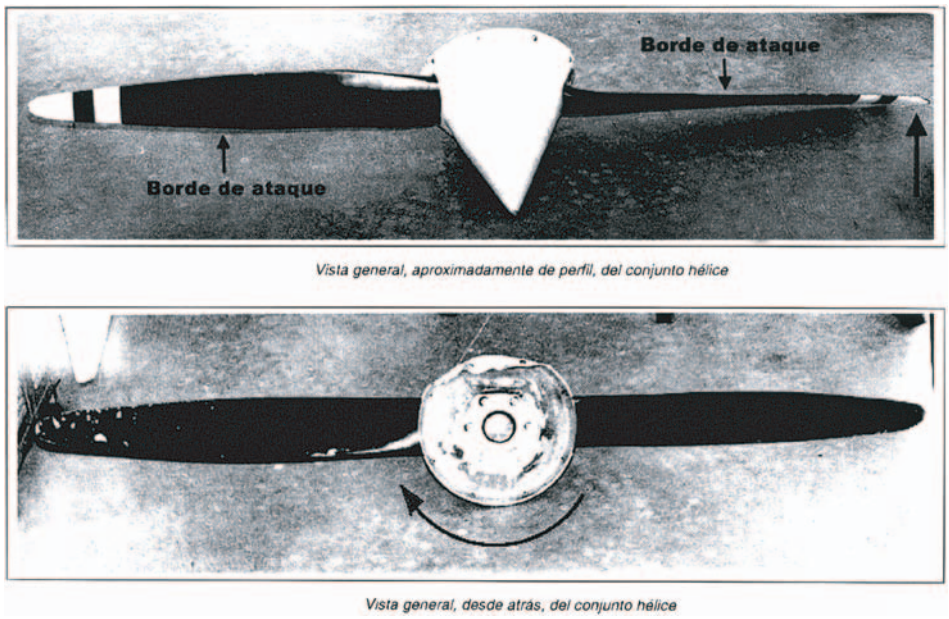


Esquema de dispersión de restos sobre el terreno

APÉNDICE B
Esquema y fotografías del montaje y rotura de la hélice



Esquema del montaje de la hélice



Vista general, aproximadamente de perfil, del conjunto hélice

Vista general, desde atrás, del conjunto hélice

Vistas generales de la hélice

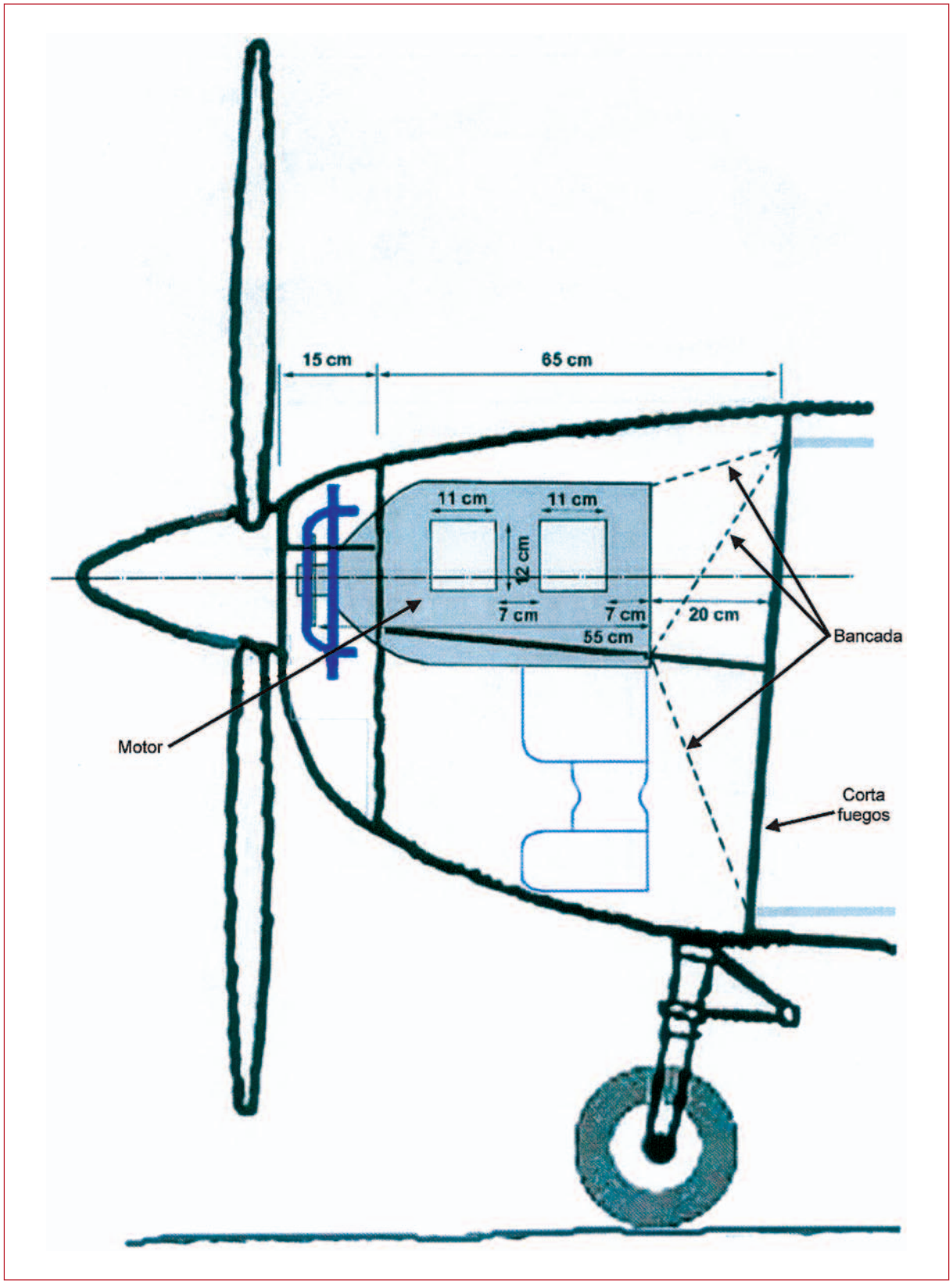
Valona y cuerpo cilíndrico del casquillo

Vista lateral del casquillo

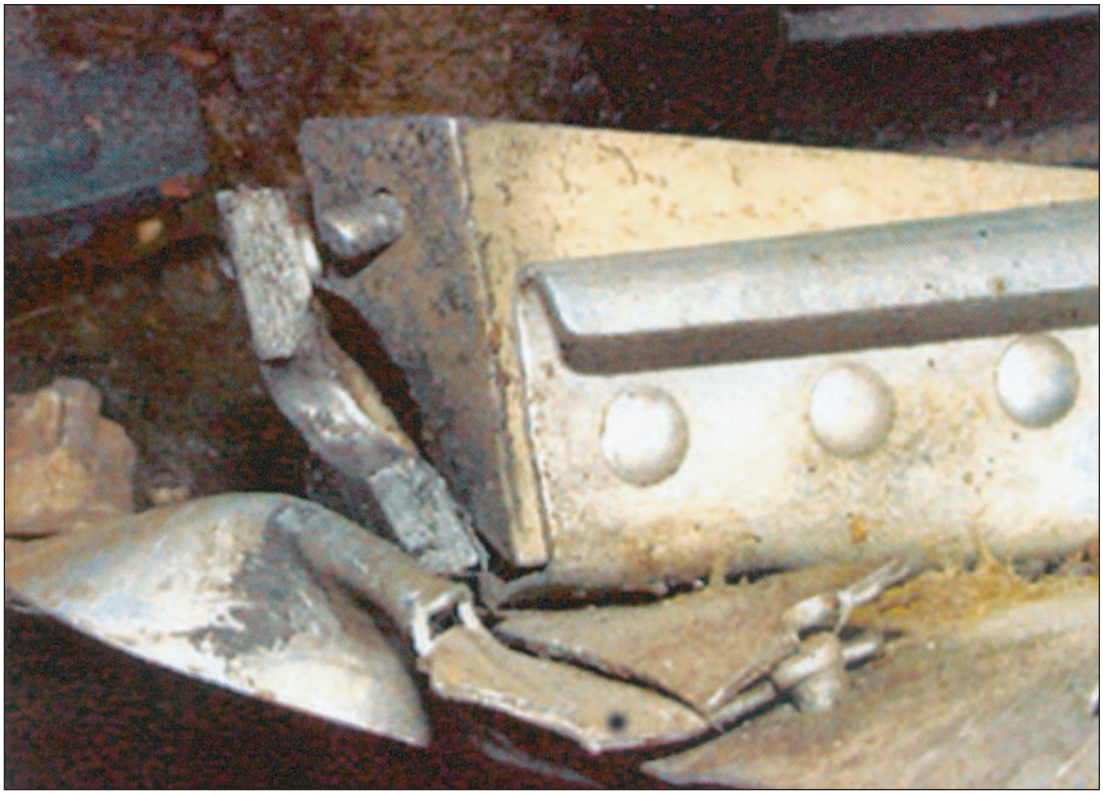
Vistas de uno de los casquillos de unión de la hélice al cigüeñal

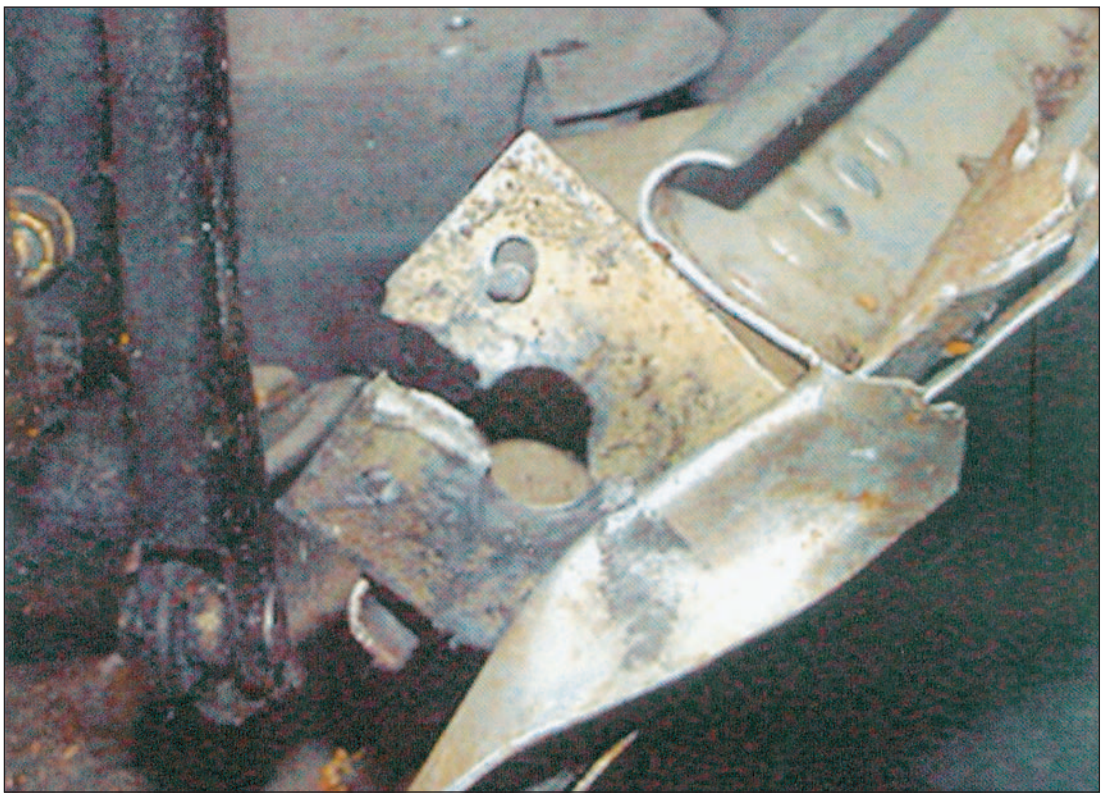
APÉNDICE C

Esquema y fotografías del montaje y roturas de elementos de la planta de potencia

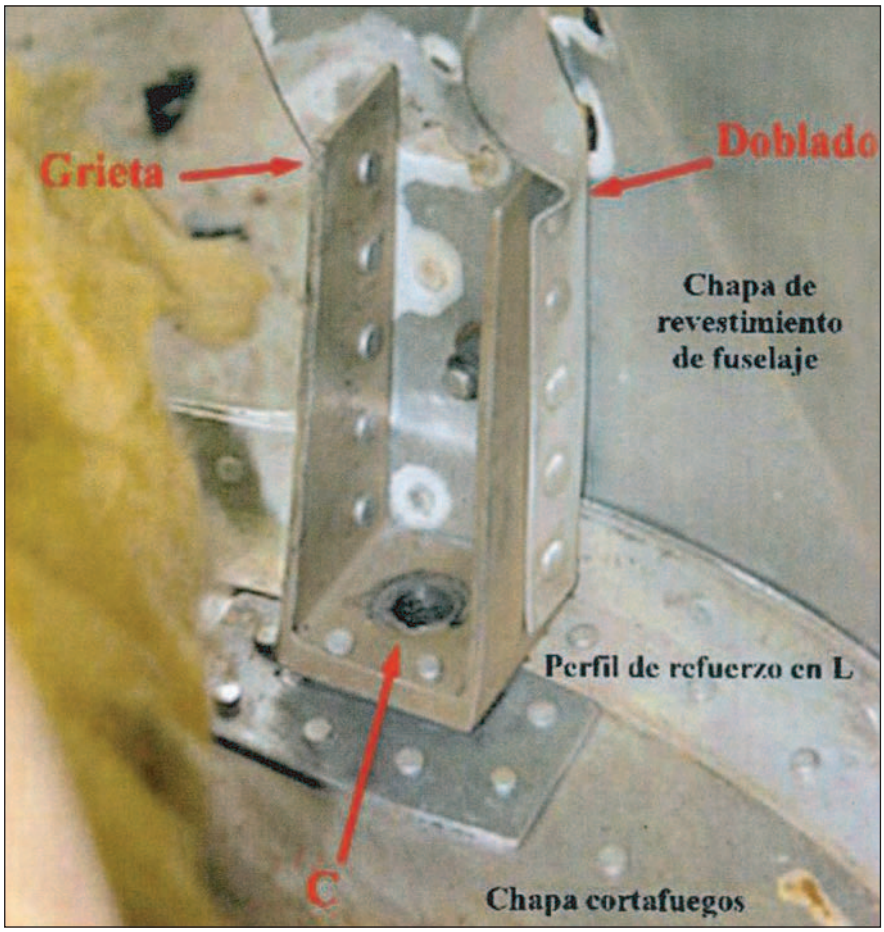


Esquema del montaje de los elementos de la planta de potencia





Detalles de la rotura del herraje inferior izquierdo



Vistas general y de detalle de la «U» de refuerzo en otro herraje

APÉNDICE D
Fotografías de roturas en las alas

Ala izquierda vista desde su unión al fuselaje

Montante izquierdo: detalle de la rotura del herraje de unión al fuselaje

Ala derecha vista desde su unión al fuselaje

Montante derecho: detalle de la rotura en la unión al fuselaje