



**COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL**

Informe técnico A-017/2003

Accidente ocurrido el día 3 de
abril de 2003, a la aeronave
Cessna P210N «Centurión»,
matrícula PH-WVW, en las
proximidades de la localidad
de Oroquieta (Navarra)



**MINISTERIO
DE FOMENTO**

Informe técnico

A-017/2003

**Accidente ocurrido el día 3 de abril de 2003,
a la aeronave Cessna P210N «Centurión»,
matrícula PH-WVW, en las proximidades
de la localidad de Oroquieta (Navarra)**



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

NIPO: 161-07-014-5
Depósito legal: M. 23.129-2003
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: ciaiac@fomento.es
<http://www.ciaiac.es>

C/ Fruela, 6
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	2
1.4. Otros daños	2
1.5. Información personal	2
1.5.1. Piloto al mando de la aeronave	2
1.6. Información de aeronave	2
1.6.1. Célula	3
1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad	4
1.6.3. Registro de mantenimiento de la aeronave	4
1.6.4. Motor	5
1.6.5. Hélice	5
1.7. Información meteorológica	6
1.7.1. Recopilación de información meteorológica del día del accidente	6
1.7.2. Situación en la zona del accidente	6
1.7.3. Predicciones	7
1.8. Ayudas para la navegación	8
1.9. Comunicaciones	8
1.10. Información de aeródromo	9
1.11. Registradores de vuelo	9
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	9
1.12.1. Localización de los restos	9
1.12.2. Inspección visual de los restos	11
1.13. Información médica y patológica	11
1.14. Incendios	12
1.15. Aspectos de supervivencia	12
1.16. Ensayos e investigación	12
1.16.1. Declaraciones de testigos	12
1.16.2. Información del fabricante de la aeronave	13
1.16.3. Estudio de las roturas de la semiala izquierda: conclusiones	13
1.16.4. Información adicional	15
1.17. Información orgánica y de dirección	16
1.18. Información adicional	16
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	17
2. Análisis	19
2.1. Preparación del vuelo	19
2.2. Transcurso del vuelo	19
2.3. Roturas estructurales en vuelo	22

3. Conclusión	25
3.1. Conclusiones	25
3.2. Causas	26
4. Recomendaciones sobre seguridad	27
Apéndices	29
Apéndice A. Ubicación del accidente y trayectoria del vuelo	31
Apéndice B. Datos radar del vuelo	39
Apéndice C. Dispersión y fotografías de los restos	45

Abreviaturas

00°	Grados
00 °C	Grados centígrados
00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos
ATC	Control de tráfico aéreo
cm	Centímetro(s)
FAA	Federal Aviation Administration
FL	Nivel de vuelo
ft	Pie(s)
fpm	Pies por minuto
g	Aceleración de la gravedad
GPS	Sistema de posicionamiento por satélites
h	Hora(s)
hh:mm:ss	Horas:minutos:segundos
hPa	Hectopascal(es)
HP	Caballo(s) de vapor
IFR	Reglas de vuelo instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IMC	Condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos
kg	Kilogramo(s)
KLAS	Nudos de velocidad indicada
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
m	Metro(s)
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MTOW	Peso máximo al despegue
N	Norte
NM	Milla(s) marina(s)
NNE	Nor-noreste
NNW	Nor-noroeste
NTSB	Consejo de Seguridad en el Transporte Nacional de EE.UU.
NOTAM	Aviso a los aviadores (aviso distribuido por medios de telecomunicaciones que contiene información relativa al establecimiento, condición o modificación de cualquier instalación aeronáutica, servicio, procedimiento o peligro, cuyo conocimiento oportuno es esencial para el personal encargado de las operaciones de vuelo)
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
seg	Segundo(s)
STC	Certificado de tipo suplementario
TAFOR	Pronóstico meteorológico ordinario
TSB	Transportation Safety Board
UTC	Tiempo universal coordinado
Va	Velocidad de maniobra
VFR	Reglas de vuelo visual
VHF	Comunicaciones a frecuencias muy altas
Vne	Velocidad que no se puede exceder
VOR/DME	Sistema de navegación omnidireccional a frecuencias muy altas/Equipo medidor de distancia
W	Oeste

Sinopsis

Propietario y operador:	Privado
Aeronave:	Cessna P210N «Centurión»
Fecha y hora del accidente:	3 de abril de 2003, 13:37 hora local
Lugar del accidente:	A 250 m al Sur del núcleo urbano de Oroquieta (Navarra)
Personas a bordo:	2
Tipo de vuelo:	Privado
Fecha de aprobación:	25 de abril de 2007

Resumen del accidente

El día 3-04-2003, mientras realizaba el vuelo desde el Aeropuerto de Málaga al de San Sebastián, la aeronave Cessna P210N «Centurión», matrícula PH-WWW, sufrió una rotura estructural en vuelo con separación de elementos mayores esenciales, entre ellos, la semiala izquierda. Esta rotura provocó que la aeronave cayese e impactase contra el terreno a gran velocidad.

A consecuencia del impacto los dos ocupantes fallecieron y la aeronave resultó destruida.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El plan de vuelo de la aeronave Cessna, modelo P210N «Centurión», matrícula PH-WWW, para el día 3 de abril del 2003 era para un vuelo de aviación general, privado, no comercial, bajo reglas IFR y con dos personas a bordo. El vuelo era entre los aeropuertos de Málaga y San Sebastián y formaba parte del regreso de la aeronave a Ámsterdam. En su vuelo de ida la aeronave había pernoctado en San Sebastián, posiblemente también para repostar combustible, la noche del 28 de marzo anterior.

El plan de vuelo indicaba despegue a las 10:00 h (local), indicativo del vuelo las letras de la matrícula de la aeronave, que la aeronave disponía de sistemas operativos de comunicaciones y de navegación normalizados y que llevaba combustible para una autonomía de 6 horas y 22 minutos. El aeropuerto alternativo era el de Biarritz (LFBZ)

La velocidad prevista en el plan de vuelo era de 180 kt y el nivel FL170, equivalente a 17.000 ft. El tiempo estimado al destino era de 2 horas y 38 minutos.

La autorización para despegue de la aeronave fue concedida a las 09:34:36 h¹.

El vuelo fue seguido por el sistema radar de control de tráfico aéreo y el piloto contactó vía radio normalmente con los centros de control de la ruta a lo largo del vuelo. El último contacto radio de la aeronave fue con la torre de control del Aeropuerto de San Sebastián (LESO), en contestación a la llamada de ésta a las 13:31:24. La última detección radar válida de la aeronave se produjo a las 13:35:31.

El accidente ocurrió en las proximidades de Oroquieta, localidad a unos 25 km al NNW de Pamplona (Navarra) y 600 m de altitud. Los restos principales estaban a unos 250 m al Sur de dicha localidad, en las coordenadas geográficas 43° 00' 37" N/1° 45' 19" W (véase Figura A-1 en Apéndice A). El impacto de la aeronave contra el terreno fue muy violento y a consecuencia del mismo fallecieron los dos ocupantes.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos	1	1	2	
Graves				
Leves				No aplicable
Ilesos				No aplicable
TOTAL	1	1	2	

¹ Salvo indicación en contrario, todas las referencias de tiempo se harán en horas locales. Es necesario restar dos horas para obtener la hora UTC.

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave resultó completamente destruida, quedando sus restos dispersos en un gran número de trozos sobre el terreno.

1.4. Otros daños

No se produjeron otros daños.

1.5. Información personal

1.5.1. *Piloto al mando de la aeronave*

Edad/Sexo:	55 años/Varón
Nacionalidad:	Holandesa
Título:	Piloto privado de avión
Número:	NL.2002.40502.2b323
Antigüedad:	4-01-2001
Título:	Piloto comercial de avión
Antigüedad:	30-09-2002
Licencia de aptitud de vuelo:	— Fecha de renovación: se desconoce — Fecha de caducidad: 12-08-2004
Habilitaciones:	— Monomotores terrestres con motor de explosión desde 4-01-2001 — Vuelo instrumental desde el 30-09-2002, válida hasta el 25-11-2003 — Radiotelefonista de a bordo internacional
Horas totales de vuelo:	497 h
Horas en el tipo:	Se desconoce
Fecha del último vuelo anterior al accidente:	29-03-2003
Limitaciones:	— Debe utilizar gafas correctoras — Médicamente en forma para hacer vuelo instrumental

1.6. Información de aeronave

El tipo Cessna 210 corresponde a una aeronave monomotor de ala alta, cuyos primeros modelos tenían montantes en las alas. Los montantes se eliminaron a partir del

modelo 210G, en el que se introdujo un ala en voladizo con mayor capacidad de combustible.

La identificación P antes del número del modelo indica que la aeronave era presurizada, siendo el modelo P210N uno de los primeros certificados con dicha característica. La configuración del modelo y sus dimensiones principales se indican en la Figura A-2, tomada del manual de vuelo de la aeronave.

La aeronave accidentada estaba además equipada con depósitos de combustible de punta de ala, del modelo cubierto por el Certificado de Tipo Suplementario (STC) emitido por la Federal Aviation Administration (FAA) SA4300WE de 16 de enero de 1984. Estos depósitos aumentan la envergadura de la aeronave en 66 cm y permiten una carga adicional de combustible de 33 galones US (124,9 litros), de los que son utilizables 32,5 galones US (122 litros), con lo que la capacidad total de combustible alcanza los 122 galones. La instalación de estos depósitos en la aeronave se realizó en la inspección del 26 de junio del 2002 según las instrucciones del STC indicado.

Según el manual de vuelo, la velocidad que no se puede exceder (V_{ne}) es 200 KIAS. La máxima velocidad estructural en crucero es 167 KIAS. No debe excederse esta velocidad, salvo en aire en calma, y en este caso, habrá de hacerse con precaución.

La velocidad de maniobra (V_a) está en función del peso de la aeronave, siendo su valor de 130 KIAS para un peso de 4.000 lb, 119 KIAS para 3.350 lb y 106 KIAS para 2.700 lb. Por encima de esa velocidad no se deben realizar deflexiones completas o movimientos abruptos de los mandos de vuelo.

Los límites positivo y negativo del factor de carga máximo son 3,8 g y $-1,52$ g. Está prohibido el vuelo en condiciones de hielo previstas o conocidas, pese a que el avión llevaba instalado un sistema TKS de protección limitada contra formación de hielo (mediante uso de líquido descongelante en el ala, estabilizadores, hélice y parabrisas, según el STC SA00172WI).

1.6.1. Célula

Marca:	Cessna
Modelo:	P210N Centurión
Número de fabricación:	P-210-00426
Matrícula:	PH-WWW
MTOW:	4.000 lb (1.814,37 kg)
Propietario:	Bilahn B.V.
Explotador:	Bilahn B.V.

El peso en vacío de la aeronave era de 2.709 lb (1.228,78 kg), según pesada realizada el 21-06-2002. El peso de la aeronave en el momento del accidente puede estimarse de la siguiente manera:

— Peso en vacío:	2.709 lb
— Pasajeros:	300 lb
— Equipaje:	40 lb
— Combustible:	300 lb
Total:	3.349 lb

1.6.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Número:	6106
Tipo:	Normal
Fecha de expedición:	23-07-2002
Fecha de caducidad:	24-07-2003

1.6.3. *Registro de mantenimiento de la aeronave*

Horas totales de vuelo:	2.831 h, 16 minutos, a 29-08-2002
Última revisión 100 h:	10-12-2002
Horas última revisión 50 h:	2.831 h, 16 minutos, a 29-08-2002
Última revisión general:	2.782 horas, 29 minutos, a 26-06-2002

El 26-06-02, fecha de la última revisión general, se terminó una inspección y reparación completa de la aeronave motivada por un aterrizaje de emergencia por un problema de combustible. Tras este incidente, se desmontaron, inspeccionaron y repararon todos los elementos estructurales mayores (alas, fuselaje, tren y cola) y el conjunto motor-hélice.

Cada uno de estos elementos se envió a compañías especializadas, la hélice para revisión general y el motor para un despiece completo y comprobación dimensional de sus componentes. Se cambió el cigüeñal por excesiva deformación y también se cambiaron los seis émbolos. Asimismo, se realizaron las reparaciones necesarias.

En cuanto a los elementos estructurales, se repararon o sustituyeron los siguientes elementos:

Ala derecha: sustitución («renewed») de varios bordes de ataque de costillas, partes del recubrimiento inferior y superior, perfiles de rigidización («doubler») y larguerillos («stringer»). Se sustituyó («replaced») un larguerillo. También se sustituyeron partes del ale-

rón derecho (larguero trasero, una costilla y partes del revestimiento) y parte del revestimiento del borde de salida del flap derecho.

Ala izquierda: las reparaciones tuvieron menor extensión que en el caso del ala derecha. Se sustituyó («renewed») una parte del recubrimiento exterior inferior («skin lower outboard»), del recubrimiento superior («skin upper outboard») y una parte del recubrimiento inferior interior («skin lower inboard»).

Cola: se reemplazaron los soportes de sujeción («attachment brackets») del estabilizador horizontal en cumplimiento de la Directiva de Aeronavegabilidad BLA2002-052.

También se sustituyeron o repararon los herrajes de tren y piezas del mamparo cortafuegos del fuselaje.

Anteriormente, con fecha 19-02-1999, también se había realizado una reparación en la aeronave motivada por una retracción intempestiva del tren de aterrizaje.

Las dos reparaciones e inspecciones indicadas fueron realizadas por empresas debidamente autorizadas.

1.6.4. *Motor*

Marca:	Teledyne Continental
Modelo:	TSIO-520-P
Potencia:	285 HP
Número de serie:	278595R
Horas totales:	1.001 h, 21 minutos, a 29-06-2002 ²

1.6.5. *Hélice*

Marca:	McCauley
Modelo:	D3A34C402/90DFA-10
Número de serie:	7910345

La única información relevante de la hélice indica que en la inspección de 50 h realizada el 24 de julio del año 2000, la hélice tenía 164 h y 24 minutos de vuelo y que se envió a revisión general el 26-7-2002, como se ha indicado anteriormente.

² Como se ha indicado anteriormente, con fecha 26-06-2002 se realizó una inspección completa de motor con cambio de elementos principales. Esta inspección y reparación se realizó cuando el motor tenía 952 h y 24 minutos registradas de funcionamiento.

1.7. Información meteorológica

1.7.1. *Recopilación de información meteorológica del día del accidente*

a) Situación general

En niveles bajos había un intenso flujo de componente N sobre el cuadrante nororiental de la península Ibérica y Baleares, entre un potente anticiclón con máximo al Suroeste de Irlanda y una depresión sobre Córcega y Cerdeña. Existía, por tanto, advección fría asociada en la zona centro de la península Ibérica, que introducía humedad en el Cantábrico y Alto Ebro.

El agente meteorológico más notable del día era la existencia de fuertes vientos del N, de mayor intensidad cuanto mayor era la altura.

b) METAR del Aeropuerto de Pamplona a las 13:30 h

- Viento: De 360° de 25 kt con rachas de 35 kt
- Visibilidad: 10 km o más
- Nubes: Dispersas a 5.600 ft
- Temperatura: 8 °C
- Punto de rocío: -1 °C
- QNH: 1.020

c) METAR del Aeropuerto de San Sebastián a las 13:30 h

- Viento: De 330° a 60°, de 14 kt de velocidad con rachas de 25 kt
- Visibilidad: 10 km o más
- Nubes: Dispersas a 4.700 ft
- Temperatura: 11 °C
- Punto de rocío: 0 °C
- QNH: 1.024

1.7.2. *Situación en la zona del accidente*

El informe meteorológico indica la existencia de vientos fuertes o muy fuertes, de componente N, con rachas también fuertes, que provocarían fuertes turbulencias al nivel de vuelo de la aeronave en la zona del accidente. Entre 800 a 700 hPa (1.960 a 3.120 m), el viento giraba del NNW al NNE, pasando de 30 a 65 kt, lo que provocaría fuerte cizalladura. Las temperaturas eran bajas con el nivel de engelamiento a tan sólo 1.240 m.

Estas condiciones fueron corroboradas en general por los testigos y vecinos de las proximidades que fue posible localizar, pero no se ha podido disponer de información de otros vuelos en esa zona.

1.7.3. Predicciones

De acuerdo con la información recibida, la compañía de «handling» que atendió al piloto en el Aeropuerto de Málaga recogió las cartas de viento válidas para las 08:00 en la oficina meteorológica de éste, a las 7:24.

Dicha compañía suele facilitar a los pilotos, de forma habitual, además de las cartas de viento, los METAR y TAFOR de los aeropuertos de origen, destino y alternativos, así como NOTAM, etc.

La Figura A-3 reproduce los mapas de vientos y temperaturas previstos sobre España a los niveles de vuelo 050, 100, 180 y 300 que comprenden a los niveles previsto y real del vuelo del accidente. Las previsiones son válidas hasta las 08:00 h y la tendencia de los vientos, por comparación con previsiones anteriores, era a disminuir la intensidad, manteniendo la dirección.

Como se ve en estos mapas, el viento previsto para las 08:00 h, cercana a la de despegue pero lejos de la del accidente, era de 65 kt a FL180 sobre el área de Málaga y crecía a lo largo de la ruta hasta los 115 kt en el área de San Sebastián. A nivel FL100, las previsiones de viento bajaban a 45 kt y 60 kt, respectivamente, en dichas zonas.

El mapa de tiempo significativo para las 06:00 UTC, reproducido en la Figura A-4, muestra dos zonas claramente diferenciadas. La primera se extendería desde Málaga hasta la Sierra Norte de Madrid, y la segunda desde ésta hasta más allá del aeropuerto de destino. En la primera, la predicción era de cielo despejado y ausencia de fenómenos meteorológicos significativos, en tanto que, para la segunda, las predicciones no eran tan benignas. En esta zona se esperaban cielos nubosos (de 5 a 7 octas) con base de nubes entre 3.000 ft y 4.000 ft y cima entre 8.000 ft y 9.000 ft, así como tormentas con lluvia o nieve, oscurecimiento de montañas, formación moderada de hielo en los aviones entre 4.000 ft y 7.000 ft y línea de 0 °C a 2.000 ft. Al N del paralelo 38° N y al E del meridiano 5° W, el viento previsto en superficie era del N y con 30 kt a 45 kt de intensidad.

En comparación con predicciones anteriores, la tendencia era a una mejora relativa del tiempo en la zona del accidente, con disminución de la velocidad del viento, alejamiento al N del área de formación de hielo en las aeronaves y aumento de la altura de temperatura 0 °C.

1.8. Ayudas para la navegación

La aeronave estaba equipada con los sistemas de navegación requeridos para la realización de vuelos IFR, incluyendo receptores de VOR/ILS y equipos GPS. Asimismo, la aeronave disponía de transpondedor con modos A y C y, además, piloto automático.

La ruta prevista en el plan de vuelo era LOJAS – BAILÉN – CASTEJÓN – BARAHONA – PAMPLONA – SAN SEBASTIÁN. La longitud total de la ruta es de 337 NM, compatible con la autonomía y duración prevista en dicho plan.

La trayectoria seguida por la aeronave coincide prácticamente con la prevista y se ha representado, marcada en rojo, en la Figura A-5 sobre la parte correspondiente de la «Carta de Navegación del espacio aéreo inferior». La trayectoria se ha determinado por la traza radar del vuelo, suministrada por los servicios de control de tránsito aéreo desde el instante 12:47:12, y la parte anterior se ha conocido por la información de las comunicaciones de la aeronave. La trayectoria muestra que la aeronave, con código transpondedor 2632, prosiguió la ruta prevista durante todo el vuelo con las alteraciones que le fueron autorizadas. Entre éstas, la más representativa fue que el nivel de vuelo se mantuvo en FL100 la mayor parte del vuelo, a petición del piloto, debido a la presencia de fuertes vientos a alturas superiores.

En la Figura B-1 se han tabulado las marcaciones de velocidad respecto a tierra, nivel de vuelo y posición geográfica en función del tiempo, registradas cada cinco segundos, por el sistema radar desde el instante 13:31:21 hasta el final del seguimiento radar. Este intervalo se ha considerado el más representativo, ya que cubre los momentos antes y durante el accidente. Como se ve en la tabla, los registros radar son valores constantes, desde el instante 13:35:21, para nivel de vuelo (FL073) y para velocidad respecto a tierra (111 kt), mientras que las marcaciones de longitud y latitud siguen variando hasta el instante 13:35:41. La información del sistema radar ha confirmado que las dos últimas de estas marcaciones, correspondientes a los instantes 13:35:36 y 13:35:41, fueron producidas por la fuente inercial del sistema radar y, por tanto, pueden no ser válidas.

Con los valores de la tabla de la Figura B-1 se han realizado la Figura B-2, que representa las variaciones con el tiempo de la velocidad respecto a tierra y del nivel de vuelo, en el intervalo definido anteriormente, y la Figura B-3, que muestra, en coordenadas geográficas, la trayectoria de la aeronave en el mismo intervalo.

En ambas figuras se han indicado los puntos más notables identificados con la misma letra mayúscula y la hora en que se alcanzaron, en minutos y segundos.

1.9. Comunicaciones

La aeronave disponía de doble equipo de comunicaciones en VHF, como es requerido para vuelos IFR. Los equipos estaban integrados con los del sistema de navegación.

Los registros disponibles muestran que el piloto contactó sucesivamente con las dependencias de control que sobrevolaba a las que indicaba su posición y solicitaba autorización para cualquier maniobra a realizar. En ningún momento mencionó ninguna emergencia o anomalía de funcionamiento.

El primer contacto radio de la aeronave fue con el control de rodadura del Aeropuerto de Málaga a las 09:26:47 h para solicitar autorización de rodaje. El despegue se autorizó a las 09:34:36, y 7 minutos y 15 segundos más tarde el piloto solicitó cambio de nivel de vuelo de FL180 previsto en el plan de vuelo al FL100 debido a la existencia de fuertes vientos en los niveles superiores.

El último contacto radio de la aeronave fue con la torre del Aeropuerto de San Sebastián para colacionar los datos meteorológicos sobre el aeropuerto y la autorización para proceder al mismo a 5.000 ft que le habían suministrado a las 13:31:24. Se ha estimado que esta comunicación terminó a las 13:31:51.

La aeronave ya no contestó a las sucesivas llamadas de control de San Sebastián realizadas desde las 13:41:00 ni a las que posteriormente hizo también el control de Madrid. Según informó dicho control, a las 13:42:40 ya no existía respuesta radar en el código 2632 que había utilizado la aeronave.

1.10. Información de aeródromo

No aplicable a este accidente.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no disponía de registradores de vuelo, que no son requeridos para las de su tipo.

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

1.12.1. Localización de los restos

Los restos de la aeronave se encontraron fragmentados en un gran número de trozos separados que estaban esparcidos en la zona relativamente plana, con colinas pero sin obstáculos orográficos apreciables, en la que ocurrió el impacto. Todos los restos (véase croquis de distribución en la Figura C-1 del Apéndice C) estaban dentro de un cuadrado de unos 600 m de lado en el que los restos principales ocupaban el vértice Noroeste. Este vértice estaba a unos 250 m al Sureste de la localidad de Oroquieta.

Los restos más significativos, identificados por su número de la Figura C-1, son los siguientes:

- Los restos principales (1 y Figura C-2), que incluyen el ala derecha, la hélice, el motor y el fuselaje, excepto el fuselaje posterior. Dadas las deformaciones que presentan, estos restos impactaron con el terreno a gran velocidad. El eje longitudinal de la aeronave estaba orientado en dirección Noroeste-Sureste, con el morro en este sentido. La aeronave cayó en el terreno por su costado izquierdo, provocando una fuerte compresión del fuselaje de ese lado, y quedando apoyada sobre él. El tren de aterrizaje estaba plegado hacia atrás. La viga central, en la que van ensambladas las semialas, se clavó más de un metro en el terreno por la parte correspondiente a la semiala izquierda. La semiala derecha permanecía unida al fuselaje y quedaba en posición prácticamente vertical. Esta semiala tuvo que ser cortada por los bomberos para acceder a la cabina, donde estaban los restos de los ocupantes. La Figura C-2 muestra la disposición de los restos principales con la semiala ya cortada.
El motor quedó junto al fuselaje, unido a éste por algunos cables de mando. La bancada se rompió en el impacto. La hélice se encontraba hundida en el terreno junto al motor, pero separada de él, debido a la rotura de sus elementos de unión. La Figura C-3 muestra la hélice ya recuperada del lugar en el que se empotró. Se encontraron indicios de que el motor estaba girando y suministrando potencia en el momento de su impacto con el terreno.
- La parte posterior del fuselaje (4) con el estabilizador vertical casi entero y con el timón de dirección sin el contrapeso (Figura C-4.1), y con parte del estabilizador izquierdo (Figura C-4.2). Las Figuras C-4.1 y 4.2 corresponden a vistas distintas de estos restos.
- La parte principal del estabilizador derecho (7 y Figura C-5.1) con el timón horizontal del mismo lado y la punta de dicho estabilizador (8 y Figura 5.2). El estabilizador se había separado del fuselaje en sentido hacia abajo y la sección interior del borde de ataque de la parte principal mostraba que se había deformado en este sentido.
- La parte exterior del estabilizador izquierdo (10). Su separación también se había producido en sentido hacia abajo, la charnela exterior mostraba evidencias de que se había forzado el recorrido («over-travel») del correspondiente timón hacia arriba y hacia abajo y el revestimiento estaba cortado y deformado en el área cercana a las charnelas.
- La semiala izquierda se encontró en dos trozos: la parte exterior (11), con el depósito de punta de ala («wing tip tank») de ese lado y parte del alerón, y la parte interior, equipada con el flap (13 y Figura C-6). Las deformaciones de la parte interior de la semiala demostraban que el sentido de su separación del fuselaje había sido hacia arriba.

La disposición y dispersión descrita de los restos, así como el estado de los mismos, indican que se produjo una rotura estructural en vuelo con separación de superficies aerodinámicas de sustentación y estabilidad, en especial, la semiala izquierda y los estabilizadores horizontales. Estas pérdidas dieron lugar a la correspondiente desviación de la

trayectoria de la aeronave hacia el lado izquierdo. Esta desviación fue declarada por los testigos que vieron el vuelo de la aeronave inmediatamente anterior al accidente.

La dispersión de los restos indica que la altura a la que ocurrió la rotura estructural y la separación de elementos debió ser apreciable. La posición final de los restos en el terreno fue sin duda muy afectada por el fuerte viento existente, que hizo que los restos se distribuyesen principalmente por su forma, masa y dimensiones.

1.12.2. Inspección visual de los restos

Los restos se trasladaron a un hangar para una inspección visual detallada. Esta inspección mostró:

- La existencia de deformaciones permanentes en la semiala derecha, cercanas a la rotura, en localizaciones simétricas a las que se produjo la rotura de la semiala izquierda (Figura C-6). Las ondas de deformación por pandeo local del larguero principal estaban orientadas hacia el exterior y hacia el extradós. Salvo que estas deformaciones se hubiesen producido en el impacto con el terreno, lo que no puede ser descartado, su presencia demostraría que se alcanzó en el accidente un estado de sobrecarga simétrica de factor de carga positivo (sustentación del ala hacia arriba).
- Las fracturas del estabilizador horizontal presentaban características de rotura por sobrecarga estática, sin que se apreciaran indicios de roturas progresivas o fatiga.
- No existían ondas de deformación hacia el intradós ni señales de golpeteo en los topes de los alerones de la semiala derecha, por lo que se descartó la existencia de flameo («flutter») de ala.
- No había protección de corrosión en las piezas interiores de la aeronave y se observó la existencia de alguna corrosión superficial en las superficies interiores de la estructura. No obstante, esta falta de protección no influyó en las roturas, ya que ninguna de ellas, ni en ala ni en los estabilizadores, mostraba evidencia de corrosión.
- Por último, en la inspección se observó que no había evidencia de ningún fallo en los mandos de vuelo, que existía en sus cables la continuidad permitida por la condición de los restos y que, en las partes en las que se habían soltado, lo habían hecho por una sobrecarga en tensión. La inspección de las superficies de rotura no indicaba signos de fatiga.

Tras terminar la inspección visual, se decidió enviar los restos de la semiala izquierda a un laboratorio especializado para un estudio más detallado.

1.13. Información médica y patológica

Al ocurrir el accidente en las inmediaciones de una población, los servicios sanitarios fueron movilizadas rápidamente y llegaron a los restos principales antes de transcurrir

45 minutos. Únicamente pudieron certificar el fallecimiento de los ocupantes de la aeronave.

Al día siguiente al accidente, los forenses certificaron la imposibilidad de hacer una autopsia completa, dado el estado en que se encontraban los cuerpos, por lo que procedieron a la identificación y examen de los mismos, concluyendo que se trataba de casos de muerte violenta de etiología médico-legal accidental (accidente de avioneta según los datos) y que la causa del fallecimiento era un politraumatismo.

1.14. Incendios

No se produjo incendio durante el desarrollo del accidente, ni antes ni después del mismo.

1.15. Aspectos de supervivencia

Los daños y deformaciones con los que resultaron los restos de la aeronave, especialmente en la zona del fuselaje y cabina, demuestran que el impacto contra el terreno ocurrió a gran velocidad. En estas condiciones, la probabilidad de supervivencia para los ocupantes de la aeronave era prácticamente nula.

Dada la cercanía del lugar del accidente a un lugar habitado, los trabajos de salvamento se iniciaron rápidamente y los primeros servicios estuvieron en el lugar de forma casi inmediata. Como ya se ha indicado, estos servicios encontraron que los ocupantes ya habían fallecido.

1.16. Ensayos e investigación

1.16.1. *Declaraciones de testigos*

A pesar de la proximidad del accidente a la localidad de Oroquieta y de que hubo personas que vieron a la aeronave en vuelo poco antes del accidente, no hubo testigos del impacto de la misma contra el terreno al interponerse algún objeto físico como un desnivel o un montículo.

Se dispuso de las declaraciones de dos testigos, que coinciden en que la aeronave volaba bastante alta y con el motor en marcha cuando giró a la izquierda e inició un descenso muy rápido. Ambos indican que dejaron de verla en ese momento y que sólo oyeron el impacto contra el suelo.

Uno de ellos declaró que le pareció que el motor sonaba como muy acelerado y que había visto una llamarada o fogonazo en el ala izquierda antes de iniciar el viraje y que, cuando se acercó tras oír el impacto, todavía pudo ver cómo caían, de forma lenta, restos de material que, posteriormente, comprobó que eran de chapa metálica.

1.16.2. Información del fabricante de la aeronave

La inspección de los restos en un hangar por expertos del fabricante concluyó que «la aeronave tuvo una separación en vuelo de los estabilizadores horizontales seguida por la porción de la semiala izquierda».

Otra información proporcionada por el fabricante fue:

- Que no es inusual que, en los casos de rotura estructural en vuelo, se produzca anteriormente la pérdida de las señales de VHF y ATC. En la mayor parte de los casos, estas pérdidas se producen por falta de cobertura de las antenas de la aeronave, ya que, a pesar de que están situadas en las posiciones en las que normalmente se obtiene la mayor cobertura (sobre la cabina y bajo el fuselaje central entre las patas del tren principal, respectivamente), la aeronave sufre, en el proceso de la rotura, movimientos violentos que le pueden llevar a posiciones extremas e incluso a la posición invertida,
- Que se conoce que las maniobras que pueden conducir a la separación de un ala en vuelo han llegado a producir la pérdida instantánea de la consciencia de los ocupantes de la aeronave debido a las elevadas aceleraciones alcanzadas
- Por último, que el modelo P210 N, al tener una configuración aerodinámica muy limpia, puede incrementar su velocidad muy rápidamente cuando ocurren cambios de actitud significativos como en el caso de vuelo en turbulencia fuerte o severa. En estos casos, hay que sujetar la palanca con presión y, en cualquier caso, la recuperación por encima de la velocidad de maniobra debe realizarse con mucha precaución, sin maniobras abruptas, para evitar sobrecargas estructurales.

1.16.3. Estudio de las roturas de la semiala izquierda: conclusiones

Como se ha indicado, los restos de la semiala izquierda se enviaron a un laboratorio especializado para un estudio detallado de las roturas que presentaba. El envío contenía todos los trozos de semiala recuperados en el accidente, incluyendo los fragmentos de alerón adyacentes a sus articulaciones y las partes (herrajes de los largueros de unión ala-fuselaje, orejetas, bulones y trozos de larguero) que habían permanecido unidas al fuselaje.

Para el estudio, se consideró la semiala dividida en cuatro fragmentos (Figura C-7):

- Dos identificados como fragmentos C y D, que corresponden a los trozos de larguero principal que permanecieron unidos a cada orejeta del herraje de unión con el fuselaje y que, por tanto, se encontraron empotrados en el suelo con los restos principales, y
- Los otros dos identificados como fragmento A de la figura, con la semiala interior, entre la raíz y la sección de comienzo del alerón, costillas 1 a 9, y como fragmento B, con la semiala exterior hasta la sección de punta de ala, costillas 10 a 13.

De las articulaciones del alerón, una permaneció en el fragmento A y las otras dos en el B.

Los resultados y conclusiones principales del estudio han sido los siguientes:

- La rotura estructural de la semiala izquierda se produjo en un momento determinado del vuelo a consecuencia de alcanzarse un nivel de sollicitación en la misma superior a la prevista en la envolvente de maniobra de la aeronave.

Esta conclusión viene determinada porque:

- Se ha comprobado, por sus caracteres macro y microfractográficos, que todas las roturas en cada uno de los fragmentos de la semiala, tanto totales como parciales (grietas), son de carácter dúctil y han sido producidas, en todo su desarrollo, por sobrecarga estática, sin que haya intervenido ningún mecanismo de rotura progresiva por fatiga o corrosión general o local o corrosión bajo tensión.
- No se ha encontrado en la estructura de la semiala ninguna evidencia ni indicios de debilitamiento previo por fenómenos de fatiga, por corrosión bajo tensiones o corrosión general o local o por sobrecarga estática anterior a la que produjo la desintegración bajo estudio, y
- Los restos estaban muy separados y dispersos sobre el terreno.

El estudio de las deformaciones y roturas de los elementos que configuran el larguero principal de la semiala ha permitido determinar el tipo y sentido de las sollicitaciones predominantes a que han estado sometidos cada uno de ellos y establecer las causas y la secuencia de la rotura estructural de la semiala.

La Figura C-7 es un esquema de la reconstrucción del larguero principal, visto desde el borde de ataque del ala, en el que se representan las roturas y deformaciones sufridas. La figura se ha construido con el fragmento D de larguero en la posición original respecto al fuselaje, es decir, en el instante de iniciarse el proceso de deformación y rotura de la semiala.

El estudio indica, como se puede ver en la figura, que la rotura del larguero en su unión al fuselaje fue producida por un momento flector en el sentido de intradós a extradós, es decir, la separación fue hacia arriba y provocada por un sistema de cargas de sus-

tentación positiva en toda la semiala interior (fragmento A). Por el contrario, el estudio concluye, y así se ve en la figura, que la rotura en la sección de separación del fragmento B, semiala exterior, corresponde a un momento flector en sentido de extradós a intradós que indica sustentación negativa en ese fragmento y que la separación fue hacia abajo. El estudio indica que esta carga pudo ser debida a que el alerón estaba actuado en posición de levantado en sentido de intradós a extradós, como se ha comprobado en el estudio de las roturas y deformaciones en la zona de articulación del mismo.

Asimismo, el estudio indica que no se han encontrado indicios de fenómenos de flameo en la semiala, ya que no se observan señales de «golpeteo» (golpes repetidos) en los topes del alerón.

En cuanto a la secuencia en la que se produjo la rotura estructural de la semiala, el estudio indica que:

- La rotura transversal del alerón es típica de las roturas en «tubo de órgano» de tubos cilíndricos de pared delgada, como es el alerón, y tuvo que producirse mientras estaba sujeto a los dos fragmentos A y B de la semiala, ya que necesita la carga de reacción en sus articulaciones.
- La rotura entre los fragmentos A y B y la separación de ambos fragmentos tuvo que producirse cuando el fragmento A todavía podía proporcionar la reacción adecuada, o sea, antes de separarse el fragmento A del fuselaje.
- La rotura del larguero delantero se produjo cuando todavía estaba en un estado de transmisión de carga al fuselaje a través de su punto de anclaje, es decir, que no se había producido la rotura del punto de anclaje de este larguero.

Por último, el estudio concluye que «la sollicitación que produjo las roturas de la semiala izquierda fue una combinación de cargas aerodinámicas y de inercia, resultante de las condiciones generales de vuelo tanto atmosféricas como de velocidad, maniobra, configuración (posición de superficies de mando), actitud y peso de la aeronave, ya que no existe ningún indicio de otras posibles causas de esta sollicitación anormal en vuelo».

1.16.4. Información adicional

El apéndice 10, «Rotura en vuelo», del «Manual de investigación de accidentes de aviación», documento OACI n.º 6920 (4.ª edición), de fecha 1970 y reeditado en abril de 2004, trata las distintas clases posibles de rotura de la estructura de aeronaves en vuelo y establece que «hay dos zonas por las que normalmente se rompen o se separan las estructuras: el ala y el empenaje horizontal», e indica que ocurrirá una u otra según las características aerodinámicas de la aeronave, su capacidad estructural, sus condiciones de vuelo (actitud y velocidad) y la maniobra que esté realizando e, incluso, las condiciones atmosféricas (viento, turbulencia, etc.).

Suponiendo que la aeronave está cargada normalmente, es decir, alas sustentando (carga hacia arriba) y estabilizadores horizontales equilibrando (carga hacia abajo), o bien el ala rompe hacia arriba (sobrecarga estática positiva) o bien los estabilizadores rompen hacia abajo. En este último caso, la manera de desprenderse éstos dependerá de la técnica del piloto o del mando aplicado.

Antes de la rotura de los estabilizadores, el ala está sometida, normalmente, a una gran carga positiva, pero cuando ésta ocurre, la aeronave entrará violentamente en picado, el ala tendrá un ángulo de ataque negativo y la inercia de la aeronave seguirá, en el instante inicial, en la dirección de la sustentación. Por tanto, el ala, posiblemente ya con deformación positiva permanente, debida a la carga positiva anterior, resultará cargada instantáneamente en sentido opuesto con una sobrecarga que puede llegar a romperla hacia abajo.

El fenómeno es casi instantáneo y ocurre en intervalos de tiempo muy cortos, tanto más cuanto mayor sea la velocidad de la aeronave. El fenómeno llega a ser tan rápido que puede producir la impresión, en un testigo exterior, de que ha sucedido una explosión a bordo. A veces también sucede que permanecen las deformaciones del ala hacia arriba.

1.17. Información orgánica y de dirección

No es relevante para la investigación de este accidente.

1.18. Información adicional

En la investigación realizada sobre accidentes en aeronaves del mismo tipo CESSNA 210 que la accidentada, se han encontrado los siguientes en los que ocurrieron rotura y separación de ala:

- El identificado por NTSB como CHI05FA016 ocurrido el 26-10-2004 a la aeronave modelo P210N, matrícula N5485W, y cuya causa probable fue que «el piloto no mantuvo el control de la aeronave durante el vuelo en crucero en IMC, reportando fallo de giróscopos que condujo a exceder los límites de carga de diseño de las alas».
- El identificado por NTSB como NYC04FA144 ocurrido el 22-06-2004 a la aeronave modelo P210N, matrícula N99HW, y cuya causa probable fue la «pérdida del control de la aeronave por el piloto y consecuente exceso de carga y separación de las alas al encontrarse con turbulencia inducida por convección». La aeronave perdió un ala en vuelo.
- El identificado por NTSB como IAD02FA002 ocurrido el 05-10-2001 a la aeronave modelo 210M, matrícula N6053B, y cuya causa probable, aprobada por NTSB, fue la «pérdida del control de la aeronave en vuelo debida a desorientación espacial del

piloto y consecuente exceso de carga en la aeronave durante el intento de recuperación». La aeronave perdió la semiala izquierda en vuelo.

- El accidente analizado en el Informe n.º A01O0165 de Transportation Safety Board (TSB) de Canadá ocurrido con fecha 18-06-2001 a la aeronave modelo 210L, matrícula C-GPMC. En dicho informe se indica que el accidente se produjo al fallar la semiala izquierda en condiciones de sobrecarga y separarse de la aeronave, haciéndola incontrolable. Uno de los trozos de la semiala golpeó y rompió a la deriva. El informe concluye que pudo existir una combinación de alta velocidad y cargas «g» inducidas por el piloto y por ráfagas.

En ninguno de los informes de estos accidentes se incluye ninguna recomendación de seguridad.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No se han considerado necesarias.

2. ANÁLISIS

2.1. Preparación del vuelo

Por la información recabada, se conoce que, previamente a la realización del vuelo, el piloto dispuso de los mapas de viento y temperatura, así como del mapa significativo de baja cota, previstos para el día del suceso.

La perturbación meteorológica más significativa prevista para el día del accidente era la existencia de fuertes vientos del NNW cuya intensidad aumentaba con la altura y que, localmente, podían llegar a una intensidad de más de 60 kt en la zona del accidente. Estos vientos estaban acompañados de rachas, también de intensidad variable con la altura, que producirían turbulencia fuerte o severa. En el Aeropuerto de Pamplona, el más cercano al accidente, el viento en la superficie era de 25 kt con rachas de 35 kt. La visibilidad horizontal era de 10 km y existían nubes dispersas a 5.600 ft.

Por otra parte, las condiciones meteorológicas indicadas en el mapa significativo de baja cota (véase Figura A-4) para la zona del accidente incluían predicciones de oscurecimiento de montañas, nubes entre los 3.000 ft y 9.000 ft, existencia de lluvia, nieve y posibilidad incluso de formación de hielo, dada la altura a la que estaba situada la línea de 0 °C (entre 2.000 ft y 3.500 ft).

Pese a esos valores previstos, el piloto mantuvo en el plan de vuelo los datos iniciales de nivel, velocidad y duración del vuelo y, poco después del despegue, solicitó una modificación del nivel de vuelo a causa del viento.

Es posible que, una vez en vuelo, el piloto advirtiera que el viento tenía una gran intensidad al comparar la velocidad indicada por el anemómetro de la aeronave con la velocidad respecto al suelo que le facilitaba el GPS.

Los hechos anteriores indican que es posible que el piloto, o bien no hubiera examinado la información meteorológica, o bien la hubiera valorado erróneamente.

Un análisis correcto y realista de la información meteorológica disponible habría llegado a la conclusión de que en la ruta prevista era posible la existencia de condiciones de formación de hielo en las cuales el manual de vuelo prohibía el vuelo. El sistema de protección contra hielo del avión tenía una capacidad limitada y no autorizaba a volar en condiciones conocidas de formación de hielo.

2.2. Transcurso del vuelo

Los datos radar muestran que la aeronave siguió la ruta prevista a lo largo de todo el vuelo y realizó las maniobras autorizadas en los contactos radio, fundamentalmente

cambios de nivel de vuelo. El transcurso de la ruta, tan preciso y constante como el que se observa en la Figura A-5, induce a pensar que se utilizó el piloto automático durante el vuelo. Este extremo, sin embargo, no ha podido ser confirmado. Este hecho pudo ser de gran importancia en el desarrollo de las maniobras posteriores, por su influencia en la controlabilidad y características de manejo de la aeronave, especialmente si hubiese coincidido con una formación local de hielo severa.

A las 09:41:51 h, la aeronave solicitó autorización para cambiar el nivel de vuelo a FL100 en lugar del inicialmente previsto «FL180 debido a viento». El cambio fue autorizado y se mantuvo durante el resto del vuelo.

El último contacto radio fue con el control del Aeropuerto de San Sebastián y se ha estimado que concluyó a las 13:31:51. En este contacto la aeronave colacionó la información meteorológica del aeropuerto, que se le había suministrado, y la autorización a bajar a 5.000 ft.

En ese momento, la duración del vuelo era de casi cuatro horas frente a la prevista de 2 horas y 38 minutos en el plan de vuelo. El valor confirma la existencia del fuerte viento en cara, incluso en la altitud que se había realizado el vuelo. Según las previsiones, el viento era, además, racheado e implicaba fuerte turbulencia.

La tabla de la Figura B-1 detalla los datos del radar de control desde el instante 13:31:21, ligeramente anterior a la última comunicación radio de la aeronave, hasta el del último dato radar registrado. En estos datos, las indicaciones de longitud y latitud a partir del instante 13:35:36 son sólo de origen inercial, es decir, generadas por el sistema radar en espera de recibir una señal de la aeronave que ya no llegó. Por tanto, se considera que la última señal radar válida en cuanto a marcación geográfica fue la correspondiente al instante anterior, 13:35:31, punto K en las figuras B-2 y B-3. Las dos últimas marcaciones no pueden ser garantizadas a pesar de que, como se ve en la Figura B-3, indican el inicio de un viraje a la izquierda coherente con lo que sucedió realmente.

Los registros de nivel de vuelo y de velocidad respecto al terreno estaban siendo constantes en los valores 73 y 111, respectivamente, desde el instante 13:35:21 (punto J de las figuras B-2 y B-3) y, por tanto, se consideran los últimos válidos para estos parámetros.

La «Carta de radionavegación del espacio aéreo inferior» (Figura A-5) indica que la cobertura radar está garantizada en el tramo de aerovía R10, en el que la aeronave estaba volando cuando ocurrió el accidente, hasta el nivel 65.

Por tanto, se considera que la pérdida de la señal de radar a nivel 73 ocurrió bien por fallo del propio transpondedor de la aeronave, o bien, de modo más probable, por pérdida de la señal por estar las estaciones en tierra fuera de cobertura de la antena de a bordo. Dado que la antena está posicionada en la aeronave para la máxima cobertura

omnidireccional (parte inferior en plano de simetría del fuselaje central), la pérdida de señal significaría que la aeronave habría alcanzado alguna actitud extrema, longitudinal o lateral, que posiblemente fuese descontrolada. Esta circunstancia también habría afectado a la capacidad de comunicarse por radio en esos momentos, ya que la antena de VHF está situada en una localización similar en la parte superior del fuselaje. En el intervalo entre el último contacto radio y el de pérdida de la señal de radar no estaba previsto que el piloto tuviera que realizar ninguna comunicación.

La tabla adjunta lista los valores de los parámetros de vuelo registrados por el radar en los momentos en que ocurrió alguna variación notable del intervalo cubierto en las figuras B-2 y B-3. La tabla indica los valores, inicial y final, de velocidad respecto del suelo y nivel registrados en cada tramo y se calcula, para cada uno de ellos, la velocidad respecto del aire (considerando el valor medio del viento, 30 kt, indicado como MIN en la tabla, y con el valor de las ráfagas, 35 kt superior a la velocidad media, indicado como MAX en la tabla), velocidad media de descenso en el tramo, el cambio medio de la velocidad respecto a tierra y el cambio de dirección o rumbo de cada tramo respecto al anterior. Este cambio se considera positivo cuando es en dirección de las agujas del reloj.

Tramo	Durac. (seg)	Cambio nivel		Vel. descen. media (fpm)	Velocidad respecto a tierra		Velocidad respecto al aire		Cambio veloc. (kt)	Cambio rumbo
		Inicial	Final		Inicial	Final	Inicial Min/max	Final Min/max		
AB	195	100	81	590	105	122	135/170	152/187	+17	Referen.
BC	5	81	81	0	122	107	152/187	137/172	-15	+63°
CD	5	81	81	0	107	105	137/172	135/170	-2	-27°
DE	5	81	80	1.200	105	93	135/170	123/158	-12	-86
EF	5	80	80	0	93	93	123/158	123/158	0	+64°
FG	5	80	79	1.200	93	113	123/158	143/178	+20	-30°
GH	5	79	79	0	113	107	143/178	137/172	-6	+16
HI	5	79	79	0	107	107	137/172	137/172	0	Referen.
IJ	10	79	73	3.600	107	111	137/172	141/176	+4	Referen.
JK	10	73	73	0	111	111	141/176	141/176	0	Referen.

— La tabla y las figuras B-2 y B-3 muestran:

- Que la aeronave desciende, de forma casi uniforme, en el tramo AB, desde prácticamente el instante 13:31:24, en el que el control de San Sebastián autoriza 5.000 ft, hasta el instante 13:34:31, anterior al B. En ese tramo, el nivel de vuelo pasa de 100 a 81, que equivale a una velocidad de descenso aproximada de 590 fpm, que se considera normal.

- Que a partir del instante B (13:34:36), y durante el tramo BC, el nivel de vuelo se mantiene (velocidad de descenso nula) y se produce una disminución de la velocidad respecto a tierra de 15 kt, así como un cambio brusco de dirección de vuelo de +63°. No se ha podido determinar con certeza la causa de estos cambios, en especial el de dirección, tan brusco y de tanta magnitud, pero, salvo un fallo en la aeronave, que se considera extremadamente remoto ya que posteriormente continuó funcionando, se estima que no pudo ser causado más que por una racha de viento, de alta intensidad, proveniente del NNW y que sacó a la aeronave de su trayectoria (Figura B-3).
- Que a partir del instante C se sucedieron una serie de fuertes variaciones de velocidad respecto a tierra (hasta 20 kt en 5 segundos) tanto en sentido positivo como negativo, así como fuertes cambios positivos y negativos de dirección de vuelo. Los distintos sentidos de las variaciones parecen responder a la existencia de rachas y turbulencia y a acciones en los controles por parte del piloto, ya que, durante ellas, la aeronave tendía a recuperar el rumbo de referencia que se consiguió, finalmente, en el tramo HI. Como se ha confirmado en la investigación, en este modelo de aeronave, de configuración aerodinámica muy limpia, se pueden producir incrementos muy rápidos de la velocidad con cambios significativos de actitud y se deben extremar los cuidados en las acciones correctoras en los controles para evitar sobrecargas estructurales. La situación terminó, en el tramo IJ, con una velocidad de descenso de 3.600 fpm, que es anormalmente elevada y que no resultó controlable.
- Que el tramo JK no es representativo y, en él, se mantuvieron los valores del instante J y las indicaciones inerciales a partir del instante K (13:35:36).

Aunque no se dispone de valores exactos de velocidad aerodinámica en esos momentos, a la vista de los valores calculados en la tabla anterior se puede afirmar que, con bastante probabilidad, durante todos los tramos comprendidos entre el punto C y el punto I, la velocidad aerodinámica de la aeronave fue claramente superior a la velocidad máxima de maniobra, 119 kt, e incluso en alguno de ellos superior a la velocidad máxima en crucero, que es de 167 kt. Además, hemos de tener en cuenta que durante este periodo de tiempo se produjeron variaciones de velocidad, nivel y dirección, que pudieron ser producidas por el viento o por actuaciones del piloto sobre los mandos, y en este último caso pudieron ser para inducir una maniobra concreta o para contrarrestar las acciones del viento. En cualquier caso, estas probables acciones del piloto sobre los mandos debieron tener lugar a velocidad superior a la de maniobra (119 kt para un peso estimado de 3.350 lb), y posiblemente indujeron cargas superiores a la envolvente de la aeronave, a consecuencia de lo cual se produjo su fallo estructural.

2.3. Roturas estructurales en vuelo

De la inspección de los restos se concluye que las roturas relevantes fueron de tipo dúctil, sin que se apreciaran indicios de fatiga o de corrosión bajo tensión. Para mayor segu-

ridad, se analizaron en un laboratorio las fracturas del ala izquierda, y se concluyó que no hubo sobrecargas parciales anteriores que hubieran influido en la rotura en vuelo producida durante el accidente.

No hay indicios de que las reparaciones que se habían efectuado a la aeronave en el año 2002 hubieran influido en las diferentes roturas estructurales. Se descartó la posibilidad de flameo.

La causa de esas roturas fue probablemente la realización de maniobras a una velocidad aerodinámica superior a la de maniobra.

No ha podido determinarse si pudo producirse una formación de hielo que hubiera podido afectar a la controlabilidad de la aeronave, aunque se considera poco probable debido a la ausencia de humedad visible en la zona y a que ninguno de los testigos que accedieron a los restos de la aeronave después del accidente indicó que se hubieran observado trazas de hielo en los mismos.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad en vigor y se habían cumplimentado las revisiones de mantenimiento programadas, dentro de los plazos especificados, con resultados satisfactorios y por una compañía debidamente certificada.
- El piloto disponía de una licencia de piloto privado de aviones con habilitaciones para el tipo de aeronave y de vuelo que estaba realizando. Además disponía de una licencia de piloto comercial de aviones, también en vigor en la fecha del accidente.
- Según la información disponible, la experiencia del piloto era de 497 h de vuelo realizadas, al menos en la época inmediatamente anterior al accidente, a una cadencia anual reducida. No se conoce la experiencia del piloto en condiciones críticas o de emergencia de vuelo.
- El vuelo era de placer, no comercial y bajo reglas IFR. Se había presentado y tramitado el correspondiente plan de vuelo.
- Las predicciones meteorológicas disponibles indicaban la existencia de un viento intenso y racheado del Norte que originaba una turbulencia entre severa y fuerte. También preveían condiciones de formación de hielo por lluvia, nieve y temperaturas de 0 °C a baja cota.
- El manual de vuelo de la aeronave prohibía el vuelo en condiciones conocidas de formación de hielo.
- El vuelo tuvo una duración muy superior a la prevista probablemente debido al viento en cara indicado.
- En la última parte del vuelo se produjeron fuertes variaciones de la velocidad respecto a tierra, nivel de vuelo y dirección, probablemente originadas por las rachas de viento y la fuerte turbulencia y las correspondientes maniobras de recuperación.
- La inspección de los restos sobre el terreno y las declaraciones de testigos indican que la aeronave tuvo una rotura estructural en vuelo con separación de elementos principales y que cayó a tierra a gran velocidad con un viraje a la izquierda.
- El sentido de la rotura y separación de la semiala exterior izquierda fue hacia abajo, mientras que la de la interior fue hacia arriba.
- La rotura y separación de ambos estabilizadores horizontales fue hacia abajo. El estabilizador derecho se rompió por su raíz, mientras que el izquierdo lo hizo por su parte exterior. Las características de esas fracturas eran de rotura por sobrecarga.
- Los sentidos de rotura y separación indicados demuestran que el proceso de rotura estructural más probable comenzó con la rotura hacia abajo de los estabilizadores horizontales y continuó por la de la semiala exterior izquierda, que rompió hacia abajo al haber perdido los estabilizadores. Posteriormente rompió la semiala interior de ese lado. Esta última rotura pudo producirse en el movimiento de recuperación de la semiala interior tras la separación de la parte exterior. Todo el proceso debió ocurrir muy rápidamente.
- Todas las roturas examinadas fueron de tipo dúctil provocadas por sobrecarga estática.

- No se encontraron en las roturas del ala izquierda examinadas en laboratorio indicios de rotura progresiva por fatiga o de corrosión local o general o de corrosión bajo tensión.
- No se encontraron indicios de flameo.

3.2. Causas

La causa probable del accidente fue la rotura y desprendimiento en vuelo del ala izquierda y el estabilizador horizontal debido a una sobrecarga estática que superó los factores de carga admisibles, producida por la combinación de la turbulencia encontrada cuando la aeronave realizaba un descenso hacia el aeropuerto de destino y maniobras abruptas de recuperación a velocidad superior a la de maniobra.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Ninguna.

APÉNDICES

APÉNDICE A

Ubicación del accidente y trayectoria del vuelo

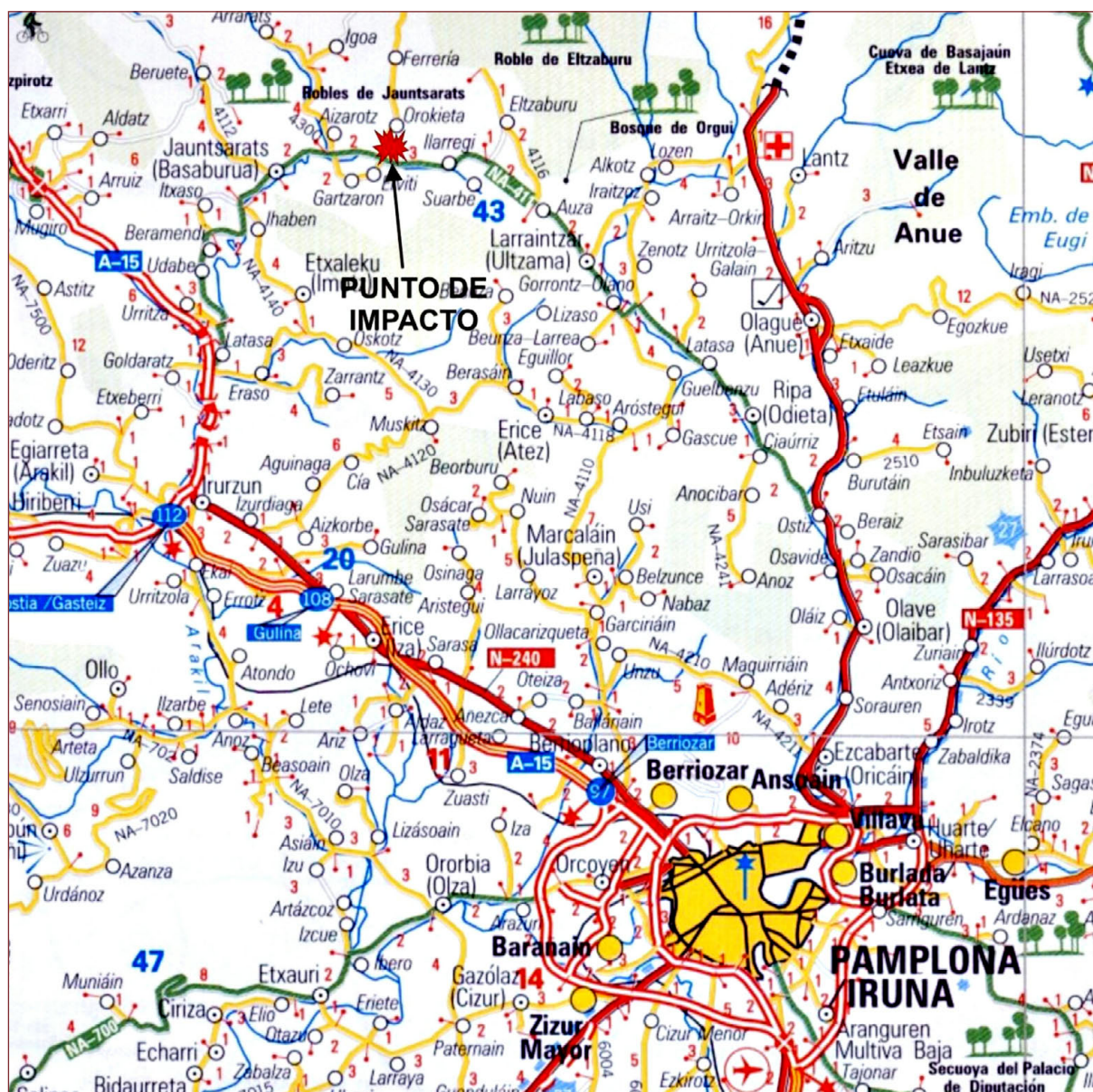


Figura A-1. Mapa del lugar del accidente

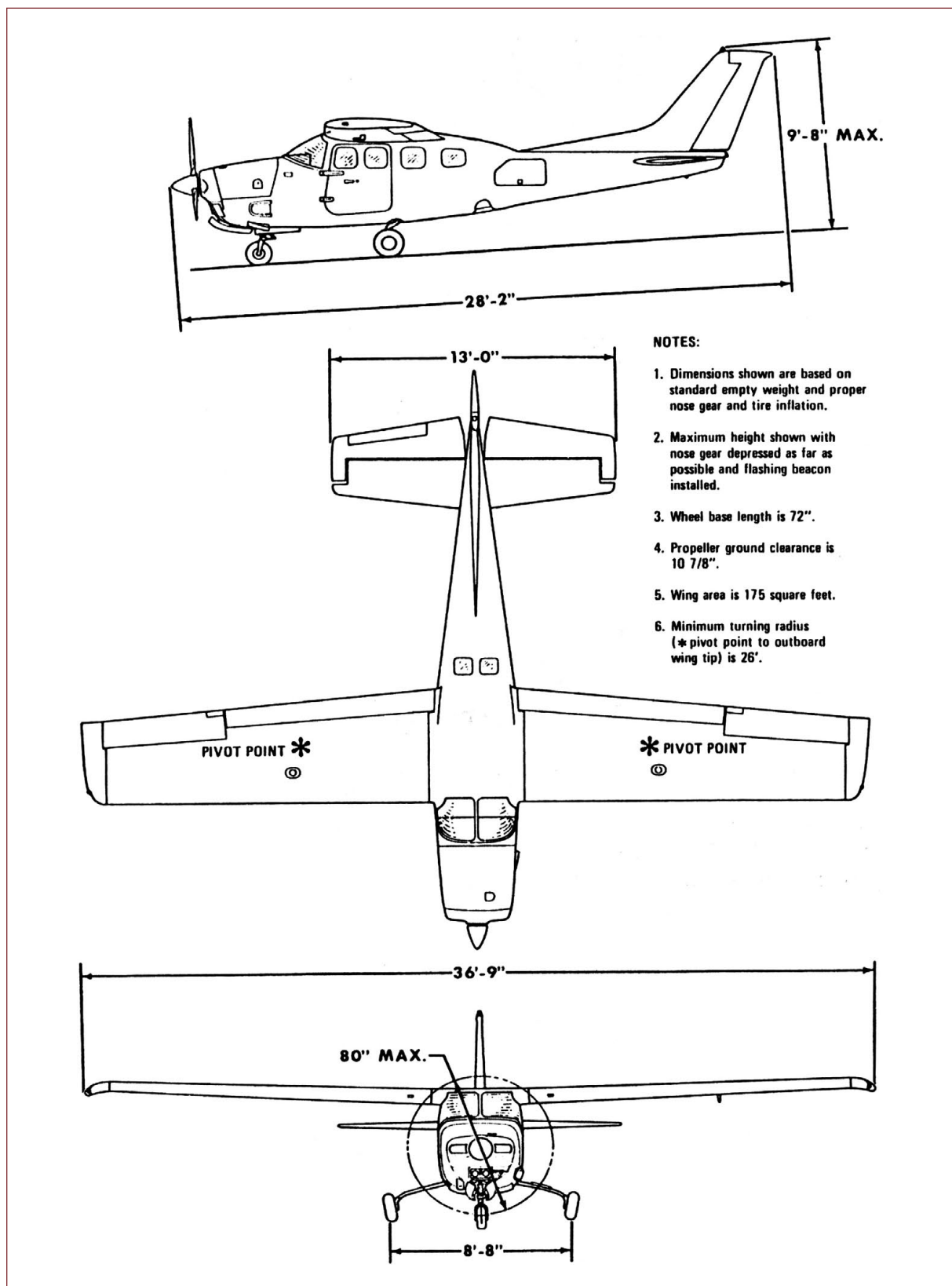


Figura A-2. Dimensiones principales de la aeronave

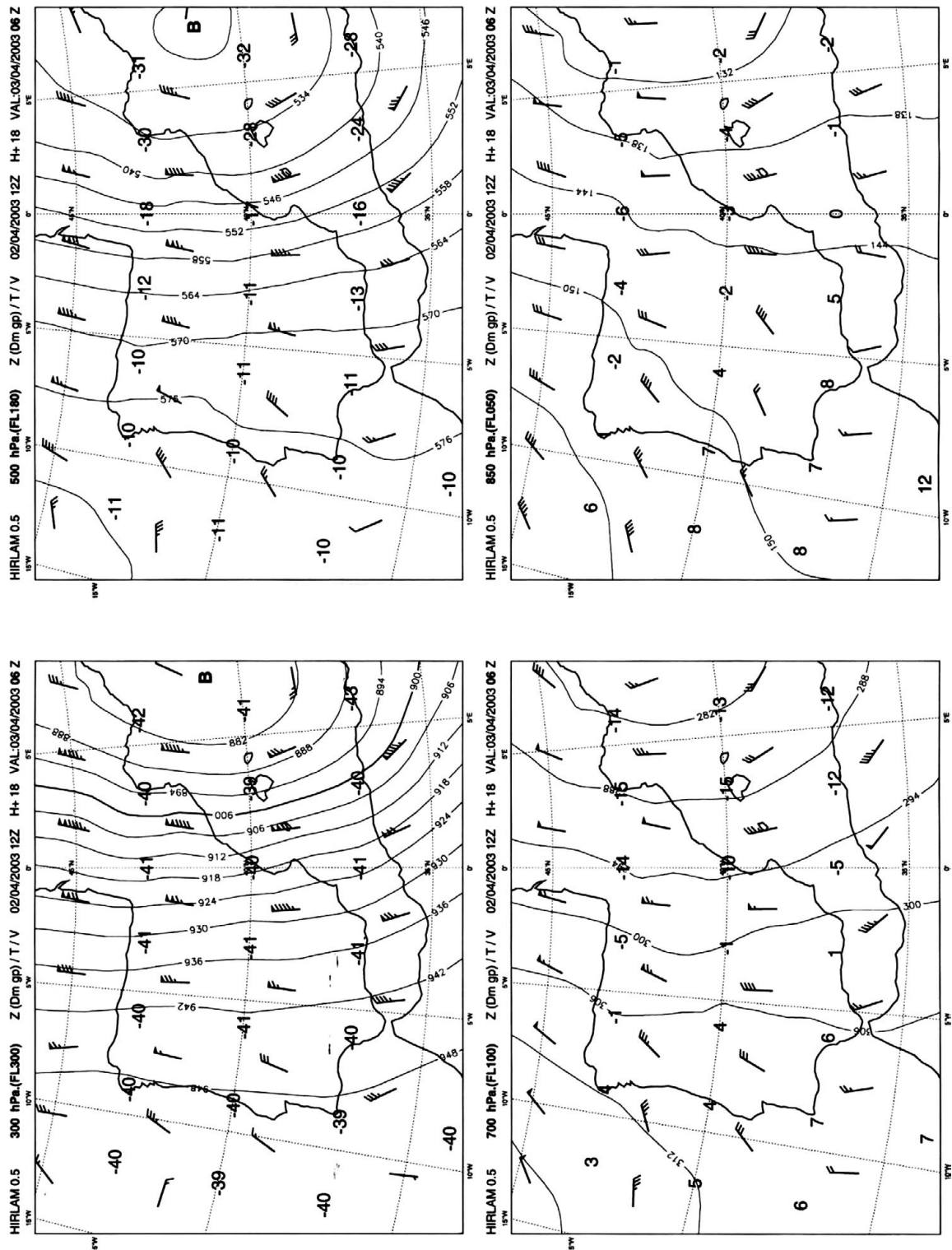


Figura A-3. Mapa de vientos y temperaturas

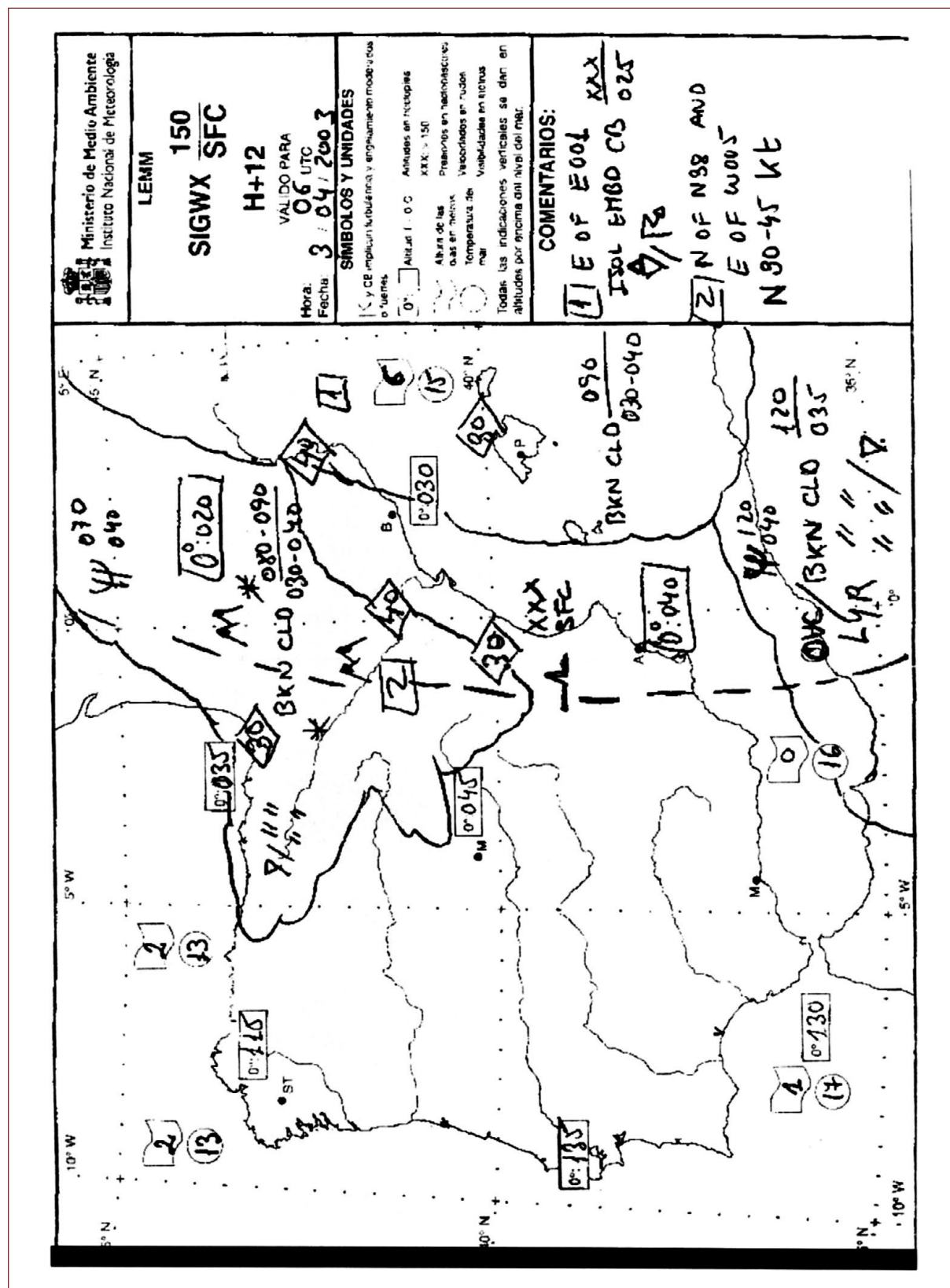


Figura A-4. Mapa de tiempo significativo de baja cota

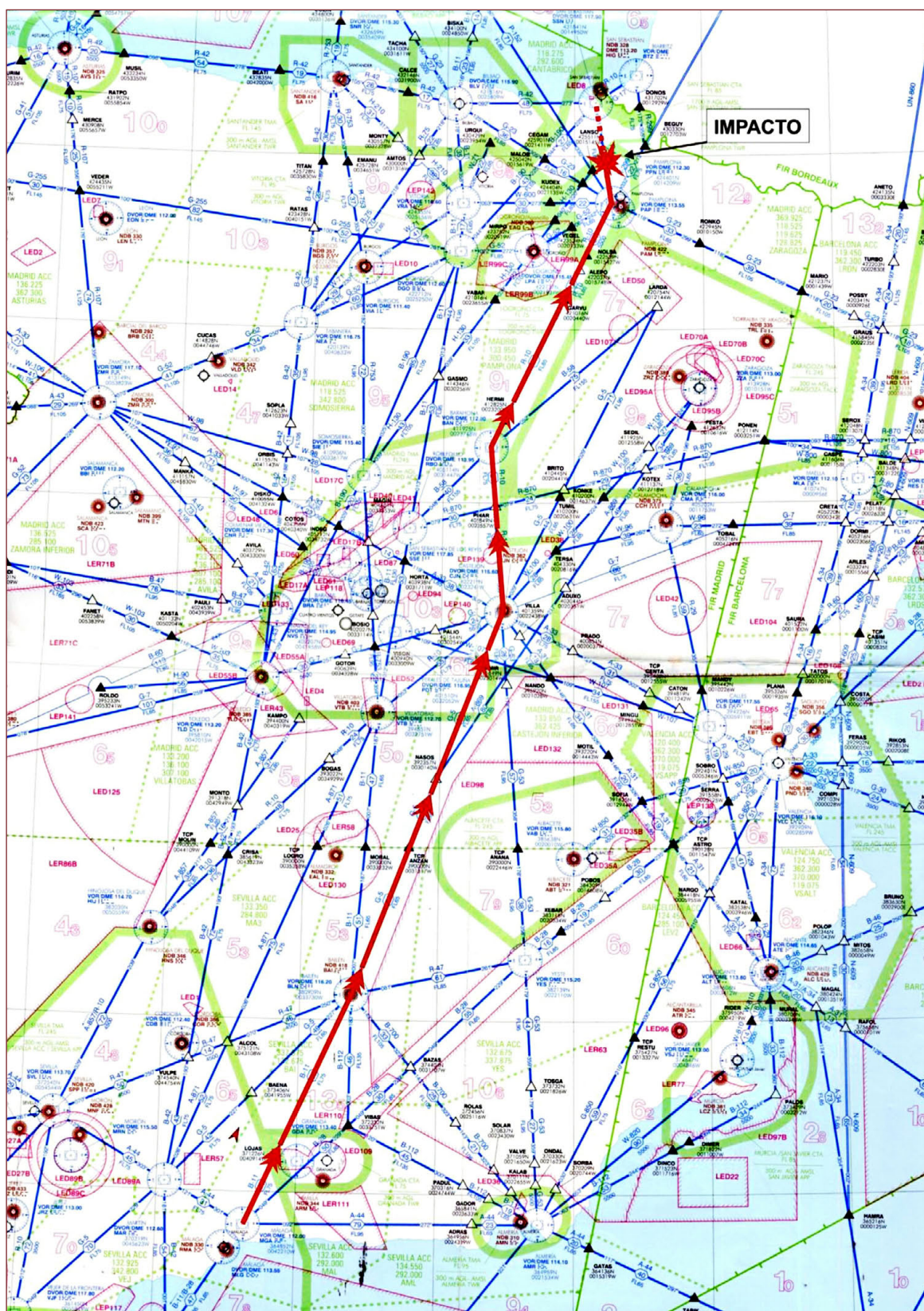


Figura A-5. Trayectoria del vuelo

APÉNDICE B

Datos radar del vuelo

Hora	Velocidad sobre tierra (kt)	Nivel de vuelo (hectopies)	Latitud Norte	Longitud Oeste
13:31:21	105	100	42° 53' 41"	01° 44' 16"
:26	105	99	42° 53' 50"	01° 44' 18"
:31	106	99	42° 53' 59"	01° 44' 19"
:36	106	99	42° 54' 08"	01° 44' 21"
:41	107	97	42° 54' 17"	01° 44' 22"
:46	108	97	42° 54' 27"	01° 44' 24"
:51	111	96	42° 54' 35"	01° 44' 26"
:56	114	96	42° 54' 47"	01° 44' 29"
:32:01	114	96	42° 54' 56"	01° 44' 31"
:06	120	95	42° 55' 08"	01° 44' 33"
:11	115	95	42° 55' 16"	01° 44' 35"
:16	115	95	42° 55' 26"	01° 44' 37"
:21	117	94	42° 55' 36"	01° 44' 38"
:26	120	94	42° 55' 47"	01° 44' 41"
:31	121	93	42° 55' 57"	01° 44' 43"
:36	121	93	42° 56' 08"	01° 44' 45"
:41	121	93	42° 56' 18"	01° 44' 47"
:46	121	92	42° 56' 28"	01° 44' 50"
:51	122	91	42° 56' 38"	01° 44' 52"
:56	123	91	42° 56' 49"	01° 44' 54"
:33:01	123	91	42° 56' 59"	01° 44' 57"
:06	123	90	42° 57' 09"	01° 44' 59"
:11	123	90	42° 57' 19"	01° 45' 01"
:16	122	89	42° 57' 29"	01° 45' 03"
:21	123	89	42° 57' 40"	01° 45' 05"
:26	122	88	42° 57' 49"	01° 45' 08"
:31	124	88	42° 58' 00"	01° 45' 10"
:36	124	88	42° 58' 10"	01° 45' 13"
:41	123	87	42° 58' 20"	01° 45' 15"

Figura B-1. Tabla de datos radar

Hora	Velocidad sobre tierra (kt)	Nivel de vuelo (hectopies)	Latitud Norte	Longitud Oeste
:46	123	86	42° 58' 30"	01° 45' 17"
:51	123	86	42° 58' 40"	01° 45' 19"
:56	122	86	42° 58' 50"	01° 45' 21"
:34:01	122	86	42° 59' 00"	01° 45' 23"
:06	122	85	42° 59' 09"	01° 45' 25"
:11	122	84	42° 59' 19"	01° 45' 27"
:16	122	84	42° 59' 29"	01° 45' 29"
:21	122	83	42° 59' 39"	01° 45' 32"
:26	122	82	42° 59' 49"	01° 45' 35"
:31	122	81	42° 59' 59"	01° 45' 37"
:36	122	81	43° 00' 09"	01° 45' 39"
:41	107	81	43° 00' 16"	01° 45' 36"
:46	105	81	43° 00' 25"	01° 45' 35"
:51	93	80	43° 00' 29"	01° 45' 41"
:56	93	80	43° 00' 38"	01° 45' 42"
:35:01	113	79	43° 00' 51"	01° 45' 47"
:06	107	79	43° 00' 58"	01° 45' 48"
:11	107	79	43° 01' 07"	01° 45' 50"
:16	109	76	43° 01' 17"	01° 45' 52"
:21	111	73	43° 01' 26"	01° 45' 54"
:26	111	73	43° 01' 35"	01° 45' 56"
:31	111	73	43° 01' 45"	01° 45' 58"
:36	111	73	43° 01' 54"	01° 46' 00"
:41	111	73	43° 02' 03"	01° 46' 01"
:46	111			
:51	111			

Figura B-1. Tabla de datos radar (cont.)

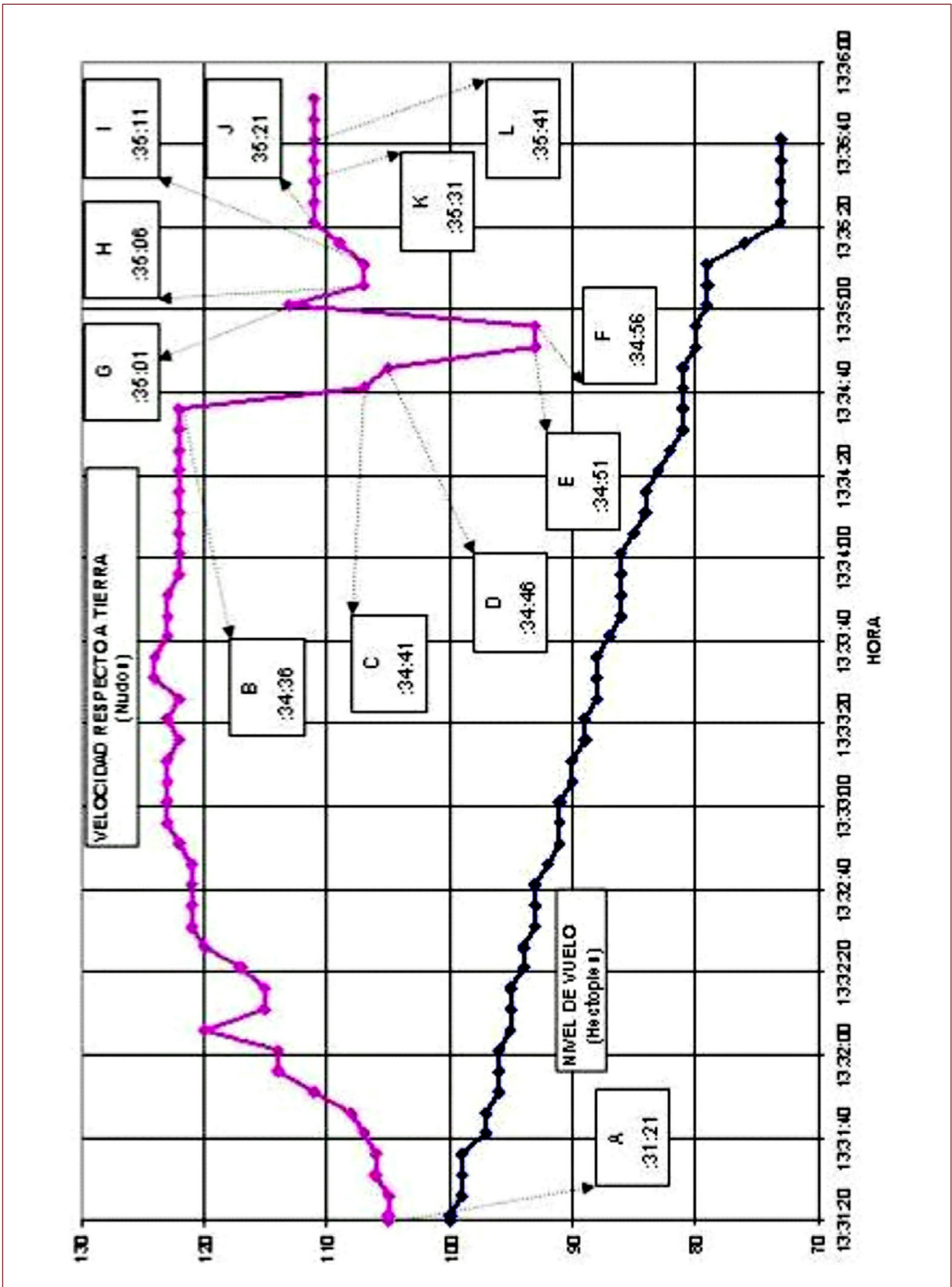


Figura B-2. Nivel de vuelo y velocidad respecto a tierra en función del tiempo

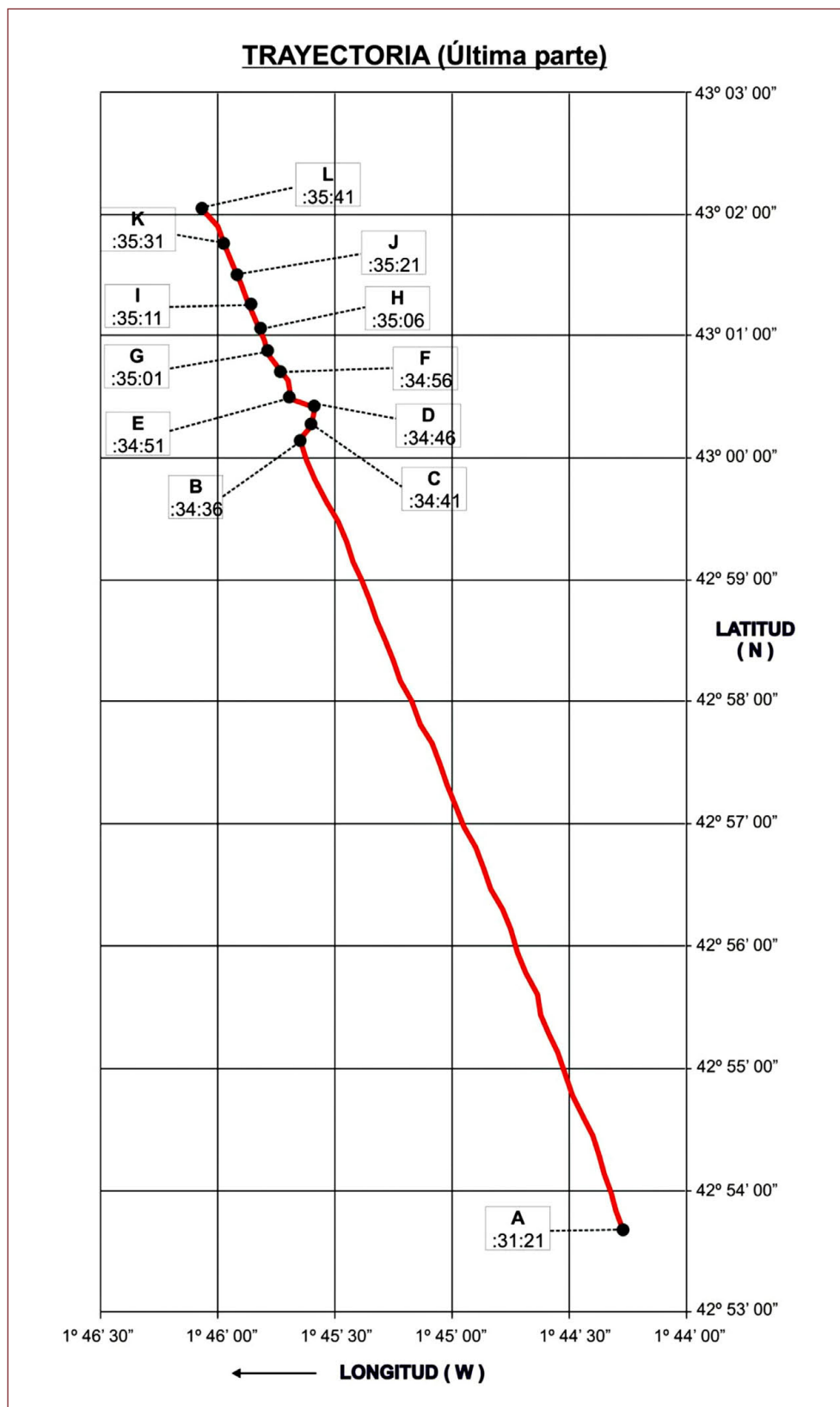


Figura B-3. Trayectoria de la aeronave (última parte)

APÉNDICE C

Dispersion y fotografías de los restos

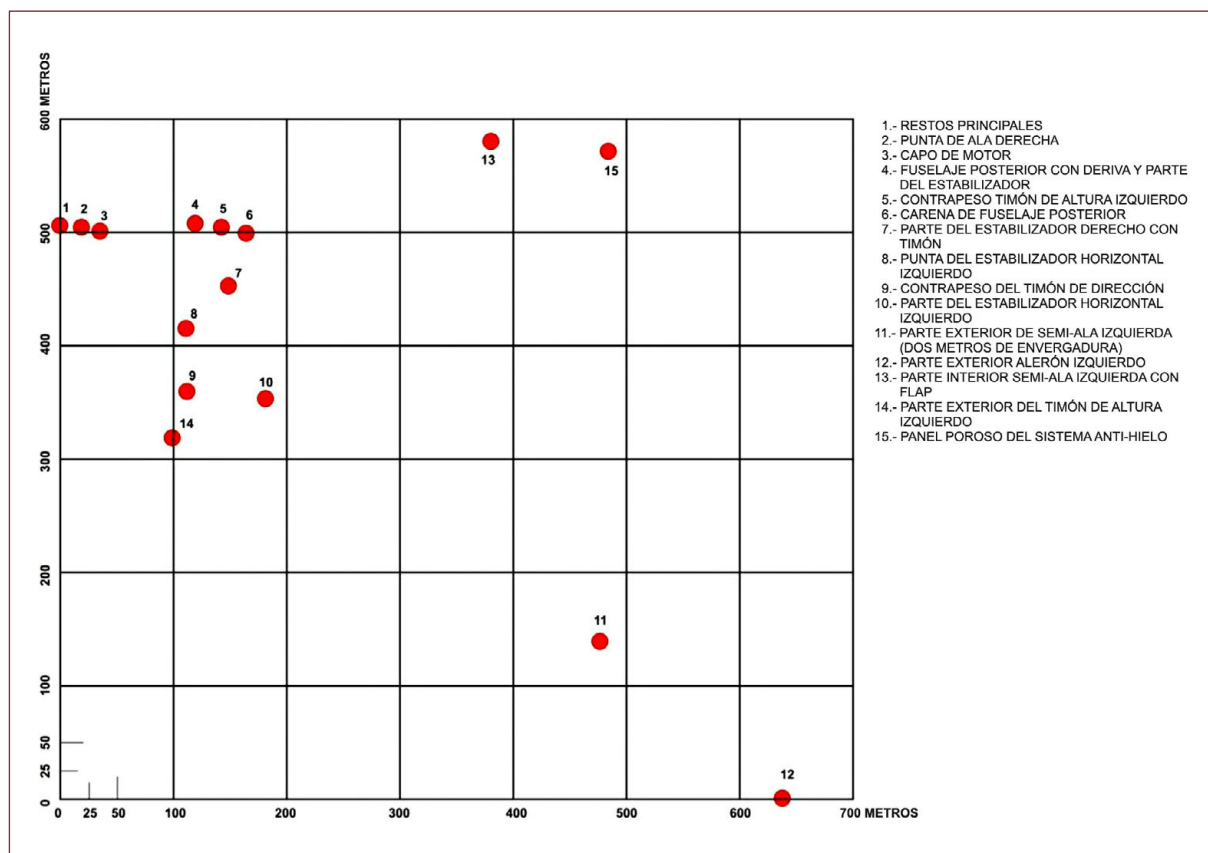


Figura C-1. Croquis con la posición relativa de los restos



Figura C-2. *Restos principales*



Figura C-3. *Restos de la hélice*



Figura C-4.1. Restos de fuselaje posterior (vista de la deriva)



Figura C-4.2. Restos de fuselaje posterior (vista trasera)



Figura C-5.1. *Restos de estabilizador derecho (parte interior)*



Figura C-5.2. *Restos de estabilizador derecho (parte exterior)*



Figura C-6. *Restos de semiala interior izquierda*

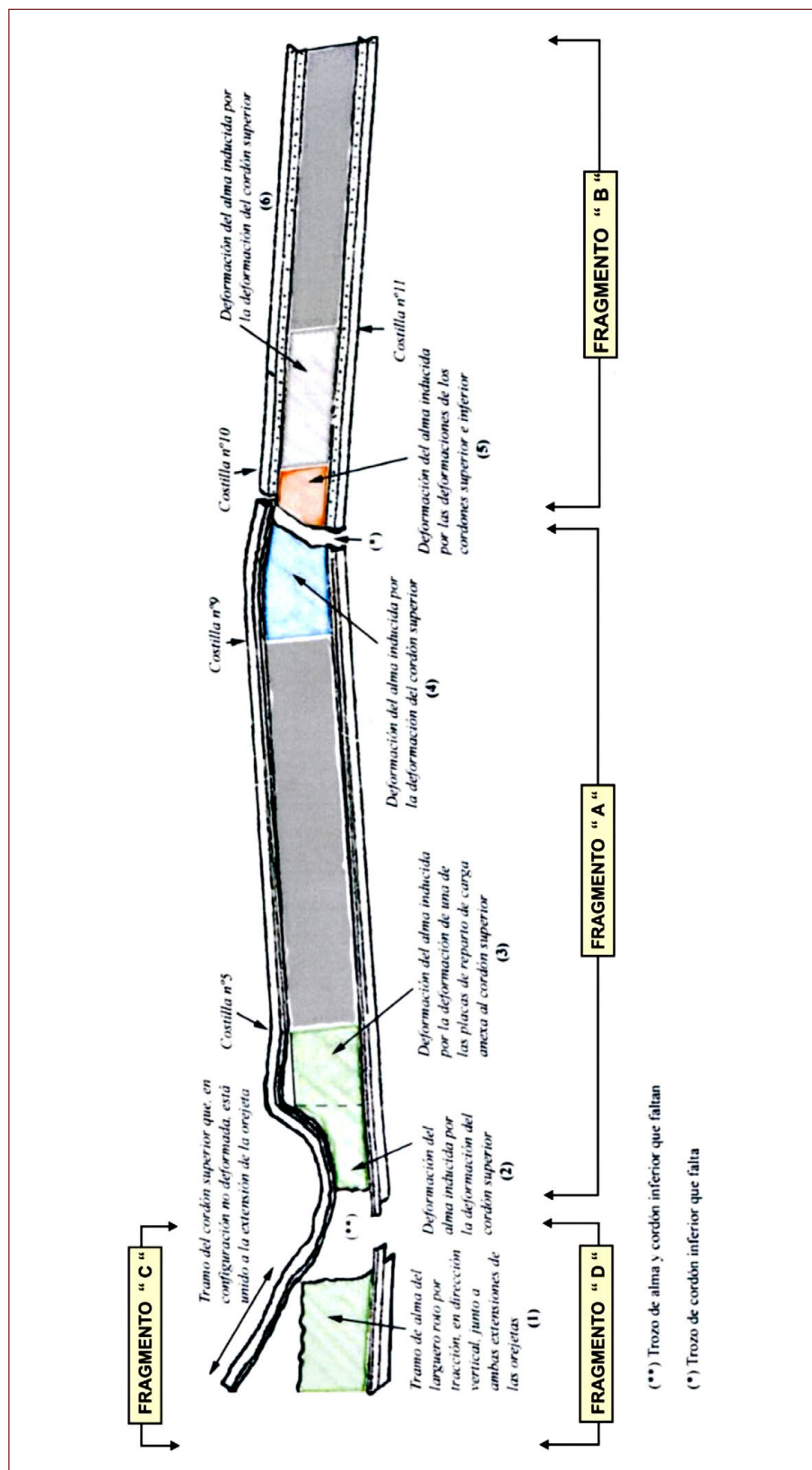


Figura C-7. Reconstrucción de larguero principal de semiala