COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

A - 39/97

INFORME TÉCNICO

Accidente ocurrido el 27 de Julio de 1997 a la aeronave SCHEMPP-HIRTH NIMBUS 4DM, matrícula D-KDWA, en Fuentemilanos (Segovia).

MINISTERIO
DE FOMENTO

A - 39/97

INFORME TECNICO

Accidente ocurrido el 27 de Julio de 1997 a la aeronave SCHEMPP-HIRTH NIMBUS 4DM, matrícula D-KDWA, en Fuentemilanos (Segovia).

MINISTERIO DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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, planta 1 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 el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional y el Real Decreto 389/1998, de 13 de marzo, por el que se regula la investigación de los accidentes e incidentes de aviación civil, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico, sin que se haya dirigido a la declaración o limitación de derechos ni de responsabilidades personales o pecuniarias. 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. Los resultados de la investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier expediente sancionador que, en relación con el evento, pudiera ser incoado con arreglo a lo previsto en la Ley de Navegación Aérea.

INDICE

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS 1
1.1.- RESEÑA DE VUELO 1
1.2.- LESIONES A PERSONAS 1
1.3.- DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE 2
1.4.- OTROS DAÑOS 2
1.5.- INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL 2
1.5.1.- Piloto al Mando 2
1.5.1.- Pasajero 2
1.6.- INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE 3
1.6.1.- Célula 3
1.6.2.- Certificado de aeronavegabilidad 4
1.6.3.- Registro de Mantenimiento 4
1.6.4.- Motor 4
1.7.- INFORMACIÓN METEOROLÓGICA 4
1.8.- AYUDAS A LA NAVEGACIÓN 4
1.9.- COMUNICACIONES 5
1.10.- INFORMACIÓN SOBRE EL AERÓDROMO 5
1.11.- REGISTRADORES DE VUELO 5
1.12.- INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO 5
1.13.- INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA 6
1.14.- INCENDIO 6
1.15.- SUPERVIVENCIA 6
1.16.- ENSAYOS E INVESTIGACIONES 6
1.16.1.- Estudio del sistema motopropulsor 6
1.16.2.- Trayectoria de la aeronave 7
1.17.- INFORMACIÓN ADICIONAL 7
1.17.1.- Combustible utilizado. 7
1.17.2.- Descripción del fenómeno de detonación (“picado de bielas”). 7

2.- ANÁLISIS 9
2.1.- DESARROLLO DEL VUELO 9
2.2.- CONSIDERACIONES SOBRE EL MOTOR 9
2.3.- ACTUACIONES del piloto a lOS mandoS 10

3.- CONCLUSIONES 12
3.1.- EVIDENCIAS 12
3.2.- CAUSAS 12

4.- RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD 13

ABREVIATURAS

00 ºC	Grados centígrados
00º 00' 00"	Grados, minutos y segundos
Ac	Altocúmulos
ACC	Centro de Control de Area
ADF	Equipo receptor de señal de radiofaros NDB
AIP	Publicaciones aeronáuticas internacionales
APP	Oficina de Control de Aproximación
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CAT I	Categoría I OACI
Ci	Cirros
CRM	Crew Resource Management (Gestión de Recursos de Cabina)
CTE	Comandante
CTR	Zona de Control
Cu	Cúmulos
CVFR	Reglas de Vuelo Visual Controlado
CVR	Registrador de Voces en Cabina
DH	Altura de Decisión
DME	Equipo medidor de distancias
E	Este
EPR	Relación de presiones en motor
EM	Emisor/Emisión
ETA	Hora prevista de aterrizaje
FAP	Punto de aproximacion final
FDR	Registrador de Datos de Vuelo
ft	Pies
g	Aceleración de la gravedad
GPWS	Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno
h. min: seg	Horas, minutos y segundos
HP	Caballos de vapor
hPa	Hectopascal
IAS	Velocidad indicada
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IMC	Condiciones meteorológicas instrumentales
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
Kms	Kilómetros
Kts	Nudos
Kw	Kilowatio
lbs	Libras
m	Metros
MAC	Cuerda media aerodinámica de la aeronave
mb	Milibares
MDA	Altitud mínima de descenso
MDH	Altura mínima de descenso
METAR	Informe meteorológico ordinario
MHz	Megahertzios
MM	Baliza intermedia del ILS
N	Norte
N/A	No afecta
NDB	Radiofaro no direccional
MN	Milla náutica
OM	Baliza exterior del ILS
P/N	Número de la Parte (Part Number)
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos
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
RVR	Alcance visual en pista
S/N	Número de serie
S	Sur
Sc	Estratocúmulos
Shp	Caballos de vapor al eje
SVFR	Reglas de vuelo visual especial
TWR	Torre de Control
U T C	Tiempo Universal Coordinado
VIP	Pasajero muy importante
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
W	Oeste

1.-INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1.- RESEÑA DE VUELO

La aeronave, un motovelero SCHEMPP-HIRTH NIMBUS 4DM, despegó por la pista 16 del Aeródromo de Fuentemilanos, utilizando su propio motor, el día 27 de julio de 1997 a las 11:30[1] horas. Unos minutos después, cuando se encontraba, aproximadamente, a 100 metros de altura, inició un giro a la izquierda y cayó, describiendo una trayectoria casi vertical, impactando contra el terreno en la parte posterior de una vivienda de Fuentemilanos.

Los ocupantes de la aeronave, padre e hijo con gran experiencia ambos en vuelo a vela, habían viajado desde Holanda para realizar vuelos con base en el Aeródromo de Fuentemilanos, donde habían llegado la tarde del día anterior al que se produjo el accidente. El viaje lo habían realizado por carretera en un vehículo particular y habían trasladado la aeronave con ellos en un remolque.

El motovelero tenía matrícula alemana y estaba registrado a nombre de una empresa holandesa de la que eran propietarios sus ocupantes en el momento del accidente.

El combustible utilizado para el vuelo lo habían traído desde Holanda con ellos, a bordo de la aeronave.

En el momento en que ocurrió el accidente las condiciones meteorológicas eran adecuadas para realizar vuelo visual y el viento estaba en calma.

1.2.- LESIONES A PERSONAS

LESIONES	MUERTOS	GRAVES	LEVES/ILESOS
TRIPULACION	1		
PASAJEROS	1		
OTROS			

[1] Las horas que se recogen en este informe son UTC, salvo que se indique lo contrario. Para obtener la hora legal hay que sumar 2 horas a la hora UTC, en el día del accidente.

1.3.-DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

La aeronave quedó totalmente destruida, como consecuencia del impacto con el terreno.

1.4.-OTROS DAÑOS

La aeronave impactó en el patio posterior de una vivienda y provocó daños en la zona del tejado de una edificación situada en dicho patio.

1.5.- INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL

1.5.1.- Piloto al Mando

Edad/ Sexo: 59 años/Varón

Nacionalidad: Holandesa

Licencia: Piloto de Planeador

Calificaciones: Remolque por otro avión y por torno, instructor de vuelo, motovelero y radiotelefonista.

Número: 77-0020

Fecha de expedición licencia: 19/04/1977

Fecha de caducidad licencia: 01/05/1998

Reconocimiento médico válido hasta: 01/05/1998

Experiencia de vuelo: Más de 1200 horas en veleros y motoveleros.

1.5.1.- Pasajero

El pasajero, hijo del piloto al mando, era también piloto de veleros. A continuación se expone la información correspondiente al mismo.

Edad/ Sexo: 24 años/Varón

Nacionalidad: Holandesa

Título: Piloto de Planeador

Calificaciones: Remolque por otro avión y por torno, y radiotelefonista.

Número: 89-0018

Horas totales de vuelo: 330 horas, aproximadamente.

Horas en el tipo: 50 horas, aproximadamente.

Fecha de expedición licencia: 11/05/1989

Fecha de renovación licencia: 29/05/1997

Fecha de caducidad licencia: 01/05/1999

Reconocimiento médico válido hasta: 01/05/1999

1.6.- INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

1.6.1.- Célula

Marca: SCHEMPP-HIRTH FLUGZEUGBAU GmbH

Modelo: NIMBUS - 4 DM

Nº de fabricación: 9

Año de fabricación: 1995

Matricula: D-KDWA

M.T.O.W.: 820 kg

Propietario: DREAM WINGS AVIATION B.V.

Operador: El mismo

El Nimbus-4DM es un motovelero con una longitud de 7,83 metros y una envergadura de 26,5 metros. Se trata de un velero de altas prestaciones que permite volar grandes distancias sin apenas pérdida de velocidad y altura. La relación de planeo de 1/60.

Tiene una planta de potencia que permanece en el interior del fuselaje y la hélice se extrae, normalmente, sólo para despegues. Esta característica permite que en vuelo mejoren las prestaciones de la aeronave disminuyendo la resistencia.

1.6.2.- Certificado de aeronavegabilidad

Número:	L 20220
Tipo:	Private
Fecha de expedición:	6/03/1996
Fecha de renovación:	4/02/1997

1.6.3.-Registro de Mantenimiento

Horas totales de vuelo:	221.32 horas
Última revisión anual:	04/02/1997
Horas última rev. anual:	130.00 horas

1.6.4.- Motor

Marca:	ROTAX
Modelo:	535C (2 cilindros)
Potencia:	60 HP
Número de serie:	3461589

Última revisión coincidiendo con la de célula.

1.7.- INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

Según declaración de los testigos, el día del accidente el viento estaba en calma. Las condiciones de visibilidad y el techo de nubes eran adecuados para la realización de vuelos visuales.

1.8.- AYUDAS A LA NAVEGACIÓN

No se utilizaron ayudas a la navegación.

1.9.- COMUNICACIONES

No afectan a la investigación.

1.10.- INFORMACIÓN SOBRE EL AERÓDROMO

El aeródromo de Fuentemilanos está situado próximo a la población de dicho nombre. Su situación geográfica es 40º 54' N, 4º 14' W y la elevación es de 1.001,8 metros.

Tiene dos pistas paralelas, una asfaltada y otra de tierra con orientación 16 - 34. Además dispone de una plataforma hormigonada para el rodaje y estacionamiento, y surtidor de combustible. Existe una Torre de Control para información de circuito con oficinas de información meteorológica.

La frecuencia del aeródromo es de 123,4 MHz.

1.11.- REGISTRADORES DE VUELO

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

1.12.- INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO

El ángulo de impacto (ángulo que forma la trayectoria del avión con el terreno) fue alto, aproximadamente 70º.

La aeronave cayó en el patio posterior de una vivienda de Fuentemilanos.

El impacto fue prácticamente vertical con lo que la parte de morro y cabina quedaron totalmente destruidas. Los restos principales estaban concentrados en un área de 40 metros cuadrados, que era el área que tenía el patio de la vivienda donde había caído. Dada la envergadura de la aeronave, el plano derecho se rompió y cayó en la calle colindante con el patio. El plano izquierdo se rompió igualmente, pero permaneció dentro del patio de la vivienda. Por último, la parte posterior del fuselaje sufrió una rotura después del impacto, sin llegarse a desprender del resto del fuselaje, y quedó apoyada en el tejado como el resto de la cola de la aeronave.

La hélice del motovelero estaba desplegada en posición de funcionamiento y las puntas de las palas estaban intactas. Una de las palas tenía un golpe como consecuencia del impacto.

1.13.-INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA

Ambos ocupantes murieron por un politraumatismo consecuencia del impacto contra el terreno.

1.14.- INCENDIO

No se produjo incendio.

1.15.- SUPERVIVENCIA

Dadas las características del accidente, prácticamente no había probabilidad de supervivencia para los ocupantes de la aeronave.

1.16.- ENSAYOS E INVESTIGACIONES

1.16.1.- Estudio del sistema motopropulsor

En la inspección externa del mismo se observó que:

1. La hélice estaba desplegada en posición de funcionamiento y las puntas de las palas estaban intactas.

2. El motor no estaba blocado, ya que era posible girarlo con la mano.

3. Los tubos de combustible que entran a la bomba de combustible y el que va de esta al carburador, presentaban curvas cerradas con principio de estrangulamiento.

Para realizar la inspección interna del motor, se desmontó del fuselaje y se le llevó a los talleres del Aeródromo de Alcazarén. Una vez desmontada la culata, en la inspección visual de los pistones y bujías se observó que:

1. El pistón Nº1 tenía un punto caliente con un cráter pronunciado en su cabeza.

2. Se encontraron depósitos de aluminio fundido en la culata, en las paredes del cilindro Nº 1 y entre los electrodos de las bujías Nº1 y Nº2, correspondientes al cilindro Nº 1, cortocircuitándolos.

3. Las juntas de culata Nº1 y Nº2 eran de distinto color, la Nº1 era de color azul y la Nº2 rojo. El fabricante usa juntas de color rojo, por lo que se puede afirmar que el cilindro Nº1 había sido reparado.

1.16.2.-Trayectoria de la aeronave

La aeronave despegó por la pista 16 del Aeródromo de Fuentemilanos e inició el ascenso alineada con el eje de pista, cuando se encontraba, aproximadamente, a 100 metros de altura, viró hacia la izquierda e inició un descenso prácticamente vertical hasta impactar contra el terreno con un ángulo aproximado de 70º.

1.17.-INFORMACIÓN ADICIONAL

1.17.1.- Combustible utilizado.

Este tipo de motor consume una mezcla de gasolina y aceite en una proporción de 50 a 1. El índice octano[2] del combustible varía con la proporción de aceite en la mezcla, de manera que la capacidad antidetonante del mismo disminuye a medida que la mezcla va siendo más rica en aceite.

No se recogieron muestras de combustible de la aeronave accidentada, por lo que se desconoce la proporción de aceite en la mezcla que se estaba utilizando en ese momento.

1.17.2.-Descripción del fenómeno de detonación ("picado de bielas").

Cuando un motor alternativo funciona en condiciones particularmente duras, tales como una combinación de carga elevada y excesivo avance en el encendido, o con una relación aire-combustible no adecuada al régimen y la temperatura de funcionamiento, se puede producir una combustión anormal del combustible en los cilindros que tiene carácter detonante. Este fenómeno se conoce comúnmente como "picado de bielas" debido a su forma de manifestarse en el funcionamiento del motor.

Este fenómeno depende de las características del combustible y se produce tanto más fácilmente cuanto mayor es la relación de compresión y la riqueza de la mezcla aire-combustible.

En el interior de los cilindros, la detonación puede producir temperaturas localmente elevadas, dando lugar a los denominados "puntos calientes" o zonas en las que se alcanzan temperaturas tales que funden el material de las cabezas de los cilindros produciéndose cráteres de mayor o menor

[2] El índice octano indica el valor de la capacidad antidetonante de un combustible.

tamaño. El material desprendido suele depositarse en las paredes de los cilindros, en las culatas y en las bujías, pudiendo llegar a cortocircuitar los electrodos de estas últimas.

2.-ANÁLISIS

2.1.- DESARROLLO DEL VUELO

El motovelero despegó, utilizando su propio motor, por la pista 16 del Aeródromo de Fuentemilanos. Durante el ascenso siguió una trayectoria rectilínea hasta que, cuando se encontraba aproximadamente a 100 metros de altura, inició un viraje hacia la izquierda, con la probable intención de regresar al aeródromo.

Mientras realizaba el viraje, la aeronave entró en pérdida y a continuación en una barrena muy picada de la que no se pudo recuperar debido a la poca altura a la que se encontraba. La aeronave impactó contra el terreno con un ángulo aproximado de 70º, quedando los restos concentrados en el patio de la vivienda donde la aeronave había impactado.

En la inspección de los restos de la aeronave se encontró la hélice desplegada en posición de funcionamiento y con las puntas intactas; solamente una de las palas presentaba un golpe debido al impacto contra el terreno. Esto último indica que la hélice no giraba en el momento del impacto y, en consecuencia, que el motor estaba parado.

Teniendo esto en cuenta, es probable que, debido a una parada de motor, los ocupantes del motovelero decidieran regresar al campo planeando y realizaran el viraje correspondiente con una velocidad inadecuada para la configuración de la aeronave, lo que llevó a una entrada en pérdida que no pudieron recuperar.

2.2.- CONSIDERACIONES SOBRE EL MOTOR

En el estudio del sistema motopropulsor se pudo comprobar que era posible girarlo con la mano, con lo que se descarta la posibilidad de un gripado del mismo y, en consecuencia, deficiencias de lubricación.

Una vez desmontada la culata del motor, se observó que el pistón del cilindro Nº1 tenía un punto caliente continuado que había producido un cráter en su cabeza. De éste se habían desprendido partículas de aluminio fundido que se habían depositado en la culata, en las paredes del cilindro y en las dos bujías del mismo, cortocircuitando los electrodos de estas últimas.

Esto indica que se había producido un fenómeno de detonación en este cilindro y que, como consecuencia de él, se había llegado a una situación en que había dejado de producirse chispa entre los electrodos de las dos bujías, quedando el cilindro inutilizado por falta de encendido.

Además se observó que las juntas de culata son de distinto color en cada cilindro: La Nº1 es azul y la Nº2 es roja. El fabricante utiliza juntas rojas, por

lo que puede deducirse que el cilindro Nº1 había sido reparado, probablemente, con objeto de mejorar su relación de compresión.

Aunque se desconoce la proporción de aceite en la mezcla que se estaba utilizando en el momento en que ocurrió el accidente, es probable que la detonación en el cilindro Nº1 se produjera como consecuencia del uso de una mezcla con exceso de aceite y, en consecuencia, con un índice de octano inferior al requerido. También pudo influir en la aparición de este fenómeno el hecho de que este cilindro tuviera una relación de compresión más alta después de la reparación a que, con toda probabilidad, se le había sometido.

Por otra parte, el tamaño del cráter encontrado en la cabeza del pistón Nº1 hace pensar en un proceso que requiere un gran número de ciclos, por lo que podría no haberse producido de una sola vez y, en consecuencia, haberse puesto de manifiesto en vuelos anteriores. Teniendo en cuenta el elevado régimen de giro de este tipo de motores, en ellos se produce un gran número de ciclos en muy poco tiempo de funcionamiento, por lo que también cabe la posibilidad de que se hubiera producido en este vuelo. A falta de otra información, pudo darse cualquiera de las dos posibilidades.

2.3.- ACTUACIONES DEL PILOTO A LOS MANDOS

La trayectoria inicial de la aeronave, con un régimen de ascenso adecuado hasta que alcanzó, aproximadamente, 100 metros de altura, indica que el motor funcionó correctamente hasta ese momento.

Cuando se inició el proceso de detonación, el motor empezó a producir vibraciones y perder potencia. En esta situación, es probable que el piloto a los mandos redujera gases y el motor se parara por no poder mantener un régimen de giro bajo con un solo cilindro operativo.

Se descarta la posibilidad de que, ante la pérdida de potencia, hubiera intentado aumentar gases. Si lo hubiera hecho así, el motor podría haber seguido funcionando y dando la potencia suficiente para asegurar el retorno al campo y el aterrizaje.

En esta situación, es probable que los ocupantes del motovelero decidieran regresar al campo planeando. Los dos tenían experiencia suficiente, en vuelo a vela y en este aparato, para estimar si la maniobra era factible y así debieron considerarlo.

El viraje correspondiente se realizó con una velocidad inadecuada para la configuración de la aeronave, lo que llevó a una entrada en pérdida que no pudieron recuperar.

Es probable que el piloto a los mandos realizara la maniobra sin tener en cuenta que la hélice estaba desplegada y que, con esa configuración, las características de planeo de la aeronave están fuertemente penalizadas debido al incremento que se produce en la resistencia aerodinámica.

3.-CONCLUSIONES

3.1.- EVIDENCIAS

El piloto estaba calificado para el vuelo y contaba con una licencia válida.

La aeronave tenía un Certificado de Aeronavegabilidad en vigor y había sido mantenida de acuerdo con el plan de mantenimiento establecido.

Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para realizar vuelo visual y el viento estaba en calma.

En el cilindro Nº1 del motor de la aeronave se había producido un fenómeno de detonación que dio lugar a la inutilización del mismo.

La aeronave llegó al suelo con el motor parado y la hélice desplegada.

El piloto a los mandos realizó un viraje con una velocidad inadecuada para la configuración de la aeronave, lo que llevó a esta a entrar en pérdida.

3.2.- CAUSAS

El accidente se produjo por una entrada en pérdida de la aeronave en el curso de un viraje realizado sin potencia y con una velocidad inadecuada para la configuración que tenía la aeronave en ese momento.

El motor de la aeronave se había parado, probablemente, al cortar gases cuando se produjo un fenómeno de detonación en el cilindro Nº1 que dio lugar a la inutilización del mismo. Es también probable que la detonación se produjera como consecuencia del uso de un combustible con un índice de octano inferior al requerido.

4.-RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

El desarrollo de este accidente ha venido a demostrar la importancia que para las tripulaciones de vuelo debe tener el conocimiento preciso de las características de las aeronaves que operan, principalmente en cuanto a sus actuaciones, limitaciones y procedimientos normales y de emergencia. Este planteamiento adquiere especial trascendencia referido a vuelos de carácter privado, no sometidos a los mismos estándares operativos que se exigen en las actividades de la aviación civil comercial.

En virtud de ello, se recomienda a las tripulaciones de vuelo en operaciones de aviación general de carácter privado la realización de prácticas de entrenamiento de situaciones de emergencia y en especial del procedimiento de fallo de motor en despegue al objeto de familiarizarse con la respuesta de la aeronave en estos casos y afrontar con mayores garantías de seguridad una posible situación real. (**REC 22/02**)

ANEXO A

FOTOGRAFÍAS

Fotografía Nº1 Restos de la aeronave

Fotografía Nº2 Detalle de la pala de la hélice

Fotografía Nº3 Bujías 1 y 2 con restos de aluminio

Fotografía Nº4 Pistón Nº1 con cráter y junta de culata azul

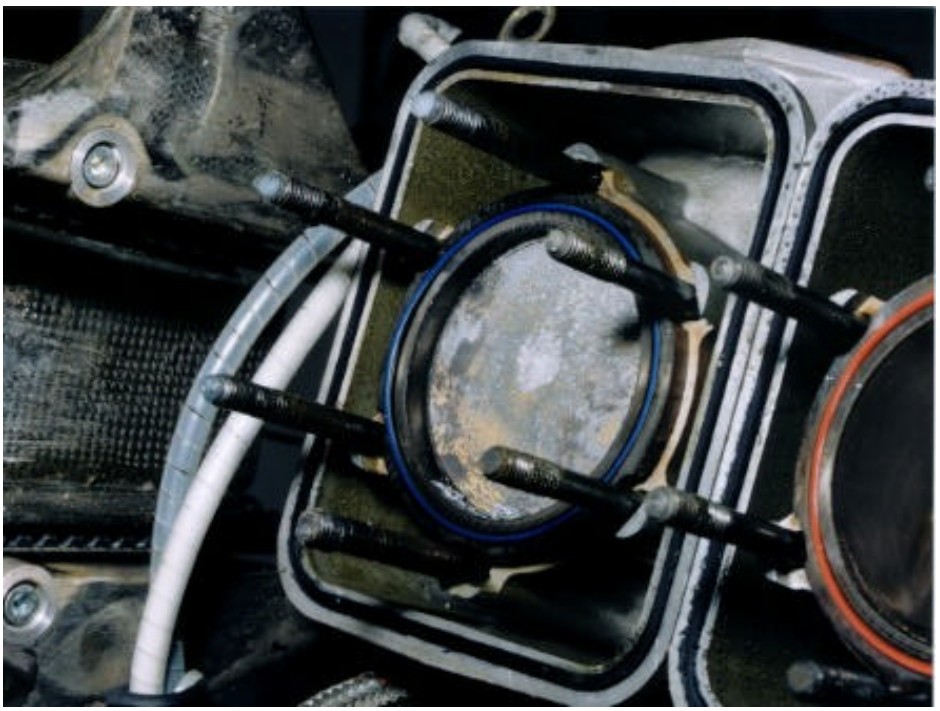
Fotografía Nº5 Pistón Nº2 sin deterioro y junta de culata roja

Fotografía Nº6 Detalle de aluminio depositado en el cilindro Nº1

Fotografía Nº1 Restos de la aeronave

Fotografía Nº2 Detalle de la pala de la hélice

Fotografía Nº3 Bujías 1 y 2 con restos de aluminio



Fotografía Nº4 Pistón Nº1 con cráter y junta de culata azul

Fotografía Nº5 Pistón Nº2 sin deterioro y junta de culata roja

Fotografía Nº6 Detalle de aluminio depositado en el cilindro Nº1