

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

INFORME TÉCNICO A-028/2000

Accidente ocurrido
el 31 de julio de 2000
a la aeronave Nimbus
4DT, matrícula G-929,
en Campillo de la Jara
(Toledo)



MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-028/2000

**Accidente ocurrido el 31 de julio de 2000
a la aeronave Nimbus 4DT, matrícula G-929,
en Campillo de la Jara (Toledo)**



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
Fax: +34 91 463 55 35

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

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 sobre los hechos	1
1.1. Reseña del vuelo	1
1.1.1. Testimonio del piloto superviviente	1
1.2. Lesiones a personas	2
1.3. Daños sufridos por la aeronave	2
1.4. Otros daños	2
1.5. Información sobre la tripulación	3
1.5.1. Piloto al mando	3
1.5.2. Segundo piloto	4
1.6. Información sobre la aeronave	4
1.6.1. Célula	4
1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad	5
1.6.3. Registro de mantenimiento	5
1.6.4. Características técnicas	5
1.6.5. Motor	6
1.6.6. Procedimientos de operación de vuelo contenidos en el manual de vuelo del avión	6
1.6.7. Información complementaria sobre el velero Nimbus 4DT	8
1.7. Información meteorológica	10
1.8. Ayudas a la navegación	10
1.9. Comunicaciones	11
1.10. Información sobre el aeródromo	11
1.11. Registradores de vuelo	11
1.12. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	11
1.12.1. Roturas del ala	13
1.12.2. Otras informaciones sobre los restos	14
1.13. Información médica y patológica	14
1.14. Incendio	14
1.15. Supervivencia	14
1.16. Información adicional	15
1.16.1. Antecedentes aplicables	15
2. Análisis	19
2.1. Desarrollo del vuelo	19
2.2. Análisis derivado de los restos del planeador	20
2.3. Similitudes con el accidente de Minden, Nevada	21
2.4. Características del vuelo del Nimbus 4DT y actuación del piloto	21
2.5. Comportamiento estructural de la aeronave	22
2.6. Aspectos de supervivencia	23

3. Conclusión	25
3.1. Conclusiones	25
3.2. Causas	25
4. Recomendaciones sobre seguridad	27
Apéndices	29
Apéndice A. Mapas de situación y panorámicas	31
Apéndice B. Distribución de los restos y zonas de impacto	37
Apéndice C. Detalles de roturas	41

Abreviaturas

AFM	Manual de vuelo de la aeronave («Aircraft Flight Manual»)
AMSL	Altitud sobre el nivel medio del mar
BFU	Oficina Federal de Alemania de Investigación de Accidentes de Aeronaves («Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung»)
BGA	Asociación Británica de Veleros («British Gliding Association»)
°C	Grados celsius o centígrados
°F	Grados fahrenheit
CAVOK	Techo de nubes y visibilidad sin restricciones
CG	Centro de gravedad
CFRP	Plástico reforzado con fibra de carbono («Carbon Fiber Reinforced Plastic»)
E	Este
EE.UU.	Estados Unidos de América
FL	Nivel de vuelo
FRM	Material reforzado con fibra («Fiber Reinforced Material»)
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
g	Aceleración de la gravedad
GPS	Sistema mundial de determinación de la posición
GFRP	Plástico reforzado con fibra de vidrio («Glass Fiber Reinforced Plastic»)
h	Hora(s)
HF	Alta frecuencia
HL	Hora local
Hz	Herzios (ciclos por segundo)
IAS	Velocidad indicada
JAR	Requisitos conjuntos de aviación
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetro(s)/hora
kN	Kilonewton(s)
Lb	Libra(s)
LBA	Autoridad de Aviación Civil de Alemania («Luftfahrt Bundesamt»)
m	Metro(s)
MS	Margen de seguridad
m/s	Metro(s) por segundo
N	Norte
NE	Noreste
NW	Noroeste
NIAR	«National Institute for Aviation Research» («Wichita State University», EE.UU.)
NM	Milla(s) marina(s)
NTSB	«National Transportation Safety Board» (EE.UU.)
FRP	Plástico reforzado con fibras («Fiber reinforced plastic»)
QFE	Presión atmosférica en el aeródromo
RCC	Centro coordinador de salvamento
s	Segundo(s)
S	Sur
SE	Sureste
SW	Suroeste
UTC	Tiempo Universal Coordinado
V_A	Velocidad de maniobra
V_D	Velocidad máxima en picado de diseño
V_{FE}	Velocidad límite de extensión de flaps
V_{NE}	Velocidad a no exceder nunca («Never exceed speed»)
V_S	Velocidad de pérdida
V_Y	Velocidad de mínimo descenso
VFR	Reglas de vuelo visual («Visual Flight Rules»)
W	Oeste

Sinopsis

Propietario y operador:	Privado
Aeronave:	Nimbus 4DT, matrícula G-929
Fecha y hora del accidente:	31 de julio de 2000 a las 17:30
Lugar del accidente:	Campillo de la Jara, Toledo, España
Personas a bordo:	2
Tipo de vuelo:	Deportivo, privado

El velero Nimbus 4DT matrícula G-929 partió del Aeródromo de Ocaña a las 13:30 hora local del día 31 de julio de 2000 con dos tripulantes a bordo en vuelo remolcado por avioneta. El propósito era realizar un vuelo de distancia sobrevolando la meseta sur de Castilla, para volver después al Aeródromo de Ocaña al finalizar el vuelo.

Sobre las 17:30, tras unas cuatro horas de vuelo y cuando se encontraban a unos 140 km al suroeste del aeródromo de partida, el piloto emprendía el último tramo del vuelo dirigiéndose hacia Ocaña. En esos momentos estaba volando a una altitud de unos 2.600 m sobre una zona de los montes de Toledo con cotas de los picos del orden de los 1.200 m y valles amplios de unos 625 m de elevación.

En un determinado instante, mientras volaba dentro de una térmica, el piloto de la aeronave perdió el control y entró en un picado pronunciado que ocasionó un gran aumento de la velocidad. Al tratar de salir del picado en la recuperación del control se produjo la rotura de ambas alas.

El piloto al mando dio la orden de saltar en paracaídas y él mismo se lanzó resultando ileso. El segundo piloto trató de saltar pero se le enganchó el cordaje del paracaídas en la aeronave y fue arrastrado por ella en su caída hasta el impacto con tierra resultando muerto como consecuencia del golpe.

El suceso se produjo en el término de Campillo de la Jara, provincia de Toledo (coordenadas 39° 30,9' N; 005° 0,5' W), sobre un terreno de monte bajo llano, cubierto de matorrales, de unos 625 m de elevación. Los restos quedaron muy desperdigados en un área de unos 1.800 m de diámetro.

Se estima que la causa del accidente fue una pérdida del control del avión, iniciada por una pérdida de sustentación, debida a la turbulencia térmica, cuando se volaba a velocidad lenta, posiblemente próxima a la de mínimo descenso. La no inmediata corrección de la pérdida ocasionó un aumento grande de la velocidad en picado. Una inadecuada actuación del piloto en la recuperación hizo que se excedieran las cargas de diseño de la aeronave produciéndose el colapso de la estructura del ala.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El 31 de julio de 2000, a las 13:30 hora local¹, el velero Nimbus 4DT matrícula G-929 inició, una vez remolcado, el vuelo libre desde las proximidades del Aeródromo de Ocaña. A bordo iban dos personas, padre e hijo, de nacionalidad inglesa, que habían planeado un vuelo de larga distancia, de 500 km. El padre, situado en el asiento delantero, era el piloto al mando y el hijo era el piloto acompañante. Las condiciones meteorológicas, según declaración del piloto al mando, eran buenas.

Se tuvo conocimiento del accidente a las 19:00 horas cuando en el cuartel de la Guardia Civil de Campillo de la Jara se recibió una llamada informando de la presencia de una persona en las inmediaciones del paraje conocido como «Casa de la Pizarrita» que manifestaba que había sufrido un accidente de aviación y que su hijo había muerto.

El mismo piloto superviviente condujo hasta las inmediaciones del lugar del accidente a los equipos de rescate, a lo largo de la conocida como Ruta Verde de Campillo, junto al embalse de Riofrío, y contactó por teléfono con el Aeródromo de Ocaña, con objeto de comunicar lo sucedido y obtener apoyo de interpretación.

El impacto se produjo a las 17:30 h en el lugar denominado «Navalpuercos», a 6 km al sureste de la localidad de Campillo de la Jara, provincia de Toledo (coordenadas 39° 30,9' N; 005° 0,5' W), en zona de monte bajo de 625 m de elevación cubierto de matorrales. El paraje del accidente se encuentra a pocos kilómetros de La Nava de Ricomalillo, punto en el extremo oeste de la Sierra de Toledo, que se toma a veces como punto de viraje en vuelos en triángulo de larga distancia originados en Ocaña.

1.1.1. Testimonio del piloto superviviente

Inmediatamente después del evento el piloto superviviente hizo las siguientes declaraciones.

Hacia las 17:30 horas, pasadas unas 4 horas desde la salida del Aeródromo de Ocaña, el piloto consideró que el día iba avanzando y que era hora de volver al punto de partida. Tomó los mandos, pues anteriormente estaba pilotando su acompañante, y puso rumbo hacia Ocaña. En ese momento se encontraban a unos 140 km al suroeste de Ocaña, a 2.600 m de altitud, y sobrevolando un terreno de unos 1.200 m de cotas máximas.

¹ En el presente informe el tiempo cronológico se expresa como hora local (HL). Para conocer la hora UTC (Tiempo Universal Coordinado) basta sustraer dos horas a la hora consignada.

El piloto declaró que, volando hacia Ocaña, entraron en una térmica fuerte recogiendo palanca para reducir velocidad. Inmediatamente el velero adoptó una actitud de picado pronunciado hacia el suelo y comenzó a girar. Reconoció el piloto que habían iniciado una barrena y, con el propósito de salir de ella, recogió fuertemente y aplicó alerones a tope, no consiguiendo recobrar el control. Mientras tanto, la velocidad aumentaba rápidamente hasta superar la velocidad V_{NE} (velocidad a no exceder o máxima velocidad admisible de operación) y los alerones se hacían cada vez más pesados.

El piloto no recuerda cuál fue la máxima velocidad alcanzada.

Durante la maniobra no accionó los frenos aerodinámicos y la posición de los flaps era de 2° positivos.

De repente y con un gran estrépito, el ala exterior derecha se desprendió y la cúpula se rompió. El piloto al mando gritó a su acompañante instándole a abandonar el avión.

El piloto al mando saltó fuera del avión. Le resultó difícil salir de la cabina a causa de las fuerzas de inercia y tuvo algunas dificultades para desplegar el paracaídas. Durante la caída no vio el paracaídas del acompañante. Tomó tierra en una zona de espeso matorral.

A unos 400 m del punto donde se encontraba vio los restos principales del velero y acercándose comprobó que el piloto acompañante había fallecido y que su cadáver, junto con el paracaídas desplegado, se encontraba debajo de partes de los restos del velero.

1.2. Lesiones a personas

Lesiones	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación	1		1
Pasajeros			
Otros			

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave quedó totalmente destruida y los restos, muy fragmentados, diseminados sobre una amplia zona de terreno.

1.4. Otros daños

No se produjeron otros daños reseñables.

1.5. Información sobre la tripulación

1.5.1. *Piloto al mando*

Edad:	67 años
Nacionalidad:	Británico
Título:	Piloto de velero
Antigüedad:	1964
Horas de vuelo:	2.100 horas
Horas en Nimbus 3DM:	600 horas
Horas en Nimbus 4DT:	36,5 horas

El día anterior había volado en el Nimbus durante 1,50 horas.

De una entrevista posterior realizada al piloto superviviente se pueden destacar los siguientes datos:

La pérdida de control se produjo intentando recuperar una barrena.

Anteriormente, la última vez que hizo deliberadamente una barrena fue 20 años antes (1980) y, según su testimonio, se prometió no volver a intentarlo.

El velero había sido entregado por el fabricante el día 5 de mayo (apenas tres meses antes). El piloto había efectuado algunos vuelos con el piloto probador (incluyendo picados a V_{NE} e inicio de barrenas), y con otro piloto de la compañía fabricante en el Reino Unido.

El piloto manifestó no disponer del manual de vuelo del Nimbus 4DT y no conocer los procedimientos específicos de recuperación de pérdidas, barrenas y picados en espiral definidos para este avión.

No se sabe si se había familiarizado suficientemente con el avión experimentando el vuelo a velocidad lenta, explorando las características de la pérdida y comprobando las fuerzas sobre los mandos.

El piloto había tenido una experiencia similar de pérdida de control y de vuelo en picado, en Namibia, volando con un piloto experimentado en un Nimbus 3D. En aquella ocasión, con las alas niveladas al final del ascenso en una térmica, se encontró repentinamente apuntando al suelo.

En conversaciones del entrevistador con el piloto del incidente en Namibia, éste comentó que en dicho incidente no hubo barrena y que le había aconsejado que no fuese

brusco con los controles. El piloto del accidente trataba de recoger la palanca a fondo y el piloto de Namibia tuvo que impedirlo bloqueando su palanca con el puño. Parecía que el piloto del accidente se hubiera bloqueado mentalmente o hubiera perdido la orientación brevemente. Consiguieron recobrar el vuelo horizontal aunque superando apreciablemente la velocidad límite (V_{NE}). La aeronave no entró en pérdida.

1.5.2. Segundo piloto

Edad:	31 años
Nacionalidad:	Británico
Títulos y licencias:	— Piloto de velero — Piloto civil

1.6. Información sobre la aeronave

El Nimbus 4DT es un planeador biplaza de altas prestaciones construido en plástico reforzado con fibras (FRP). Las fibras utilizadas en distintas partes de la estructura son de carbono, de kevlar y de vidrio. El tipo de construcción sándwich, con paneles de núcleo de espuma y placas superficiales de FRP, se usa profusamente.

El empenaje de cola, también construido en sándwich de espuma y FRP, tiene disposición en T con un estabilizador horizontal montado sobre el extremo superior del estabilizador vertical.

1.6.1. Célula

Marca:	Schempp-Hirth Flugzeugbau G.M.B.H.
Modelo:	Nimbus 4DT
Número de fabricación:	2000/10
Año de fabricación:	2000
Matrícula:	G-929
MTOW:	750 kg (si no incorpora motor)
Propietario:	Privado
Explotador:	Privado

1.6.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Clase:	Normal
Fecha de expedición:	01-06-2000
Fecha de caducidad:	27-05-2001

El avión planeador está certificado en la clase normal y no están permitidas las maniobras acrobáticas.

1.6.3. *Registro de mantenimiento*

Horas totales de vuelo:	25:00
-------------------------	-------

Dado el escaso número de horas voladas no había ninguna operación de mantenimiento programado pendiente.

1.6.4. *Características técnicas*

Dimensiones del ala

Envergadura:	26,5 m (86,94 ft)
Área:	17,96 m ² (193,32 ft ²)
Alargamiento:	39,1
Cuerda media aerodinámica:	0,728 m (2,39 ft)

Dimensiones del fuselaje

Longitud:	8,62 m (28,28 ft)
Ancho:	0,71 m (2,33 ft)
Alto:	1,0 m (3,28 ft)

Masas

Vacío:	565 kg (1.246 lb)
Máximo:	750 kg (1.653 lb) (si no lleva motor incorporado)
Carga alar (vacío):	35,6 kg/m ² (7,3 lb/ft ²)
Carga alar (máxima):	41,8 kg/m ² (8,6 lb/ft ²)

Velocidades

V_{NE} (flap «-1», «-2»):	285 km/h (velocidad nunca exceder)
V_{RA} :	180 km/h (velocidad en aire turbulento)
V_A :	180 km/h (velocidad de maniobra)
V_{FE} (flap «+0»):	180 km/h (velocidad con flaps extendidos)
V_{FE} (flap «+1», «+2»):	160 km/h
V_{FE} (flap «+L»):	160 km/h
V_D :	324 km/h (máxima velocidad en picado de diseño, o de integridad estructural)
V_S :	82 km/h (velocidad de pérdida)
V_Y :	95 km/h (velocidad de mínimo descenso)

Coefficiente óptimo de planeo

60 ($V = 105$ km/h)

1.6.5. *Motor*

Este ejemplar no tenía incorporado el motor, que se monta en otras versiones de este modelo.

1.6.6. *Procedimientos de operación de vuelo contenidos en el manual de vuelo del avión*

1.6.6.1. *Recuperación de una pérdida de sustentación*

En el capítulo «Emergencias» se indica que la recuperación de una actitud normal de vuelo después de sufrir una pérdida de sustentación, volando por derecho o inclinado en viraje, se consigue cediendo la palanca hacia delante y, si es necesario, aplicando timón de dirección y alabeo en sentido contrario.

Se alerta de que, como los mandos de aerofrenos y de flaps están interconectados en este modelo, si se sacan frenos aerodinámicos completamente los flaps adquieren la posición positiva máxima y entonces se debe esperar un ángulo de asiento de pronunciado morro abajo.

En otro capítulo de operación normal del avión se recomienda al piloto explorar, a una altura segura, las características de vuelo a baja velocidad y en pérdida. Los anuncios de

pérdida normalmente ocurren de 5 a 10 km/h por encima de la velocidad de pérdida, y los mandos de alerón se ponen flojos. Al llegar a la pérdida el Nimbus 4DT, con el centro de gravedad en su posición trasera, tiende a dejar caer lentamente un ala. Con el centro de gravedad adelantado, el morro o el ala no presentan tendencia a caer.

En la recuperación de la pérdida se pueden perder hasta 50 m de altura.

En la pérdida que sobreviene durante un viraje coordinado de 45° con centro de gravedad en posición trasera, el Nimbus 4DT sobre inclina ligeramente adentro del viraje y, cuando se cede palanca, el morro cae ligeramente. Se afirma en el AFM que no hay en el Nimbus 4DT una tendencia incontrolable de entrar en barrena.

1.6.6.2. Recuperación de una barrena

En el capítulo «Emergencias» se especifica el siguiente método para la recuperación segura de una barrena:

- a) Mantener los alerones en posición neutra.
- b) Aplicar timón de dirección en sentido opuesto (esto es, contra el sentido de rotación de la barrena)
- c) Ceder la palanca hacia adelante hasta que la rotación cese y se restaure el flujo aerodinámico.
- d) Centrar el timón de dirección y tirar suavemente de la palanca saliendo del picado.

Con centro de gravedad trasero es posible una barrena estable de la que se sale, aplicando el método descrito, en 1/4 o 1/2 de vuelta y perdiendo hasta 150 m de altura. La velocidad en la recuperación es de 130 a 210 km/h.

1.6.6.3. Recuperación de un vuelo espiral en picado

En el citado capítulo «Emergencias» se dice que, dependiendo de la posición del centro de gravedad, posición del flap y el uso de los controles de vuelo, una barrena se puede convertir en un picado en espiral, el cual se distingue por un rápido incremento de la velocidad y de la aceleración.

La técnica de recuperación consiste en ceder palanca hacia delante y aplicar timón de dirección y alerón contrario.

Se advierte de que al salir del picado se deben respetar las limitaciones de velocidad para cada posición de flap y, si fuera necesario, reposicionar los flaps en 0° o -1°. Se recuerda que las deflexiones permitidas de los mandos de vuelo a velocidad V_{NE} son un tercio de las deflexiones máximas y que sólo está permitida la máxima deflexión de las superficies de mando a velocidades inferiores a V_A .

1.6.6.4. Vuelo a alta velocidad

Se recuerdan, en el apartado correspondiente de AFM sobre la operación normal de la aeronave, las limitaciones de velocidad máxima en función de la posición de los flaps y las deflexiones permitidas de los mandos de vuelo en función de la velocidad.

Se expresa que en vuelo en fuerte turbulencia no se debe exceder la velocidad $V_{RA} = 180$ km/h.

1.6.6.5. Salto en paracaídas

La primera acción prescrita es la de lanzar la cúpula. Después, para ayudarse a salir de la cabina el ocupante del asiento delantero puede asirse del marco de la cúpula, de gran resistencia y sin aristas cortantes. Adicionalmente el ocupante del asiento trasero puede ayudarse para levantarse agarrándose a los asideros provistos a los lados del panel de instrumentos.

1.6.7. Información complementaria sobre el velero Nimbus 4DT

El Nimbus 4DT, fabricado por la compañía Schempp-Hirth, es un modelo de la serie Nimbus 4 que consta de versiones monoplazas y biplazas, con y sin motor. Los diferentes modelos, a fecha 31 de julio de 2000, eran:

Modelo	Tipo	Certificado en	Fecha de cert.	Cantidad fabr.
Nimbus 4	Monoplaza	Alemania	01-01-1994	11
Nimbus 4D	Biplaza	Alemania	24-02-1995	9
* Nimbus 4T	Monoplaza	Alemania	15-06-1993	12
* Nimbus 4M	Monoplaza	Alemania	01-01-1994	10
* Nimbus 4DT	Biplaza	Alemania	05-1995	6
* Nimbus 4DM	Biplaza	Alemania	07-11-1995	37

* Con motor retráctil.

Características constructivas

— Las alas están construidas en seis piezas: dos *planos internos* de 3,84 m de longitud, dos *planos externos* de 8,21 m de longitud y dos *puntas de plano* de 1,2 m de longitud. La envergadura total del planeador es de 26,5 m.

- El larguero del plano interno es en forma de cajón y el larguero del plano externo tiene forma de doble T. El alma de los largueros está construida por paneles sándwich de núcleo de espuma y placas superficiales de CFRP. Los cordones de los largueros están fabricados en CFRP y GFRP.
- Los revestimientos de las distintas secciones del ala lo forman paneles, de menor espesor, del mismo tipo de construcción sándwich, con la forma del perfil aerodinámico. Los revestimientos están unidos entre sí y al larguero por polimerización.
- El fuselaje anterior, la cabina y el marco de la cúpula están fabricados con laminados de fibra de kevlar, carbono y vidrio. El fuselaje posterior es de estructura semi-monocasco reforzada por cuernas sándwich, con placas exteriores de fibra de carbono y núcleo de espuma, y largueros de fibra de vidrio. Con ello se consigue alta absorción de energía en posibles impactos.
- Las transmisiones de los controles de mandos de vuelo, desde la palanca, palanca de flaps y de frenos aerodinámicos hasta las superficies de mando están constituidas por tubos de acción doble. El timón de dirección está accionado por cables que transmiten el movimiento de mando de los pedales.
- Un flap simple ocupa toda el ala central, tres secciones de alerón cubren la mayor parte del borde de salida del plano externo y un cuarto alerón, utilizado para minimizar efectos de guiñada adversa, está situado en la sección de punta de ala.
- El planeador accidentado no disponía de instalación de oxígeno.

Características de vuelo

- Pilotos con experiencia en Nimbus serie 4 admiten que estos veleros son sensibles, debido a su gran envergadura, a la actuación del timón de dirección durante los virajes, con tendencia a generar momentos de guiñada y de alabeo adversos.
- Debido a la pequeña resistencia aerodinámica, la aceleración en el vuelo en picado es prácticamente producida por la componente de la aceleración de la gravedad en la dirección de la senda del planeo en picado. Así, en un picado a 45° respecto del horizonte, para acelerar desde la velocidad de pérdida ($V_S = 82 \text{ km/h}$) a la velocidad límite con flaps extendidos a $+2^\circ$ ($V_{FE2^\circ} = 160 \text{ km/h}$), sólo se necesitan unos tres segundos y una pérdida de altura de unos 75 m.
- Para alcanzar la velocidad V_{NE} desde la velocidad de pérdida se requieren, según el fabricante, 8,6 segundos y 1,8 segundos más pasar a V_D .
- Se ha comprobado, mediante ensayos en vuelo, que el Nimbus 4D, con los frenos aerodinámicos replegados, no se estabiliza a ángulos de descenso superiores a -26° sin exceder la V_{NE} .
- Los resultados de los ensayos en vuelo, para certificación, muestran que las fuerzas en la palanca son relativamente bajas: se necesita una fuerza hacia adelante en la palanca de 5,4 kg para mantener la actitud de morro bajo, en un picado a velocidad V_{NE} , cuando el mando de profundidad está compensado para una velocidad de 135 km/h.

Cargas límite de diseño y cargas últimas

- La aeronave Nimbus 4DT es un velero de altas prestaciones certificado en la clase «normal» de acuerdo con JAR 22. El factor de carga máximo de diseño es de 5,3 g en configuración de flap positivo en posiciones «+1» o «+2» y velocidad de 160 km/h. El factor de carga a velocidad V_{NE} de 285 km/h con flap negativo en posiciones «-1» o «-2» es de 4,0 g. Con estos factores de carga y con las distribuciones de las fuerzas aerodinámicas y másicas, se determinan las condiciones de cargas límite de diseño que el avión y cada uno de sus elementos estructurales debe soportar sin daños permanentes.
- Las normas de certificación establecen un margen de seguridad (MS) mínimo de 1,5 aplicable a las cargas límite de diseño (correspondientes a los distintos factores de carga, según las distintas configuraciones de flaps y aerofrenos y velocidades V_A , V_{FE} y V_{NE}), para la determinación de las cargas últimas.
- El avión debe soportar las cargas últimas sin romperse en vuelo.
- Los MS para el larguero del ala, calculados por el fabricante, varían entre 1,55 y 1,75 en las estaciones del plano interno. El margen de seguridad calculado para el larguero, en el punto que es más débil, $MS = 1,5$, se tiene en la estación 6,6 m, en el plano externo. Esa estación es muy próxima a la de la fractura primaria registrada en el accidente.

1.7. Información meteorológica

La previsión meteorológica en la región donde se desarrolló el vuelo era la de un día cálido con temperaturas máximas de 32° en Ocaña y 30° en los montes de Toledo. Se predecían térmicas a partir de las 12:30 del mediodía, al principio con cielo azul, que por la tarde y sobre todo sobre las montañas, producirían cúmulos aislados de pequeño desarrollo con altitud de las bases de las nubes del orden de los 2.700 m.

La visibilidad era buena y no había riesgos de tormenta.

La fuerza de las térmicas podrían alcanzar los 5 o 6 m/s.

Los vientos serían flojos del NW, que en alturas de 2.000 m podían alcanzar los 20 km/h.

En general un día bueno para la práctica del vuelo sin motor.

1.8. Ayudas a la navegación

Este vuelo seguía las reglas de vuelo visual, VFR, y por tanto no se apoyaba en ningún tipo de radioayuda terrestre a la navegación. El velero disponía, no obstante, de instrumentación GPS y conocía con precisión su posición geográfica.

1.9. Comunicaciones

El planeador disponía de equipo transceptor VHF y mantuvo comunicación radio con pista de Ocaña y con la avioneta remolcadora al iniciar el vuelo. No se tiene conocimiento de ninguna otra comunicación en el transcurso del vuelo.

1.10. Información sobre el aeródromo

El Aeródromo de Ocaña, con distintivo LEOC, dedicado a la aviación deportiva, tiene las coordenadas 39° 56' 15" N – 003° 30' 12" W. Está ubicado al sur de Ocaña a una altitud de 731 m AMSL. Posee dos pistas cruzadas: pista 29-11 de 1.260 × 100 m (1.200 m asfaltados), y pista 35-17 de 900 × 100 m de terreno natural.

Las instalaciones y el emplazamiento del aeródromo no tuvieron ninguna relación ni influyeron de ningún modo en el desarrollo del accidente.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no iba equipada con registradores de vuelo ni era preceptivo que los llevara.

Incorporaba un equipo de localización por satélite y grabador GPS-LOGGER A-20/02 utilizable como justificación de paso por controles en competiciones. Dicho equipo fue recuperado de entre los restos.

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

El impacto se produjo en el lugar denominado Navalpuerco, a unos 6 km al sureste de la localidad de Campillo de la Jara, provincia de Toledo, en zona de monte bajo, bastante llano, cubierto de jaras. El Apéndice A contiene mapas (general y detallado) de la zona del accidente, así como diversas fotografías de la zona de impacto y los restos de la aeronave.

El acceso al lugar del impacto, desde Campillo de la Jara, se realiza por carretera durante unos dos kilómetros, continuándose después por un camino de tierra hasta el lugar del suceso. La vegetación en esta zona era de matorral bajo denominado «jaral», de no mucha altura aunque suficiente como para dificultar la visión desde el suelo de los restos de la aeronave. Para facilitar la búsqueda de los distintos restos se contó con la ayuda de helicópteros de la Guardia Civil.

Los restos encontrados se desperdigaban en un área de unos 1.800 m de diámetro, y acumulados en cuatro zonas D, C, B y A, alineadas en sentido SW-NE. Una nube de res-

tos menores, trozos de revestimientos, fragmentos de metacrilato y pequeñas piezas se encontraron al SE de la alineación de las zonas A, B, C y D.

Los restos principales, comprendiendo fuselaje y parte del plano izquierdo interno, se encontraron en la zona A, la más septentrional. Debajo de alguno de esos restos mayores se encontró el cuerpo sin vida del segundo piloto y su paracaídas de color rojo desplegado.

En la zona B se recogieron trozos del plano izquierdo externo.

En la zona C se hallaron un trozo grande, de más de 8 m de longitud del plano interno y externo derecho y trozos del alerón.

En la zona D se encontraron el extremo del plano externo y punta de ala derechos y otros restos menores.

El paracaídas del piloto superviviente se recogió en la zona señalada como E en el mapa, al NW de la alineación A, B, C y D.

En la figura 1.12.1 se presenta un esquema de dispersión de restos con sus correspondientes zonas. El cuadro 1.12.2 contiene la lista de distribución de los restos asociada con las distintas zonas.



Figura 1.12.1. Esquema de dispersión de los restos

Cuadro 1.12.2. Zonas de distribución de restos

Zona A	Zona de restos principales: fuselaje y plano izquierdo interno.
Zona B	Trozos de plano izquierdo y alerón.
Zona C	Trozo de plano derecho (> 8 m) y trozo de alerón (> 1,5 m).
Zona E	Paracaídas del superviviente.
Zona D	Extremo plano derecho (> 6 m), alerón (> 1,5 m) y otros restos menores.
Números	Pequeñas piezas.

En el Apéndice B se incluye el mapa de restos con las zonas señaladas y, superpuesto a él, la lista completa de los correspondientes restos de cada una de las zonas.

1.12.1. Roturas del ala

- La estructura de las alas presentó fallos por flexión en cuatro estaciones de su envergadura.
- La figura 1.12.3 y el cuadro 1.12.4 muestran las estaciones en las que se produjeron las cuatro roturas. Los cinco trozos resultantes de las roturas del ala se rotulan en la figura con las letras de las zonas A, B, C y D en las que se recogieron, y que se señalan en el esquema de la figura 1.12.1 y cuadro 1.12.2
- La apariencia de las roturas no evidencian posibles defectos de fabricación.

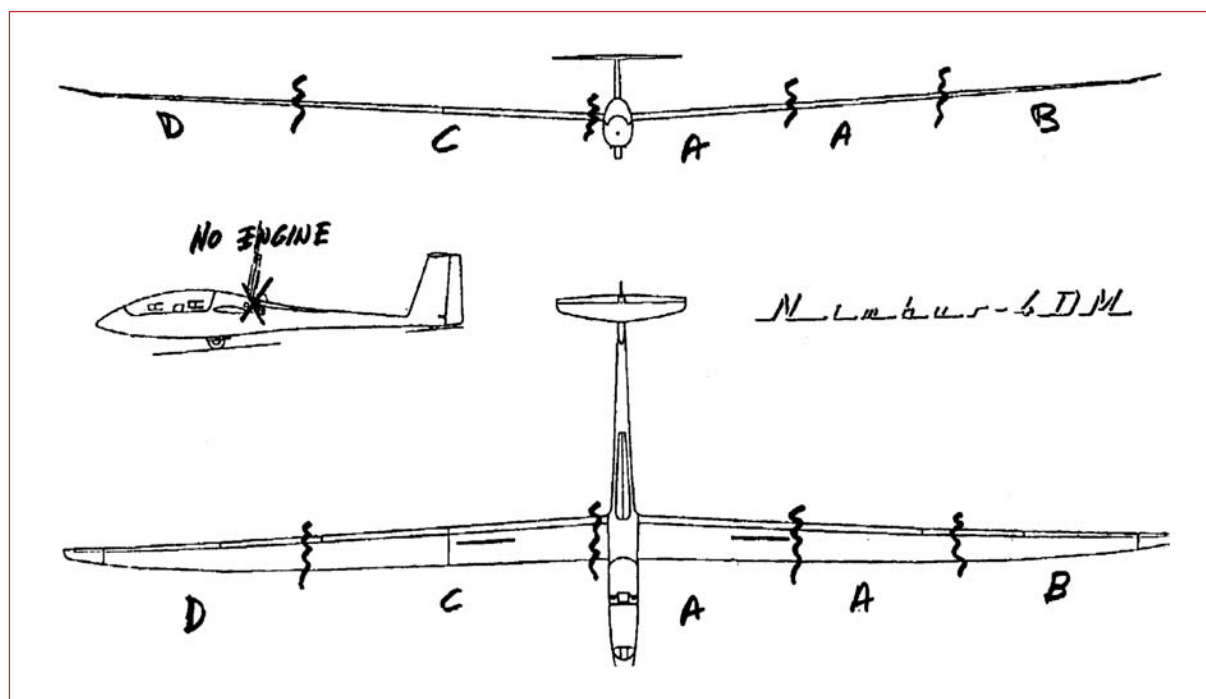


Figura 1.12.3. Posición de las secciones de rotura del ala

Cuadro 1.12.4

Ala derecha

- Fractura en *plano externo*, entre los trozos hallados en zonas C y D.
- Fractura en *plano interno*, próximo a la unión ala-fuselaje, C-A.

Ala izquierda

- Fractura en *plano externo*: entre parte A y B.
- Fractura en la conexión *plano interno-plano externo*, A-A.

Los restos correspondientes a las zonas A, B, C y D se encontraban distanciados varios centenares de metros. Las partes A del ala izquierda se encontraban juntas al lado de partes del fuselaje.

Partes pequeñas de ambas alas estaban diseminadas sobre un área de 1,8 por 1,3 km.

1.12.2. Otras informaciones sobre los restos

- De la observación de los restos se conoció que no se actuaron los frenos aerodinámicos.
- No había trazas de aguas en los depósitos de los planos.
- No se extendió el tren de aterrizaje.
- Todo el empenaje de cola estaba completo.
- No hubo daños previos en el timón de profundidad.

1.13. Información médica y patológica

Según los resultados de la autopsia, el cuerpo sin vida del acompañante presentaba múltiples fracturas y traumatismos internos y externos de carácter grave, por lo que se supone que la muerte le sobrevino en el instante del impacto contra el suelo.

1.14. Incendio

No hubo incendio; la aeronave sin motor no llevaba combustible. No se produjeron chispas eléctricas o cortocircuitos.

1.15. Supervivencia

Ambos pilotos disponían de paracaídas. El colapso estructural del planeador ocurrió cuando volaba a una altura sobre el terreno de unos 1.000 m sobre las cimas de las montañas próximas y de 1.600 m sobre el terreno llano. El piloto al mando salvó la vida lanzándose en paracaídas.

En cuanto al acompañante, que también llegó a saltar del avión, la apertura prematura del paracaídas ocasionó el enganche de su velamen y cordajes en algún punto de la aeronave y ésta le arrastró en su caída. En el lugar del impacto apareció el paracaídas desplegado, con el cordaje enredado en los restos y el cadáver unido a él. Dada la gravedad de las lesiones, la supervivencia era imposible y el fallecimiento debió ser instantáneo.

1.16. Información adicional

1.16.1. Antecedentes aplicables

Hasta el 31 de julio de 2000 se han registrado en el mundo algunos accidentes de planeadores Nimbus 4. En dos de ellos se dan ciertas similitudes en los desencadenamientos de los accidentes, los cuales son:

- Un accidente ocurrido durante los entrenamientos para el Campeonato Mundial de Veleros en Francia en 1995. El velero era propiedad del Ejército del Aire francés. Experimentó una pérdida de control y destrucción en el aire a velocidad superior a 400 km/h, sin lesionados (el piloto se lanzó en paracaídas).
- El 13 de julio de 1999, en Minden, Nevada (EE.UU.) se produjo la rotura en vuelo de un Nimbus 4DM tras una pérdida de control y un vuelo en picado pronunciado. El piloto y el pasajero fallecieron.

Del accidente en Minden se ha publicado un informe del cual extraemos la información que se recoge en el párrafo 1.16.1.1 siguiente.

1.16.1.1. Datos de la rotura en vuelo del Nimbus 4DM, ocurrido en Nevada (EE.UU.) en 1999 (Informe LAX99MA251 del NTSB)

El 13 de julio de 1999, a las 13:10 h, en Minden, Nevada, un Nimbus 4DM, matrícula N-807BB), se rompió en vuelo mientras volaba a ténica a unos 3.000 m de altitud y unos 1.500 m sobre el nivel del suelo donde se hallaron los restos. Los dos ocupantes del motovelero fallecieron en el impacto.

Hubo numerosos testigos en vuelo y en tierra que atestiguaron que el velero entró en barrena y posteriormente en un pronunciado picado en espiral con inclinación del morro de 45° por debajo del horizonte. Al salir del picado se produjeron elevados momentos flectores en ala que deflectaron las puntas de los planos y arquearon toda la estructura del ala que adoptó una deformación de unos 45° antes de romperse.

Las roturas se produjeron por flexión positiva, en estaciones simétricas del ala, de unos 5,5 m y 9,8 m medidos desde el plano vertical de simetría del avión.

En el curso de la investigación de ese accidente el NTSB puso en marcha una investigación completa y un análisis de los modos de fallo de estructura fabricada en materiales compuestos, con la ayuda del National Institute for Aviation Research (NIAR). Como quiera que el accidente ocurrido en España, objeto del presente informe, se produjo durante la investigación del accidente de Minden y que tanto el NTSB como la CIAIAC apreciaron ciertas similitudes en ambos accidentes, se facilitaron al NIAR por parte de la CIAIAC muestras de los materiales estructurales de las alas del Nimbus 4DT objeto de este informe.

La investigación del NIAR, aplicable al caso español pues analizó muestras estructurales del avión que partió de Ocaña, concluyó en que:

- Las propiedades de los materiales compuestos presentaban cierta variabilidad entre unas zonas y otras y entre las muestras del avión de Minden y el avión de Ocaña. Esas variaciones (de proporciones de resina y fibra y de grado de curado o polimerización), se consideraron normales en el tipo de fabricación artesanal empleado por Schempp-Hirth.
- Las alas fueron fabricadas de acuerdo con las especificaciones de diseño. Aunque se encontraron algunas desviaciones como alguna capa suplementaria de tejido, que Schempp-Hirth justificó por necesidades de acabado superficial, no afectaban a la integridad estructural.
- Las propiedades mecánicas del material de los cordones del larguero del ala se comprobaron en diferentes muestras y se determinó que los resultados de resistencia a compresión eran en promedio superiores a los valores de diseño.
- Se investigaron los modos de fallo de las estructuras en materiales compuestos diferenciándose dos modos principales: fallo en tensión, caracterizado por la rotura de fibras y ocasionalmente por el arrancado de fibras, y el modo de fallo a compresión por pandeo local de los paneles superficiales de las estructuras sandwich.

Aplicado el conocimiento de los modos de fallo a las roturas del ala del avión de Minden, se observó que una de esas roturas se produjo por flexión negativa del ala. Un estudio por el método de elementos finitos demostró que la flexión negativa era posible como reacción y respuesta dinámica de la estructura del ala después de producirse el fallo inicial y verse liberada la sección de la rotura de las cargas transmitidas por la porción separada.

Por lo demás, el NTSB determinó que la causa probable del accidente fue el excesivo uso por el piloto del mando del control de profundidad durante la recuperación de un picado en espiral o de una barrena en la que habían entrado inadvertidamente. Durante la recuperación el velero excedió la máxima velocidad permisible, y se produjo la rotu-

ra de las alas por sobrecarga al generarse cargas superiores a las cargas últimas de diseño de la estructura.

En el Informe LAX99MA251 se recoge que Schempp-Hirth incorporó en la producción en serie del Nimbus 4DM las recomendaciones que la LBA hizo sobre la disposición de la cabina posterior del Duo-Discus, similar a la del Nimbus. Las recomendaciones pedían dotar de nuevos atalajes y de revestimientos de goma antideslizante en el suelo de la cabina posterior para facilitar la evacuación.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del vuelo

A las 13:10 h del 31 de julio del año 2000, el piloto emprendía el vuelo desde el Aeródromo de Ocaña, acompañado por su hijo, también piloto que ocupaba el asiento posterior del velero biplaza, Nimbus 4DT, matrícula G-929. El pronóstico meteorológico de las condiciones para el vuelo a vela era bueno en la región al sur de Ocaña.

El velero había sido entregado por el fabricante apenas tres meses antes y había acumulado 25 horas de vuelo.

Se estima que el peso al despegar era de unos 750 kg², es decir, el peso máximo autorizado, y que el avión no llevaba agua de lastre. El centro de gravedad con dos pilotos adoptaba una posición intermedia.

La tarea de vuelo que se habían fijado era la realización de un vuelo de distancia por la meseta sur castellana. Se desconoce si habían pasado por los puntos de viraje que se hubieran prefijado, pero a las 17:30 se encontraban volando sobre los montes de Toledo a unos 140 km al SW de Ocaña y en rumbo ya hacia el aeródromo. La altura de vuelo, unos 1.900 m sobre el nivel de Ocaña, y las buenas prestaciones del velero, les permitían recorrer gran parte de la distancia que les separaba de su destino, pero necesitaban todavía ganar algunos centenares de metros para emprender el planeo final. Con un coeficiente de planeo de 60 podían recorrer casi 115 km dada la altura a la que se encontraban.

No habiendo riesgos de tormentas y con escasas nubes en el cielo, la actividad térmica se esperaba que continuase hasta más allá de las 20:00 h. El ocaso no se produciría en Ocaña hasta las 21:30.

En esas circunstancias encontraron una térmica y poco después se produjo la rotura del avión en vuelo.

Ambos pilotos saltaron por la borda y el piloto al mando aterrizó en paracaídas sin novedad. El segundo piloto no se separó de la aeronave suficientemente y su paracaídas se enganchó en algún punto del avión, siendo arrastrado por él hasta el impacto con el suelo en un lugar del término municipal de Campillo de la Jara (Toledo), de coordenadas N 39° :30,9' – W 005° 0,5', donde murió.

² El peso en vacío era de 565 kg, a los que se deben sumar el peso de dos varones adultos que estimamos en 85 kg cada uno y el peso de dos paracaídas que estimamos en 15 kg.

2.2. Análisis derivado de los restos del planeador

Según relató el piloto después de entrar en una térmica, reconoció que había entrado en una situación de pérdida de control de la que no pudo salir, mientras que la velocidad crecía superando la V_{NE} hasta que se produjo la rotura primaria del ala derecha por una sección del plano externo.

Efectivamente, la estructura del ala derecha falló en una estación de aproximadamente 7 m, medidos desde el plano vertical de simetría de la aeronave, por flexión positiva. El ala izquierda también se partió en una estación similar de signo contrario. Además, el ala derecha se partió en una estación próxima al encastre con el fuselaje y el ala izquierda en una estación a unos 3,5 m del encastre.

La dispersión de los restos en un área de 1.800 m de diámetro confirma la declaración del piloto de que la rotura del ala se produjo en vuelo a bastante altura. Las distintas secciones y fragmentos sueltos de la aeronave separados por las roturas siguieron trayectorias hasta el suelo condicionadas por su tamaño, densidad, instante de la separación y acción del viento. Los de mayor densidad seguirían trayectorias balísticas determinadas por su inercia y la aceleración de la gravedad. Trozos grandes de densidad intermedia descenderían influenciados también por su resistencia aerodinámica. Los de menor densidad y tamaño pudieron incluso remontar su altura inicialmente arrastrados por la corriente térmica en la que volaba el avión y después ser arrastrados por el viento reinante durante unos tiempos del orden de varios minutos; estos últimos restos componen la nube de pequeños fragmentos señalados en Apéndice B, Figura 1, desplazados distancias variables en sentido SE.

La orientación SW-NE de los restos de tamaño grande y la alineación D, C, B, A (véase Apéndice B, Figura 1) de las zonas donde se recogieron esos restos sugiere que esa dirección era la del vuelo de la aeronave cuando trataba de salir del picado.

El primer fragmento grande separado, extremo del ala derecha, pudo caer en un lugar próximo a donde se produjo la rotura (zona D).

El resto del ala derecha se rompería instantes después y se recogió en la zona C.

El extremo del ala izquierda pudo ser arrastrado inicialmente por los restos principales cayendo después en la zona B.

El conjunto principal de los restos, fuselaje y dos secciones del plano izquierdo interno se encontraron en la zona A, a 1.800 m de la primera zona D. Estando junto a los otros restos el trozo separado del plano interno izquierdo, se puede pensar que esa rotura se produjo en el impacto con el terreno.

Se estima que el planeador descendió unos 350 m o 400 m desde su altura de vuelo al entrar en la térmica hasta que ocurrió el colapso del ala al exceder V_D . La altura de

vuelo sobre el terreno en el instante del fallo estructural sería entonces de unos 1.600 m y su velocidad muy elevada. Por la dispersión de los restos se debe reconocer que la velocidad de salida del picado fue superior a la máxima velocidad de diseño del avión.

2.3. Similitudes con el accidente de Minden, Nevada

El accidente objeto de este informe presenta semejanzas con otro accidente ocurrido un año antes en Minden, Nevada (EE.UU.).

En aquél, los numerosos testimonios que se recogieron inciden en las circunstancias de estar volando en térmica en las horas centrales del día solar, con térmicas fuertes y la entrada en barrena y en un pronunciado vuelo en picado del que trató pero no pudo salir. En nuestro caso la declaración del piloto superviviente indica similares circunstancias.

La simetría en las roturas del ala, coincidentes en ambos accidentes, diferenciándose sólo en que las estaciones de las roturas primarias son más exteriores, de 1,5 a 2 m en el caso presente, hacen pensar que la mecánica del fallo y las maniobras que condujeron al mismo fueron también semejantes.

Aquel suceso puede, por tanto, dar información aplicable a este nuevo caso.

2.4. Características de vuelo del Nimbus 4DT y actuación del piloto

En el punto 1.6.6 se detallan los procedimientos del AFM para la recuperación del control del vuelo en los casos de pérdida de sustentación, barrena y picado en espiral. En otros puntos se recogen las distintas limitaciones de velocidad en las distintas configuraciones.

En cuanto al uso de los frenos aerodinámicos, que pueden usarse en toda la gama de velocidades hasta V_{NE} , recomiendan no extenderlos a alta velocidad si no es en emergencia o si se excede la velocidad máxima inadvertidamente. Por otro lado, se advierte del distinto ángulo de asiento del velero en vuelo con los frenos aerodinámicos extendidos.

Debe reseñarse por otro lado que el avión está certificado en la categoría Normal y que no está permitido hacer con él maniobras acrobáticas. La barrena es una figura acrobática y no está por lo tanto permitida; si inadvertidamente se entra en ella se debe salir inmediatamente.

Diversas fuentes inciden en que este velero es muy exigente en cuanto a la finura del accionamiento del mando de timón de dirección debido a la tendencia a momentos de

guiñada y de alabeo no deseados. Se prescribe que el mando de profundidad se accione suavemente, es decir, poco a poco y con tiento, a velocidades altas.

El cansancio de cuatro horas de vuelo, una posible falta de oxígeno para el piloto de relativa edad, volando a altitud media, falta de reflejos o dificultades de visión cerca de la base de las nubes, e incluso una sensación de pánico, pudieron impedir una rápida recuperación de una incipiente pérdida de control inducida en un vuelo en viraje en el seno de una térmica turbulenta.

En pocos segundos una pérdida de sustentación se pudo convertir en una incipiente barrena, o más bien en un picado en espiral.

El piloto declaró que no sacó frenos, constatado por la observación de los restos, que hubieran limitado su velocidad; que llevaba flaps de +2°, con lo cual su velocidad máxima era de sólo 160 km/h, y que accionó el timón a fondo cuando a alta velocidad sólo se permite la deflexión de un tercio del recorrido de los mandos. No dijo nada de la actuación del timón de dirección, necesaria para detener el giro en la barrena o en el movimiento en espiral, pero por la simetría de las roturas se puede suponer que logró detener la rotación alrededor del eje longitudinal. La pequeña fuerza necesaria en la palanca pudo influir en la brusquedad del accionamiento de mando.

Se debe recordar que el avión tenía sólo 25 horas de vuelo, en las cuales no se había tenido tiempo de adquirir familiarización y que el piloto no disponía del manual de vuelo donde se describen los procedimientos de emergencia.

El mando de profundidad de la aeronave operó normalmente según todos los indicios.

2.5. Comportamiento estructural de la aeronave

La aeronave, volando con su peso máximo, trataba de salir de un pronunciado picado a alta velocidad imponiendo unas cargas aerodinámicas elevadas de sustentación a las alas. Las puntas de las alas flexarían mucho hacia arriba de un modo semejante al observado en el Nimbus 4DM de Minden, superando los 45° de ángulo de diedro y soportando factores de carga superiores a 5,3 g.

En determinado instante, se produjo el colapso de la estructura del ala por la enorme flexión a la que se sometía. El extradós del ala era solicitado a compresión y el intradós a tracción. Las roturas limpias de fibras en el intradós y el desprendimiento de placas y revestimientos de las estructuras sándwich del extradós en las áreas próximas a las secciones de los fallos primarios, en las estaciones de unos 7 m de ambas alas, así lo atestiguan.

Aunque no hay datos concluyentes que permitan establecer con seguridad la secuencia de fallos, la rotura del ala derecha próxima al fuselaje se podría explicar por un meca-

nismo de respuesta dinámica y reacción de la estructura remanente al desprendimiento del extremo del ala derecha y el alivio súbito de las cargas aerodinámicas que dicha parte transmitía. Ese mecanismo fue estudiado por el NIAR con la ayuda de métodos de elementos finitos, ya que parece que se manifestó en aquel accidente.

Los resultados de la investigación del NIAR sobre las propiedades de los materiales, la conformidad de la fabricación con el diseño y la integridad del larguero del ala, en la que se analizaron muestras del velero de este accidente, son directamente aplicables al caso. Se puede decir, consecuentemente que no existen indicios de que defectos de fabricación o de los materiales empleados tuvieran relación con el fallo de la estructura y, por tanto, se puede afirmar que el colapso sobrevino por sobrecargas aerodinámicas respecto de las cargas de diseño. Las cargas aerodinámicas fueron consecuencia de la gran velocidad que adquirió la aeronave y las maniobras de recogida brusca que se ejecutaron.

2.6. Aspectos de supervivencia

Como quiera que el colapso del ala se produjo a una altura elevada de unos 1.600 m respecto del suelo, había mucha probabilidad de que el salto y la apertura del paracaídas se ejecutaran satisfactoriamente. En el caso del piloto del asiento delantero pudo saltar sin novedad.

El puesto de pilotaje posterior está más hundido en el interior del fuselaje que el puesto delantero. Como expone el AFM, se provee de asideros en el panel de instrumentos posterior para ayudarse el piloto a izar y saltar por la borda. Después del informe del accidente de Minden (véase último párrafo del punto 1.16.1) se realizaron algunas modificaciones en la cabina posterior del Nimbus para facilitar la evacuación en vuelo.

Ambas informaciones pueden hacer sospechar que en las condiciones de caída descontrolada con posibles inercias adversas, el piloto del asiento posterior tuviera dificultades para salir, ejecutando unas acciones para las que no se suele estar entrenado. La pérdida de tiempo y de altura impediría un despliegue normal del paracaídas.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- El piloto, de 67 años de edad, disponía de una licencia válida de vuelo.
- La aeronave tenía certificado de aeronavegabilidad en vigor, en la clase Normal y no le estaban permitidas las maniobras acrobáticas.
- La aeronave había acumulado 25 horas de vuelo.
- La aeronave operaba con su peso máximo.
- Las condiciones meteorológicas eran apropiadas para el tipo de vuelo.
- El piloto, experimentado en el vuelo de veleros, tenía 36,5 horas de vuelo en el tipo de avión del accidentado.
- La capacidad para el vuelo del piloto a los mandos pudo haber sido afectada negativamente por el cansancio y fatiga, y una ligera hipoxia debido a la altitud y duración del vuelo.
- La aeronave experimentó una rotura en vuelo cuando se encontraba a unos 2.600 m de altitud volando en térmica.
- Antes de la rotura en vuelo había sufrido una pérdida de control y una entrada en barrena o en picado en espiral.
- La estructura del ala falló por flexión extrema durante la recogida y recuperación del vuelo en picado
- No se han encontrado indicios que hagan dudar de la integridad estructural del velero. No se han encontrado defectos de fabricación ni comportamientos anormales de los materiales de construcción de la aeronave ni de los mandos de vuelo.
- El piloto a los mandos sentado en el asiento delantero se salvó lanzándose en paracaídas.
- El piloto sentado en el asiento posterior pudo salir de la cabina pero el velamen de su paracaídas se enganchó, en el aire, con los restos del propio avión que le arrastraron hasta el impacto con el suelo que produjo su muerte.

3.2. Causas

Las causas que explicarían el accidente posiblemente responden a la siguiente secuencia:

- Se produjo una pérdida de control durante el vuelo en una térmica turbulenta probablemente por el efecto combinado de volar en maniobra:
 - a) Con un margen de velocidad reducido por encima de la velocidad de mínimo descenso, y
 - b) Con una inclinación lateral excesiva para el vuelo en círculo dentro de térmicas,lo que llevó al avión a ponerse en situación de pérdida de sustentación.

- La tripulación no corrigió inmediatamente la situación de pérdida actuando sobre los mandos según el procedimiento establecido en el AFM, lo que llevó al avión a entrar en una incipiente barrena o en un picado en espiral en el que adquirió alta velocidad, mayor que la máxima de diseño.
- En el intento de salir del picado se originaron cargas aerodinámicas de sustentación en el ala superiores a las de diseño, produciendo su colapso estructural.

Probablemente el piloto del puesto posterior de pilotaje tuvo dificultades para salir de la cabina a tiempo y abrir su paracaídas eficazmente, anulando prácticamente sus posibilidades de supervivencia.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Ninguna.

APÉNDICES

APÉNDICE A

Mapas de situación y panorámicas

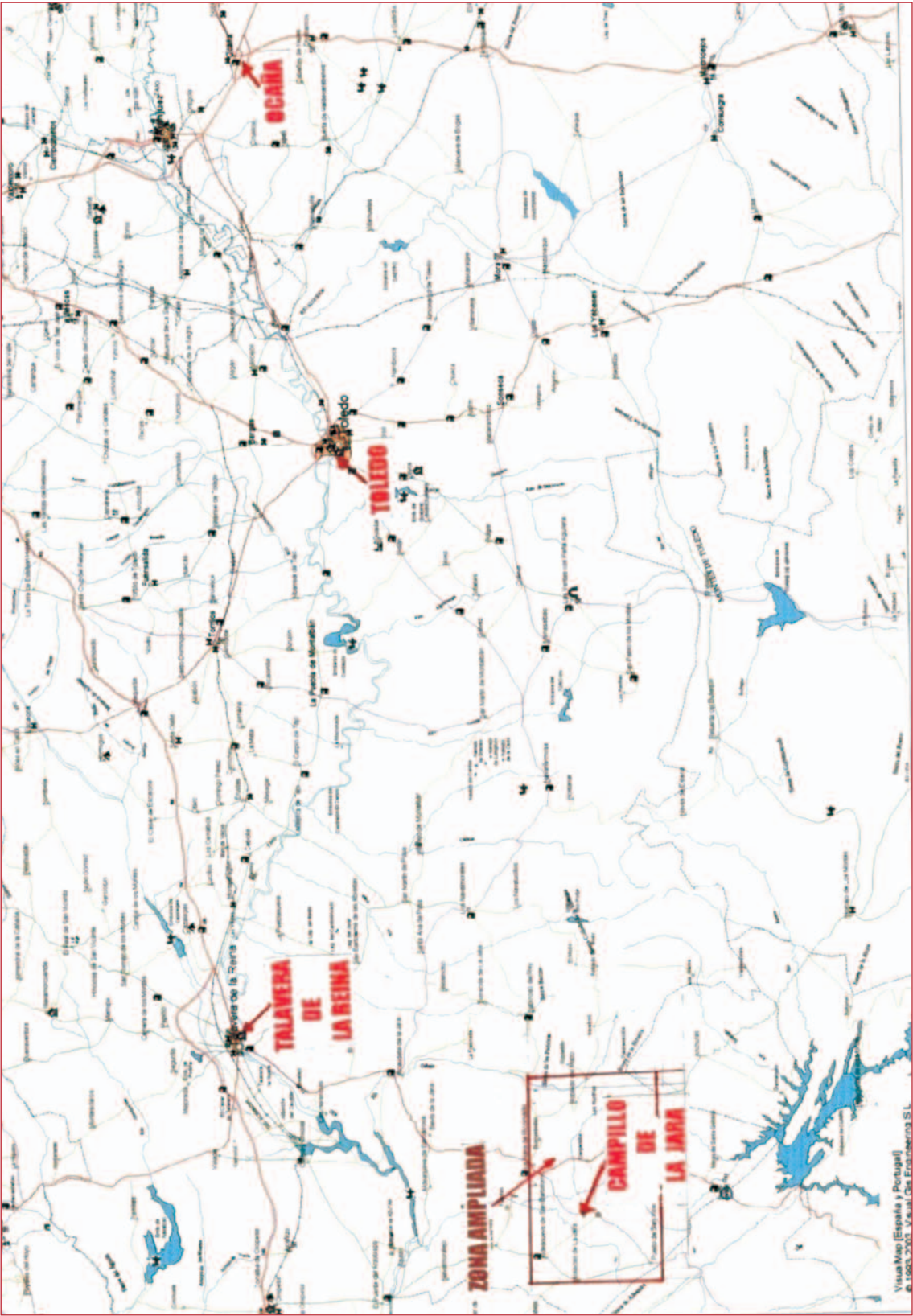


Figura A1. Mapa general de la zona

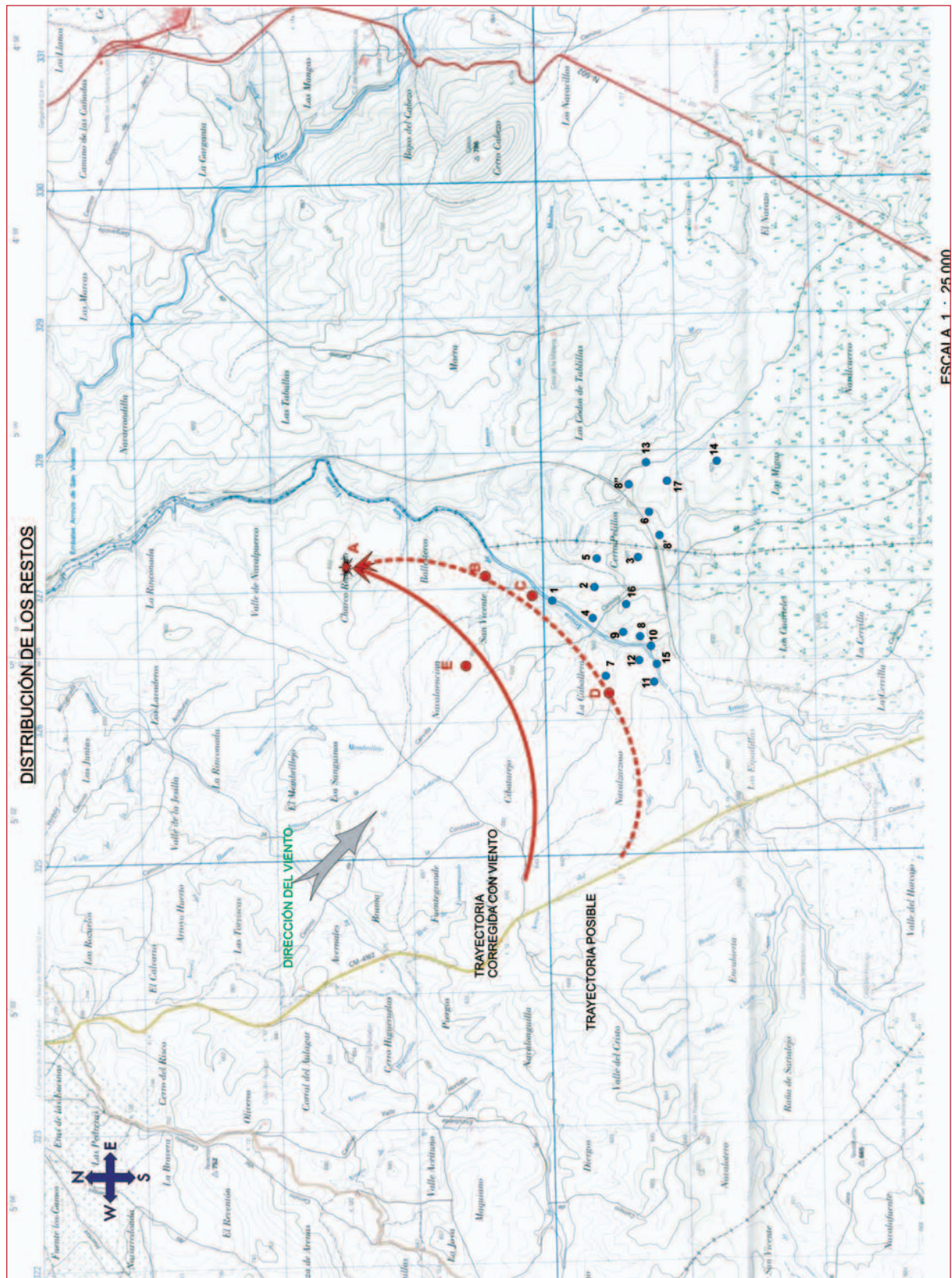


Figura A2. Zona de impacto



Figura A3. *Vistas panorámicas*



Figura A4. *Primer plano de la vista de los restos del fuselaje y paracaídas*

APÉNDICE B
Distribución de los restos
y zonas de impacto

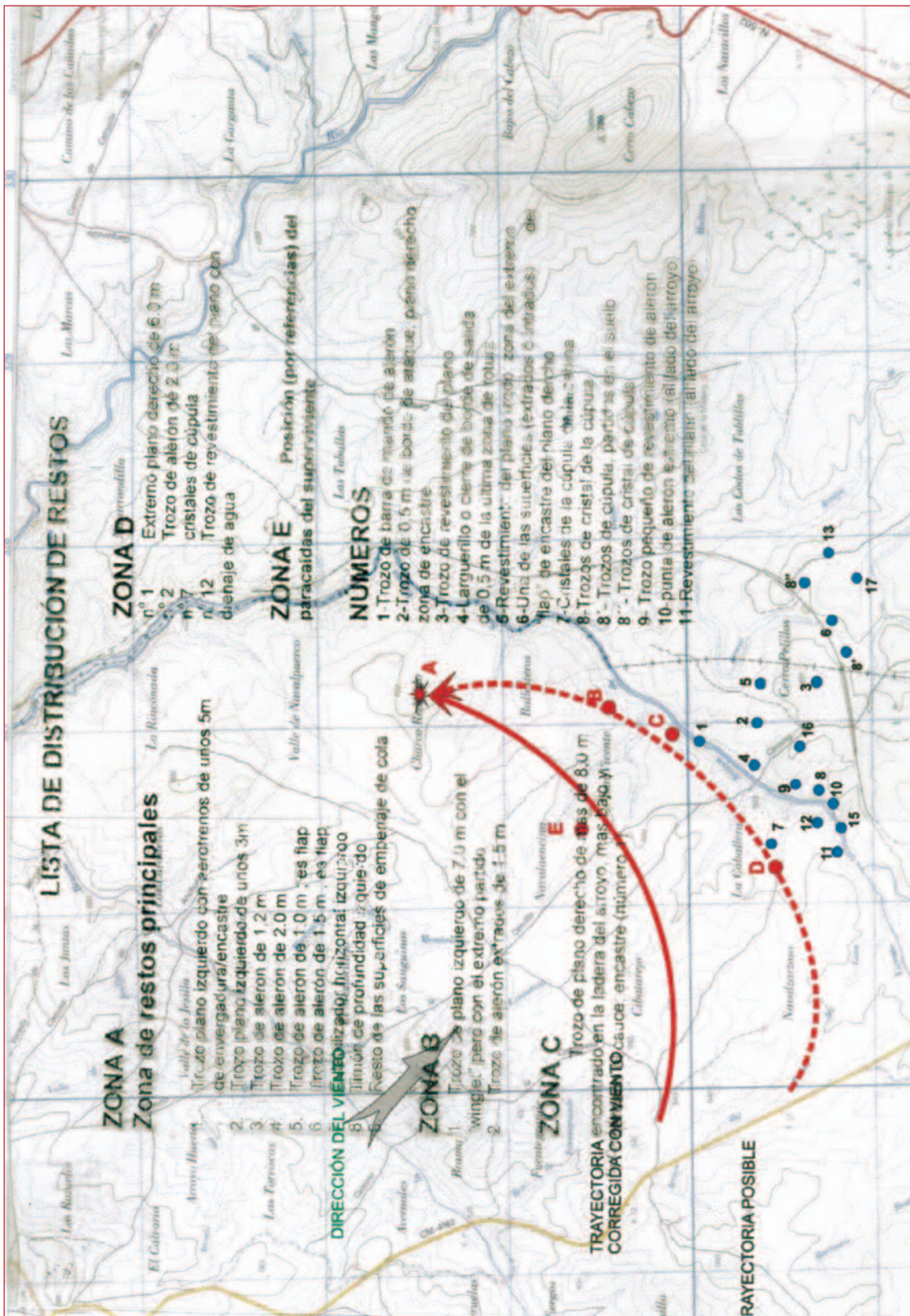


Figura B1. Plano de distribución de restos. Lista explicativa

APÉNDICE C

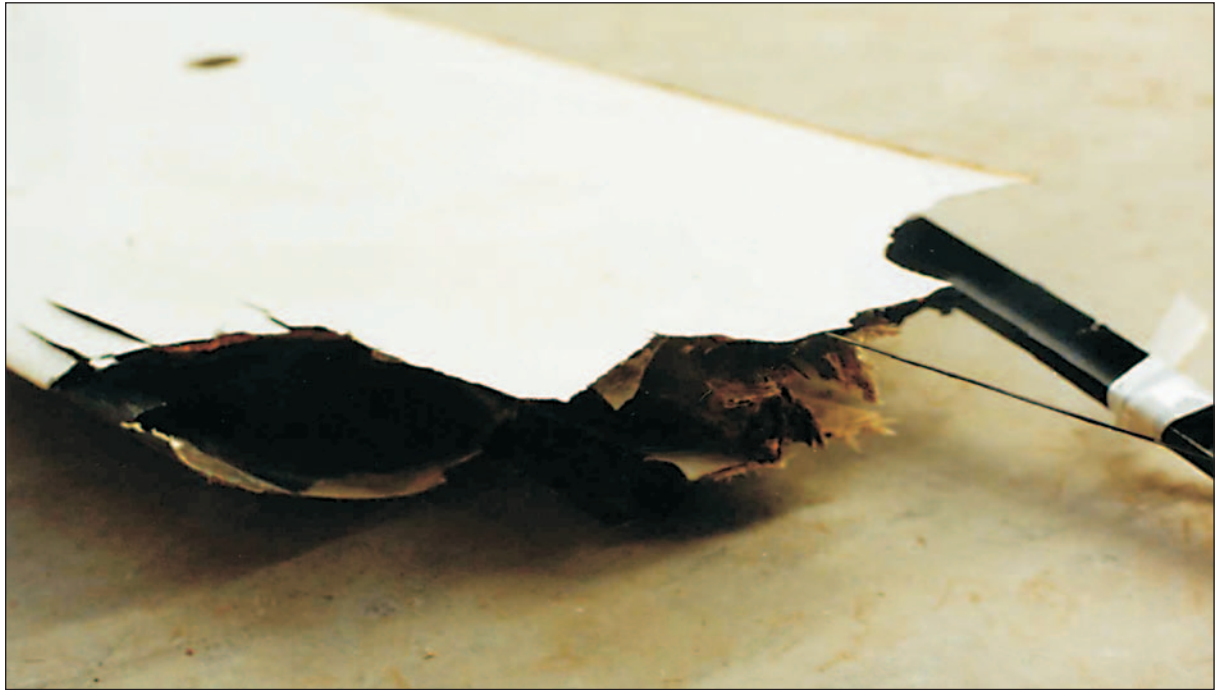
Detalles de roturas



Roturas del ala. Vista general de ambos planos



Roturas exteriores del ala. Extradós



*Rotura exterior del ala derecha. Intradós
(la rotura en el intradós es de tracción, por eso es más limpia)*



Rotura exterior del ala derecha. Extradós



Rotura interior del ala derecha. Extradós