CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Informe técnico A-043/2016

Accidente ocurrido el día 4 de diciembre de 2016, a la aeronave Beechcraft E90, matrícula N-79CT, en el término municipal de Sotillo de las Palomas (Toledo)

GOBIERNO DE ESPAÑA

MINISTERIO DE FOMENTO

Informe técnico

A-043/2016

Accidente ocurrido el día 4 de diciembre de 2016, a la aeronave Beechcraft E90, matrícula N-79CT, en el término municipal de Sotillo de las Palomas (Toledo)

GOBIERNO DE ESPAÑA
MINISTERIO DE FOMENTO
SUBSECRETARÍA
COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

© Ministerio de Fomento
Secretaría General Técnica
Centro de Publicaciones

NIPO Línea: 161-19-077-2

Maquetación: ASAP Global Solution S.L.

Impresión: Centro de Publicaciones

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 probables y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.° 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

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

ADVERTENCIA iii

ABREVIATURAS vi

SINOPSIS viii

1. INFORMACIÓN FACTUAL 1
   - 1.1. Antecedentes del vuelo 1
   - 1.2. Lesiones personales 2
   - 1.3. Daños a la aeronave 3
   - 1.4. Otros daños 3
   - 1.5. Información sobre el personal 3
   - 1.6. Información sobre la aeronave 4
   - 1.7. Información meteorológica 6
   - 1.8. Ayudas para la navegación 10
   - 1.9. Comunicaciones 13
   - 1.10. Información de aeródromo 13
   - 1.11. Registradores de vuelo 14
   - 1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto 14
   - 1.13. Información médica y patológica 15
   - 1.14. Incendio 15
   - 1.15. Aspectos relativos a la supervivencia 15
   - 1.16. Ensayos e investigaciones 16
   - 1.17. Información sobre organización y gestión 32
   - 1.18. Información adicional 32
   - 1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces 40

2. ANÁLISIS 41
   - 2.1. Análisis de la trayectoria descrita por la aeronave 41
   - 2.2. Análisis de las plantas de potencia y sistemas asociados 45
   - 2.3. Análisis de los fallos estructurales 47
   - 2.4. Análisis de la función realizada por el Piloto Automático (AP) 47
   - 2.5. Análisis de la meteorología en ruta 48

2.6. Análisis de factores humanos en la operación de la aeronave 48
2.7. Análisis del estado de aeronavegabilidad de la aeronave 49
2.8. Análisis de la operación de la aeronave 50
2.9. Análisis del Reglamento europeo que regula la notificación de sucesos 50

3. CONCLUSIONES..... 52
3.1. Constataciones..... 52
3.2. Causas /factores contribuyentes 53

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD 54

Abreviaturas

° ' "	Grado(s), minuto(s) y segundo(s) sexagesimal(es)
C	Grado(s) centígrado(s)
%	Tanto por ciento
ADI	Indicador de Dirección de Actitud
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AFCS	Sistema Automático de Mando de Vuelo
AGL	Sobre el Nivel del Terreno
AIP	Publicación de Información Aeronáutica
AP	Piloto automático
A&P	Aeronave y Planta de potencia
CAMO	Organización que gestiona el mantenimiento de la aeronavegabilidad
CR	Habilitación de Clase
CSU	Unidad de Velocidad Constante
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
EEUU	Estados Unidos
ETSIA	Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos
FAA	Administración de Aviación Federal de Estados Unidos
FAR	Reglamentos federales de aviación
FDR	Registrador de Datos de Vuelo
FL	Nivel de Vuelo
ft	Pies
ft/min	Pies/minuto
G	Aceleración de la gravedad
GPS	Sistema de Posicionamiento Global
h	Hora(s)
hPa	Hectopascal(es)
IA	Autorización de Inspección
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IFR	Reglas de Vuelo Instrumentales
IMC	Condiciones Meteorológicas Instrumentales

IR (A)	Habilitación de Vuelo Instrumental (Avión)
JAR FCL	Requisitos de Aeronavegabilidad Conjuntos para las Licencias de Tripulación de Vuelo
Kt	Nudos
LECU	Código OACI del aeródromo de Cuatro Vientos
LED	Diodo Emisor de Luz
LPCS	Código OACI del aeródromo de Cascais
LWC	Contenido de agua líquida
m	Metros
METAR	Informe Meteorológico Rutinario de Aeródromo
min	Minuto/s
MMEL	Lista maestra de equipo mínimo
N	Norte
Nº	Número
NTSB	Junta Nacional de Seguridad en el Transporte
O	Oeste
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
PPL(A)	Licencia de Piloto Privado para Avión
P&WC	Pratt & Whitney Canada
RGB	Caja de engranajes
s	Segundos
SAR	Servicio de Búsqueda y Salvamento Aéreo
SEP	Habilitación de clase avión monomotor de pistón (tierra)
	Specific Excess Power
SL	Nivel del mar
TAF	Pronóstico de Aeródromo
UE	Unión Europea
UPM	Universidad Politécnica de Madrid
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VFR	Reglas de Vuelo Visuales
VOR	Radiofaro Omnidireccional VHF
WAFC	Centro de Pronostico de Área Mundial

Sinopsis

Propietario	PA Scale Company of Florida[1]
Operador:	Privado
Aeronave:	Beechcraft E90, matrícula N-79CT
Fecha y hora del accidente:	4 de diciembre 2016, 16:17 h[2]
Lugar del accidente:	Término municipal de Sotillo de las Palomas (Toledo)
Personas a bordo:	4, fallecidos
Tipo de vuelo:	Aviación General - Privado
Reglas de Vuelo:	Z (Despegue VFR y posterior vuelo IFR)
Fase de vuelo:	En ruta – Ascendiendo hasta nivel de crucero
Fecha de aprobación:	30 de enero del 2019

Resumen del suceso

El domingo 4 de diciembre de 2016, la aeronave Beechcraft E90, con matrícula N-79CT, despegó del aeródromo de Cuatro Vientos (LECU) con destino al aeródromo de Cascais (LPCS), en Portugal. Uno de los motivos del viaje era reparar el radar meteorológico en un taller de mantenimiento portugués especializado en este equipo.

El piloto tuvo que retrasar el despegue hasta las 15:57 h debido a las malas condiciones meteorológicas. El aeródromo de Cuatro Vientos estuvo en condiciones instrumentales (IMC), lo que obligó a cerrarlo, desde las 9:00 h hasta las 14:44 h.

A las 16:15 h la aeronave se encontraba en ruta ascendiendo desde el nivel de vuelo 190 hasta el nivel de crucero autorizado 210.

Instantes después, según se concluye del análisis detallado de los datos obtenidos del radar, se produjo una guiñada a la izquierda y la aeronave comenzó a girar en el mismo sentido y a perder altura de manera brusca.

[1] Esta compañía era propiedad del piloto fallecido.

[2] La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local. La hora UTC es 1 hora menos.

Tras este evento, la velocidad de vuelo disminuyó rápida y progresivamente hasta la pérdida, entrando la aeronave en barrena, que tras cierto intervalo de tiempo, se convirtió en barrena plana.

En el descenso descontrolado, ya con la barrena completamente desarrollada, se originaron cargas sobre la cola horizontal superiores a las máximas de diseño, que ocasionaron la rotura en vuelo de esta en 5 partes antes del impacto contra el terreno.

La aeronave resultó totalmente destruida tras el impacto y posterior incendio, y sus cuatro ocupantes fallecieron en el accidente.

La investigación ha concluido que este accidente fue causado por la pérdida de control en vuelo de la aeronave como consecuencia de la entrada en pérdida y posterior barrena.

Debido al alto grado de destrucción de los restos de la aeronave tras el impacto contra el terreno y posterior incendio, y a la no disponibilidad de otros datos pertinentes para ello, no ha sido posible determinar con precisión la secuencia del proceso conducente a la entrada en pérdida/ barrena de la aeronave.

La investigación ha identificado como factores contribuyentes:

- La decisión de efectuar el vuelo en condiciones meteorológicas adversas (IMC) a lo largo de la ruta prevista, teniendo en cuenta el hecho de no disponer de radar meteorológico operativo.

- El pronóstico de condiciones de engelamiento moderado a fuerte en zonas de la ruta (presencia de cumulonimbos con topes de hasta 35.000 pies, y con temperaturas entre -17ºC y -19ºC a nivel de vuelo FL180), apuntan a que muy probablemente la formación de hielo o su acumulación sobre la aeronave haya sido un factor contribuyente significativo en este accidente.

- La utilización del piloto automático y su no desconexión al presentarse la situación de emergencia, como se concluye del análisis detallado de los datos radar, pudo contribuir significativamente al proceso conducente al descontrol de la aeronave.

- La inadecuada formación del piloto en situaciones de vuelo anómalas o de emergencia en la aeronave siniestrada, ya que carecía de la habilitación de tipo necesaria para pilotarla.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El domingo 4 de diciembre de 2016, la aeronave Beechcraft E90, con matrícula N-79CT, despegó del aeródromo de Cuatro Vientos (LECU) a las 15:57 h con destino al aeródromo de Cascais (LPCS), en Portugal. Uno de los motivos del viaje era reparar el radar meteorológico en un taller de mantenimiento portugués especializado en este equipo.

Debido a las condiciones meteorológicas adversas, el aeródromo de Cuatro Vientos estuvo en condiciones instrumentales (IMC) desde las 9:00 h hasta las 14:44 h. Dado que este aeródromo solamente está disponible para aeronaves Militares y de Estado en condiciones VFR, y para aeronave ligeras civiles en VFR/VFR especial, en el intervalo de condiciones IMC no se podía despegar ni aterrizar en él. Por esta razón, el piloto de la aeronave N-79CT tuvo que retrasar el despegue.

El vuelo transcurrió inicialmente sin incidencias, manteniendo la aeronave una trayectoria de ascenso continuado, con parámetros de velocidad y rumbo normales, según muestra la traza de radar en esta fase inicial.

Figura 1. Trayectoria de la aeronave hasta el momento del impacto contra el terreno

A las 16:15:57 h la aeronave se encontraba en ruta ascendiendo hasta el nivel de crucero autorizado 210. Instantes después, según muestran los datos radar, se produjo una guiñada a la izquierda y la aeronave comenzó a describir una trayectoria descendente, girando en ese sentido y a perder altura de manera brusca.

Tras este evento, la velocidad disminuyó rápida y progresivamente hasta la pérdida, entrando la aeronave en barrena, que tras cierto intervalo de tiempo se convirtió en barrena plana.

En el descenso descontrolado, ya con la barrena completamente desarrollada, se originaron cargas sobre la cola horizontal superiores a las máximas de diseño, que ocasionaron la rotura en vuelo de esta en 5 partes antes del impacto contra el terreno.

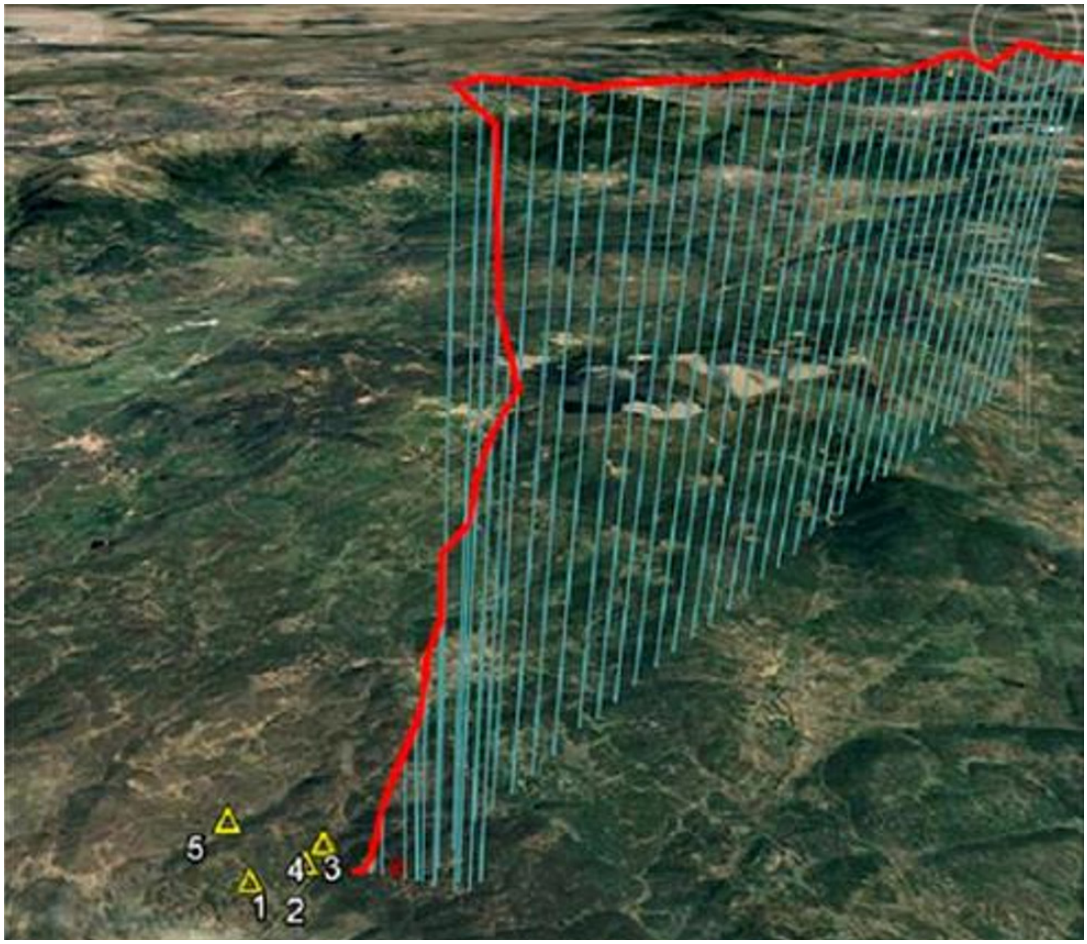


Figura 2. Trayectoria de la aeronave en los últimos instantes antes del impacto contra el terreno

Los restos principales de la aeronave se localizaron en las coordenadas GPS: 40º 04' 55,11" N y 4º 51' 03,32" O.

La aeronave resultó totalmente destruida tras el impacto y posterior incendio, y sus cuatro ocupantes fallecieron en el accidente.

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos	1	3	4	
Lesionados graves				
Lesionados leves				No aplicable
Ilesos				No aplicable
TOTAL	1	3	4	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave quedó totalmente destruida por el impacto contra el terreno y el posterior incendio.

1.4. Otros daños

No hubo otros daños de consideración.

1.5. Información sobre el personal

El piloto, de nacionalidad española y 68 años de edad, contaba con una licencia de piloto privado de avión –PPL(A)- desde el 22 de julio del 2009 emitida por la AESA[3] junto con las habilitaciones: NIGHT, IR(A) y CR(A)-SEP (terrestre); estas dos últimas con validez hasta el 31 de enero de 2017.

La licencia española la obtuvo por convalidación de la licencia de piloto privado emitida por la Autoridad de Aviación Civil Argentina. Las habilitaciones de vuelo instrumental y multimotor de pistón terrestre también las obtuvo por validación de su licencia argentina y preparación teórica y pruebas de vuelo en la escuela AEROFAN, en cumplimiento de JAR FCL Apéndice 1 al 1015 apartado 3.

Sin embargo, para pilotar una aeronave Beechcraft E90 en España es necesaria una habilitación de tipo: BE90/99/100/200 y el piloto accidentado carecía de ella.

Disponía del certificado médico de Clase 2 válido hasta el 5 de enero de 2017.

Durante la investigación no se ha podido determinar la experiencia que acumulaba el piloto el día del accidente, ya que la documentación que iba a bordo, tanto de la aeronave como la del piloto resultó destruida en el incendio posterior al impacto.

[3] El piloto no disponía de una licencia de piloto privado emitida por la Autoridad de Aviación Civil de Estados Unidos (FAA). Según se establece en el requisito 61.3 "Requisito de certificados, habilitaciones y autorizaciones" contenido en la Parte 61 de la FAR "Certificación: Pilotos, Instructores de Vuelo e Instructores de Tierra" del Título 14, cuando una aeronave matriculada en Estados Unidos es operada en un país extranjero, la licencia de piloto emitida por ese país es válida.

Sin embargo, según el Reglamento (CE) nº 216/2008 - aplicable a aeronaves matriculadas en un tercer país y que sean utilizadas por un operador a quien supervise cualquier Estado miembro, o sean utilizadas por un operador establecido o residente en la Comunidad en rutas con entrada o salida en el territorio comunitario, o situadas en su interior - el piloto ha de cumplir con los requisitos establecidos en el Anexo III del citado Reglamento para poder pilotar este tipo de aeronaves. Es decir; en la Unión Europea se requiere, además del PPL (A), una habilitación específica para operar este tipo de aeronave.

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave Beechcraft E90, con matrícula N-79CT y número de serie LW-303, fue construida en 1978 y matriculada en el Registro de la FAA a nombre de la compañía PA Scale Company of Florida, propiedad del piloto accidentado.

La aeronave estaba equipada con dos motores PT6A-135A y dos hélices HC-D4N-3C. El número de serie del motor izquierdo era PCE-PZ0209 y el de su hélice FY-2774; el número de serie del motor derecho era PCE-PZ0210 y el de su hélice FY-2776.

En el año 2005 se instalaron estos motores, que reemplazaron a los antiguos PT6A-28, y las hélices, que reemplazaron a las antiguas HC-B3TN-3. Los motores eran nuevos y habían sido fabricados y ensamblados con todos sus componentes y accesorios por Pratt & Whitney Canadá.

La aeronave accidentada disponía de un Certificado de Aeronavegabilidad expedido por la FAA, la Autoridad de Aviación Civil estadounidense. Este Certificado no tiene fecha de caducidad. Sin embargo, según establece la normativa estadounidense, es necesario revisar la aeronavegabilidad de la aeronave anualmente para obtener el certificado de apto para el servicio.

Para la realización de esta inspección anual, el propietario de la aeronave recurría a una CAMO, la cual indicó que tenía un contrato verbal y puntual con el propietario de la aeronave para ayudarle en esta actividad.

La última inspección anual se efectuó el 23 de marzo del 2016. En ese momento la aeronave contaba con 6782,6 h y los motores y las hélices con 906,60 h. Durante esta inspección anual se realizaron diferentes actividades, entre otras, las inspecciones especiales Phase 3 y Phase 4 descritas en el capítulo 05-21-05 del Manual de Mantenimiento y los recambios del parabrisas derecho y de los neumáticos del tren de aterrizaje principal.

Estas actividades de mantenimiento las efectuó una organización de mantenimiento cuyos técnicos de mantenimiento ni disponían de la licencia A&P (Airframe & Powerplant) ni, durante la realización de las mismas, habían sido supervisados personalmente por una persona con certificado de mecánico o de reparador como requiere la FAA[4]. Estas actividades de mantenimiento sí fueron posteriormente

[4] La FAA expide licencias de técnico de mantenimiento A&P (Airframe & Powerplant), de aeronave y de planta de potencia, que habilitan para trabajar en cualquier tipo de aeronave y planta de potencia.

La FAA permite que cualquier persona realice tareas de mantenimiento siempre y cuando estas tareas estén directamente supervisadas por un supervisor con licencia de técnico de mantenimiento o de reparador.

certificadas por un técnico de mantenimiento con certificado A&P (Airframe & Powerplant) y autorización IA (Inspection Authorization) de la FAA.

Posteriormente, durante el mes de noviembre del 2016 la misma organización de mantenimiento realizó unas tareas de mantenimiento correctivo que consistieron en el cambio del depósito de combustible izquierdo y en la instalación del equipo de aviónica SANDEL SA4550[5] que presenta en pantalla la actitud del avión. Estas tareas tampoco fueron supervisadas personalmente por una persona con certificado de mecánico o de reparador. El propietario de la aeronave decidió no contratar al certificador de la FAA para la certificación de estas actividades[6].

La organización de mantenimiento no dispone de registro de la documentación referente a estas tareas de mantenimiento[7].

Con respecto al cambio del depósito de combustible izquierdo, la organización de mantenimiento indicó que se efectuó el 22 de noviembre de 2016. En un vuelo anterior a esta fecha, el propietario detectó una pérdida de combustible en el plano izquierdo. La organización de mantenimiento inspeccionó la aeronave y observó una rotura entre el depósito izquierdo y las conducciones del mismo. Al ser todo de una pieza, se decidió cambiar todo el conjunto del depósito de combustible.

Tras la sustitución se realizó una prueba para comprobar que el nuevo depósito había sido colocado correctamente. Esta prueba consistió en un carreteo por el aeropuerto. Tampoco se dispone de registro de la documentación referente a esta prueba[7].

Tras el cambio del depósito de combustible, la aeronave había realizado dos vuelos; un vuelo desde el aeródromo de Cuatro Vientos al aeródromo de Son Bonet, el día 22 de noviembre, y otro desde Son Bonet a Cuatro Vientos, el día 24 de noviembre. Tras estos vuelos, el propietario no había notificado ningún problema con el suministro de combustible al motor izquierdo[8].

---

[5] La Pantalla de Actitud Primaria SA4550 sustituye las ADIs electromecánicas por una pantalla retroiluminada por LED, con barras de comando de director de vuelo configurables por el piloto: individuales o de doble seña y una escala de desviación de la senda de planeo/localizador. Incluye un indicador rápido/lento y avisos de modo. El SA4550 acepta la entrada de los sensores existentes para proporcionar la actitud de la aeronave en cabeceo y alabeo.

[6] Para mantener la aeronavegabilidad de la aeronave, estas actividades de mantenimiento deberían haber sido certificadas.

[7] Durante la investigación no se ha podido obtener la documentación referente a las actividades de mantenimiento que se realizaron durante la última inspección anual, efectuada en marzo del 2016, ni la referente a las actividades de mantenimiento que se realizaron en noviembre del 2016.
Es probable que el propietario del avión llevase a bordo la documentación de mantenimiento y esta fuese destruida en el accidente.

[8] Estos vuelos no fueron efectuados en condiciones de engelamiento.

Lo que sí identificó el propietario durante estos vuelos fue un mal funcionamiento del radar meteorológico. Uno de los motivos de volar a Cascais el día 4 de diciembre era reparar el radar meteorológico en un taller de mantenimiento portugués especializado en este equipo. La MMEL (Master Minimum Equipment List) requiere que el radar meteorológico se encuentre operativo siempre que la operación se lleve a cabo en condiciones de formación de hielo conocidas o previstas. Por lo tanto, la aeronave no reunía los requisitos necesarios para este vuelo.

Este documento indica que su categoría de reparación es C; es decir, habría de ser reparado antes de 10 días (240 h) excluyendo el día en el cual se detectó la mal función. De acuerdo con este requisito de la MMEL, el radar no se reparó antes de los 10 días prescritos.

Las actividades de mantenimiento realizadas en noviembre del 2016 no habían sido certificadas por el certificador de la FAA. Por consiguiente, la aeronave el día del accidente no era legalmente aeronavegable.

1.7. Información meteorológica

La información meteorológica prevista proporcionada por AEMET para el día del accidente fue la siguiente:

Situación meteorológica general

La situación se caracterizaba por la presencia de una borrasca atlántica, aislada, centrada frente a las costas de Portugal con dorsal de salida sobre el noreste peninsular y Baleares; marcada difluencia sobre el sur peninsular, con un intenso flujo de componente sur a todos los niveles. La borrasca en superficie se situaba aproximadamente en la vertical de la baja en altura con 998 hPa en su centro. Presentaba varias bandas de precipitación intensa por delante, una entrando por el sur de Portugal y otra más adelantada extendiéndose desde el este de Andalucía hasta la zona centro; entre ambas estaba la más activa y además prácticamente estacionaria, afectando principalmente a Málaga y este de Cádiz, zonas donde tanto la intensidad como el estancamiento están favorecidas por el realce orográfico. Hubo precipitaciones generalizadas y localmente fuertes en la Costa del Sol. La banda que penetraba desde Portugal fue dejando precipitaciones a lo largo de la tarde en Huelva y Extremadura.

Situación meteorológica en el aeródromo de Cuatro Vientos

Con respecto a la situación meteorológica en Cuatro Vientos antes del despegue:

METAR LEVS 041430Z VRB02KT 9999 **FEW010 OVC020** 11/10 Q1011=

METAR LEVS 041500Z 09005KT 050V140 9999 **BKN020 OVC030** 11/09 Q1012=

El METAR de las 15:30 h (o 14:30 h UTC) indicaba una primera capa de nubosidad escasa, siendo la altura de la base de las nubes 1000 ft, y una segunda capa de cielo cubierto, en la que la altura de la base de las nubes era 2000 ft. Media hora más tarde, el METAR de las 16:00 h (o 15:00 h UTC) indicaba una primera capa muy nubosa, siendo la altura de la base de las nubes de 2000 ft, y una segunda capa de cielo cubierto, estando la altura de la base de las nubes en 3000 ft.

Los pronósticos TAF en vigor eran similares a los METAR:

TAF LEVS 041100Z 0412/0421 12008KT 9999 **SCT010 BKN020** TEMPO 0412/0421 3000 RA BR **BKN006** TEMPO 0412/0421 **RA=**

TAF LEVS 041400Z 0415/0424 12008KT 9999 **SCT007 OVC010** TEMPO 0415/0418 3000 RA BR **BKN006** TEMPO 0415/0424 **RA=**

El TAF en el momento del despegue, 15:57 h local, indicaba una primera capa de nubosidad dispersa, siendo la altura de la base de las nubes 1000 ft, y una segunda capa muy nubosa, siendo la altura de la base de nubes de 2000 ft. Además se preveían intervalos muy nubosos con altura de la base de nubes de 600 ft. Así mismo se pronosticaba lluvia toda la tarde desde las 13:00 h hasta las 22:00 h.

Debido a estas condiciones meteorológicas, el aeródromo de Cuatro Vientos estuvo cerrado desde las 9:00 h hasta las 14:44 h.

Situación meteorológica en ruta

Los mapas significativos de baja cota (hasta FL150) pronosticaban la presencia de abundantes nubes bajas (tipo cúmulo o estratocúmulo) con bases en torno a los 1000 ft y topes por encima de los 15000 ft, posible engelamiento moderado entre los 9000 ft y los 12000 ft, y algún *cumulus congestus* o torrecúmulo aislado.

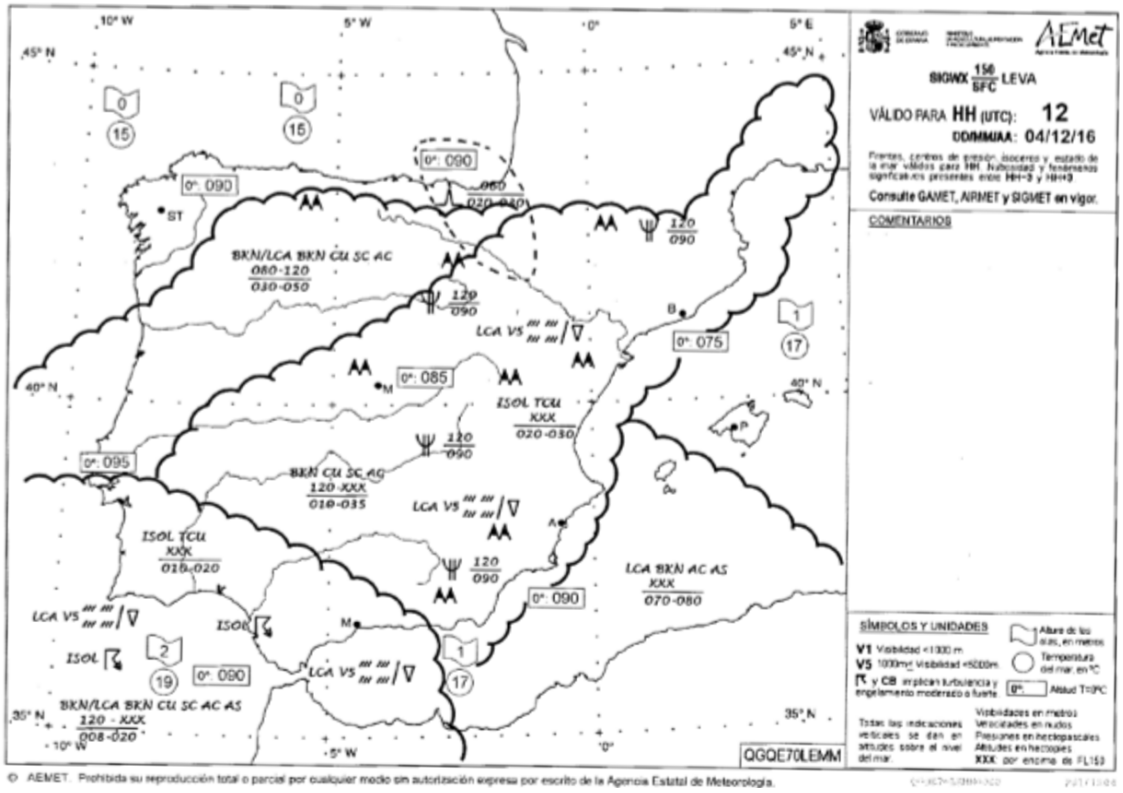


Figura 3. Mapa de baja cota a las 12 UTC

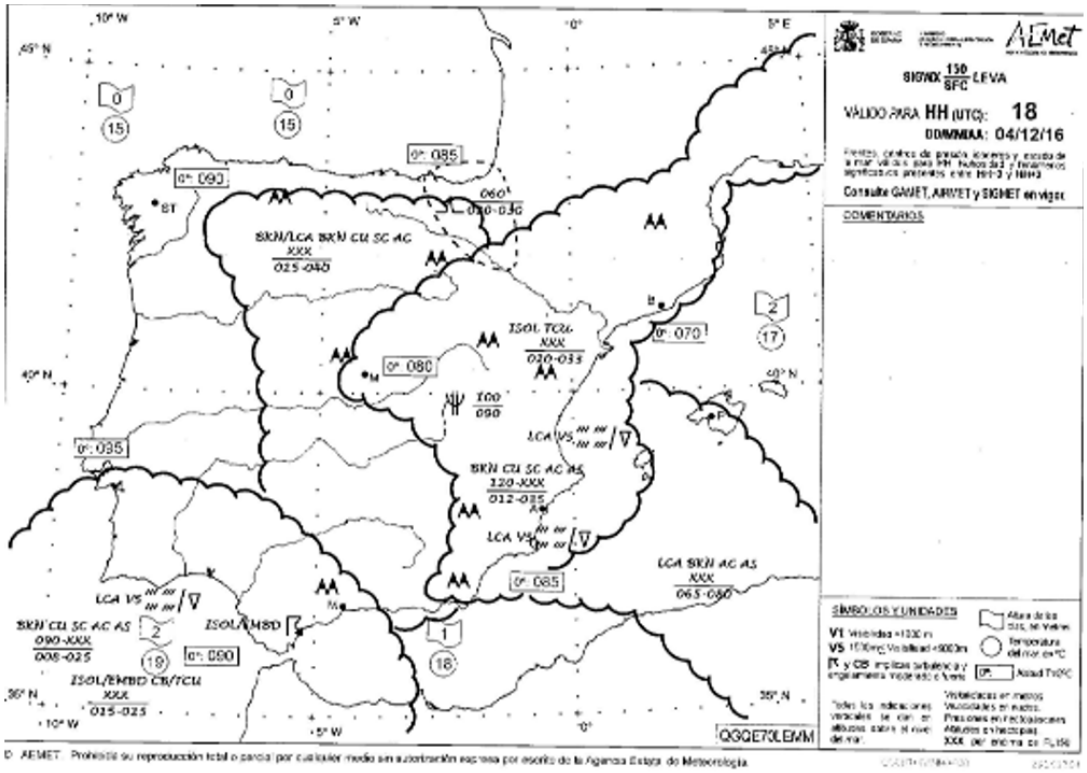


Figura 4. Mapa de baja cota a las 18 UTC

El mapa de alta y media cota del WAFC de Londres pronosticaba también la presencia de cumulonimbos embebidos en la abundante nubosidad con topes de 35000 ft por la zona en la que transcurría el vuelo.

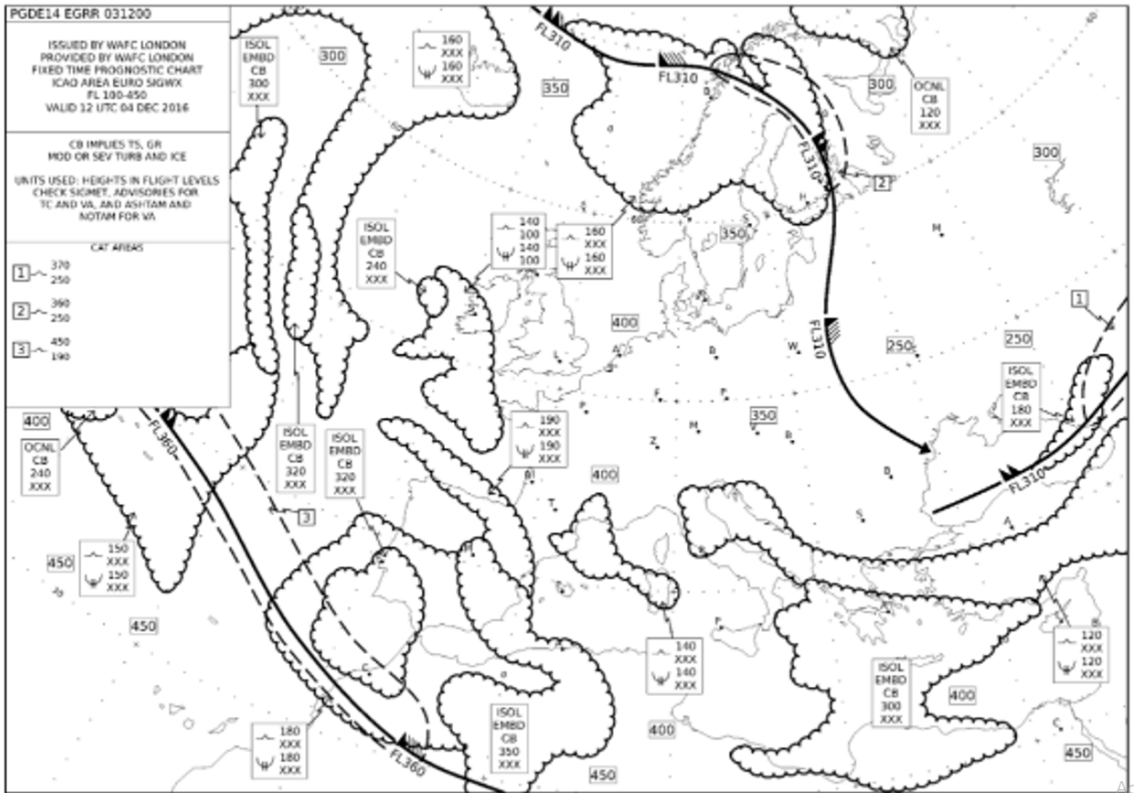


Figura 5. Mapa significativo previsto región EUR para las 12 UTC

En el mapa del tiempo significativo aparece la leyenda CB que implica la existencia de turbulencia o **engelamiento moderado o fuerte** en el seno del cumulonimbo.

Según el mapa de viento y temperatura para el **nivel de vuelo FL180**, la temperatura estaba entre **-17 a -19 grados Celsius.**

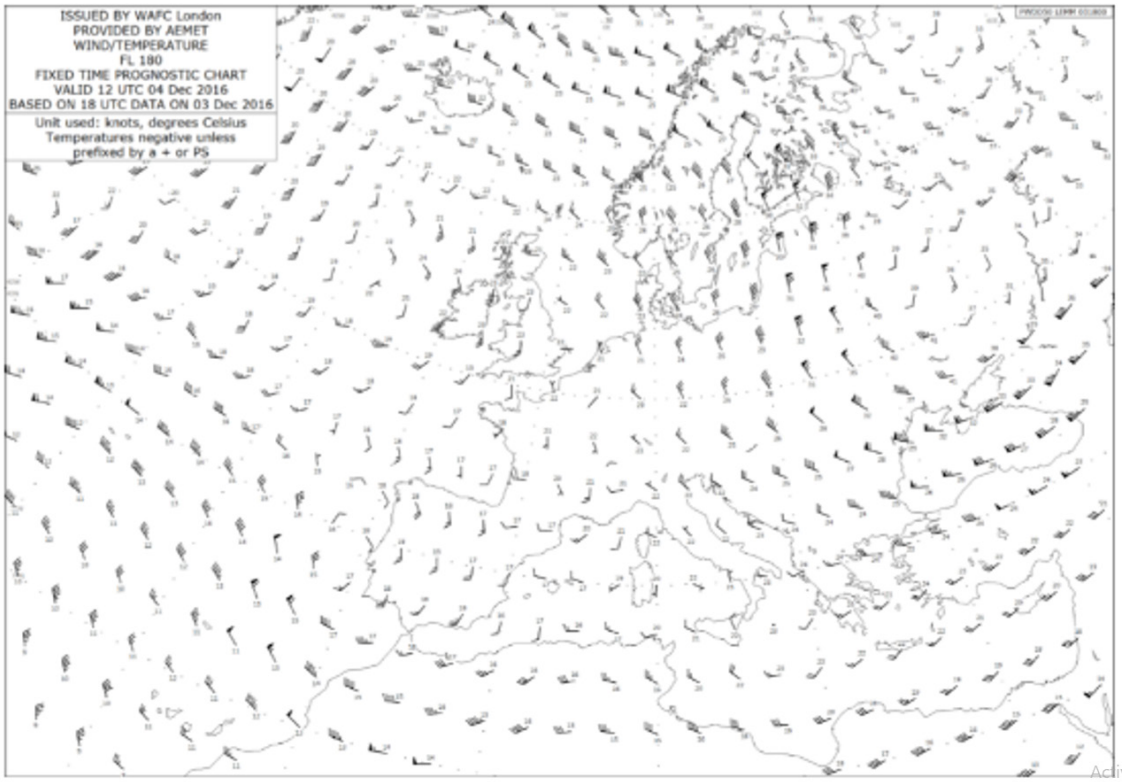


Figura 6. Viento y temperatura previstos para el FL180 el día 4 de diciembre a las 12 UTC

Ante esta situación, la AEMET fue consultada acerca de la posibilidad de formación de hielo durante el vuelo de la aeronave siniestrada. La respuesta de la AEMET fue que no dispone de datos ni de información adicional que pudieran ser utilizados para determinar con precisión la probabilidad, el nivel de riesgo, y las características de las condiciones de engelamiento en la ruta seguida. No obstante, ya que la zona se encontraba entre dos líneas de estabilidad que tenían nubes de desarrollo convectivo[9], considerando que la nubosidad era abundante y dadas las temperaturas previstas (unos -12 ºC[10] en el FL150 y -22ºC en el FL200), AEMET considera que pudieron existir condiciones de engelamiento en el nivel de vuelo FL190, y que, por lo tanto, la formación de hielo no es descartable en ese tramo del vuelo.

1.8. Ayudas para la navegación

Como consecuencia de la investigación se ha determinado que las ayudas a la navegación, no han sido relevantes en este accidente. No obstante, se comprobó que no existieron anomalías previas, durante, o posteriores al vuelo de la aeronave siniestrada.

[9] En las nubes convectivas es posible afirmar que probablemente se produzca engelamiento moderado

[10] La probabilidad de engelamiento es mayor a temperaturas más altas, más cercanas a los 0ºC.

Se dispone de la traza radar de la aeronave accidentada, cuyos datos han servido para el análisis detallado de este suceso. La cobertura que realiza ENAIRE es multi-radar, siendo los radares de Valladolid y Valdespina los que mayor cobertura tienen en la zona del accidente.

A continuación se muestran los instantes más significativos para el análisis del accidente.

A las 16:16:07 h la aeronave se encontraba en el nivel de vuelo FL190 ascendiendo al nivel de vuelo FL210 como estaba autorizada. En ese momento la velocidad de la aeronave respecto a tierra eran 120 nudos, el rumbo era 245º y la velocidad ascensional era 1194 ft/min.

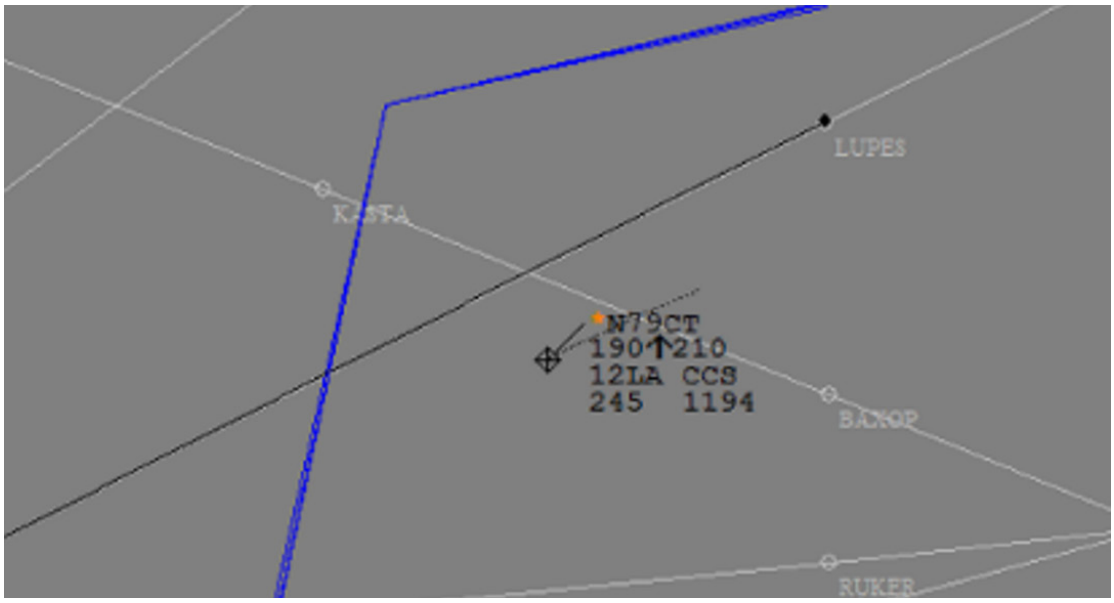


Figura 7. Posición de la aeronave a las 16:16:07 h

2 segundos después, se observa que la aeronave comenzó a descender desde el nivel de vuelo FL190. En ese momento:

- La velocidad de la aeronave respecto a tierra se redujo hasta los 80 nudos,

- El rumbo cambió a 184º; es decir, la aeronave giró 61º en sentido contrario a las agujas del reloj en 2 segundos y

- La velocidad de descenso era 663 ft/min.

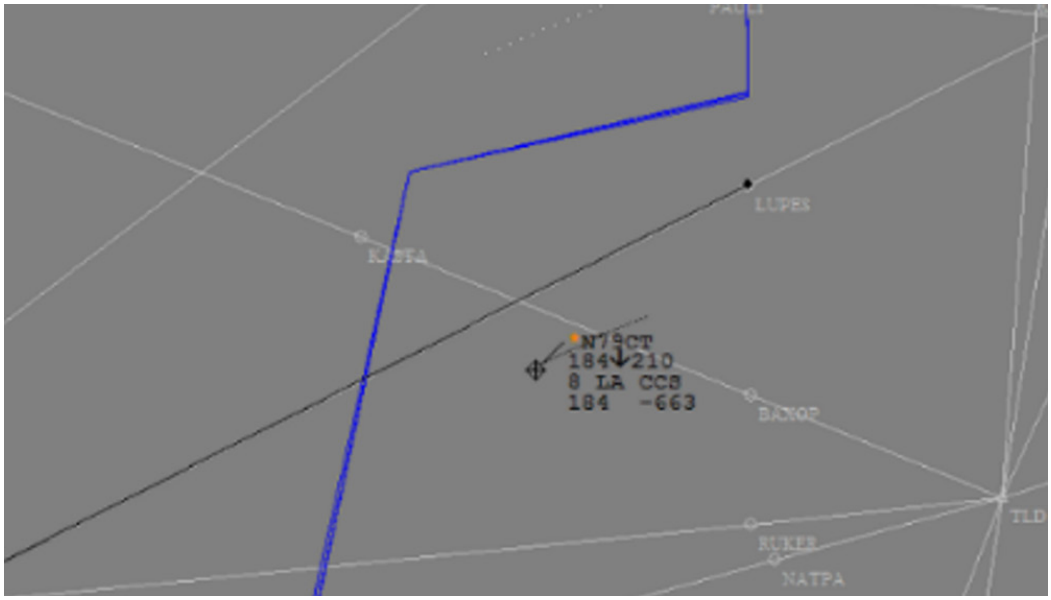


Figura 8. Posición de la aeronave a las 16:16:09

A partir de las 16:16:29 h, la velocidad de la aeronave respecto al terreno se redujo hasta los 20 nudos. La velocidad de descenso era de 663 ft/min y el rumbo cambió a 353º.

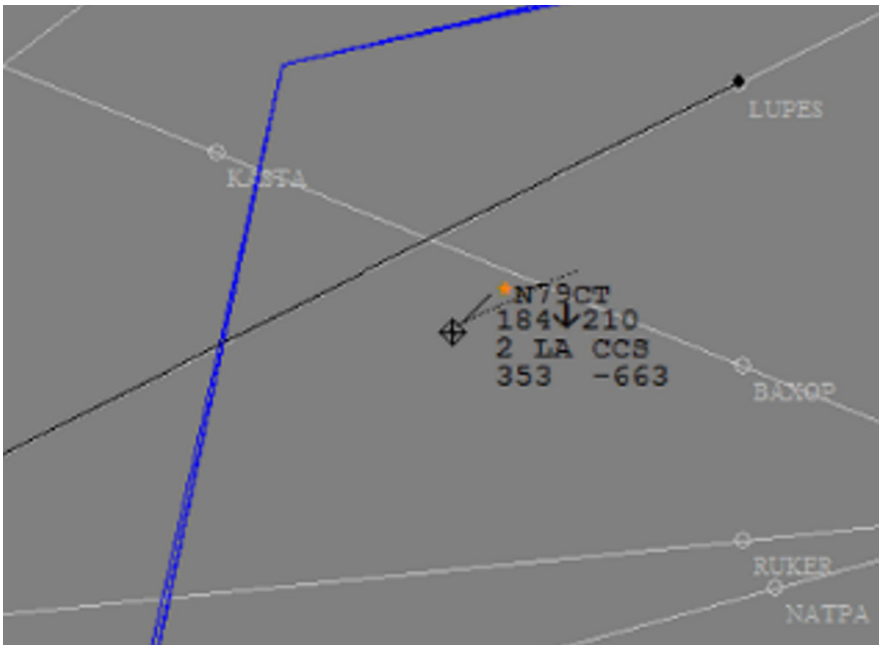


Figura 9. Posición de la aeronave a las 16:16:29

Posteriormente a las 16:16:51 h, se observa un incremento en la velocidad de descenso, que era en ese instante de 7144 ft/min.

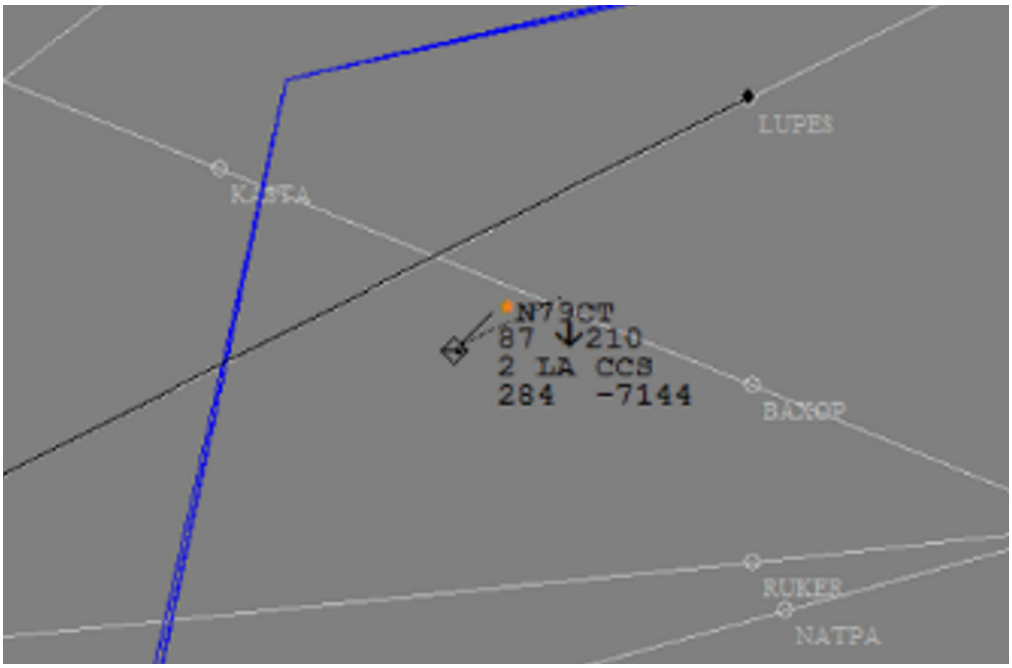


Figura 10. Posición de la aeronave a las 16:16:51

1.9. Comunicaciones

Las comunicaciones que mantuvieron el piloto y los servicios de control aéreo fueron en todo momento relativas al nivel de vuelo autorizado.

La última se produjo a las 16:14:30 h. El piloto indicó que estaba ascendiendo hasta el nivel de vuelo 210 y el controlador le respondió que la aeronave estaba en contacto radar.

A las 16:17 h, la señal radar de la aeronave desaparece.

A las 16:26:46 h; es decir, 9 minutos después de esta desaparición, los servicios de control aéreo de Portugal contactaron con el controlador español para intentar localizar a la aeronave. El controlador español no era consciente de que la señal radar de la aeronave había desaparecido minutos antes.

A las 16:57:36 h; es decir, 40 minutos más tarde, el controlador español contactó con el SAR y este último le indicó que la aeronave había tenido un accidente.

1.10. Información de aeródromo

La aeronave despegó del aeródromo de Cuatro Vientos, en Madrid, y se dirigía al aeródromo de Cascais, en Portugal.

En el AIP se indica que el aeródromo de Cuatro Vientos solamente está disponible para aeronaves Militares y aeronaves de Estado en VFR y para aeronaves ligeras civiles en VFR/VFR especial

El día del accidente, el aeródromo de Cuatro Vientos estuvo en condiciones instrumentales desde las 9:00 h hasta las 14:44 h. En condiciones instrumentales, las aeronaves no pueden despegar ni aterrizar en el aeródromo de Cuatro Vientos. Como consecuencia de ello, el piloto hubo de retrasar el despegue.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave accidentada no disponía de registradores de vuelo ya que la normativa no lo requiere.

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

La aeronave quedó totalmente destruida tras el impacto con el terreno y el posterior incendio.

En el esquema siguiente se muestra la dispersión de restos. Los restos principales de la aeronave se localizaron en las coordenadas GPS: 40º 04' 55,11" N y 4º 51' 03,32" O.

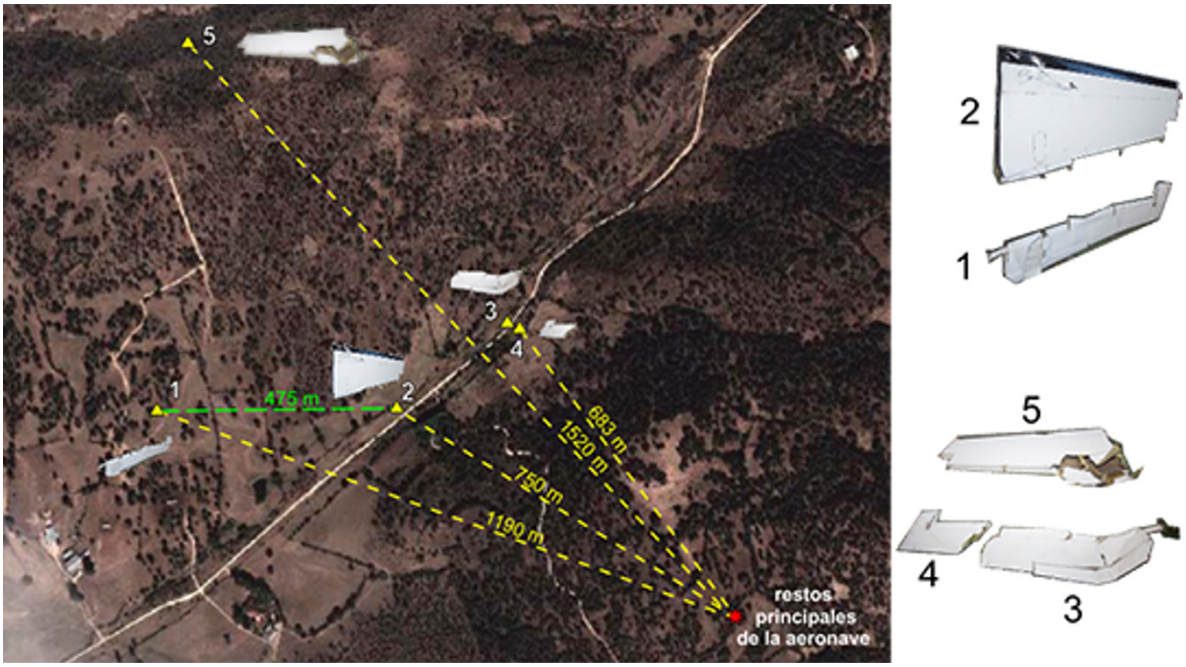


Figura 11. Diagrama de dispersión de los restos

La cola horizontal se desprendió de la aeronave en vuelo y se separó en 5 trozos que fueron localizados en diferentes puntos:

- El timón de profundidad derecho (1, en el diagrama de dispersión de los restos) se encontró en las coordenadas: 40º 05' 07,72" N, 4º 51' 50,43" O, a 1190 m de distancia de los restos principales.

- El estabilizador horizontal derecho (2, en el diagrama) se localizó en: 40º 05' 07,72" N, 4º 51' 30,41" O, a 750 m de distancia de los restos principales y a 475 m de distancia del timón de profundidad derecho.

- Con respecto al timón de profundidad izquierdo, este se encontraba dividido en dos partes, una de ellas (4, en el diagrama) estaba en las coordenadas: 40º 05' 13,17" N, 4º 51' 21,07" O y la otra (3, en el diagrama) en: 40º 05' 12,86" N, 4º 51' 20,16" O. Ambas estaban muy próximas entre sí y separadas de los restos principales 683 m de distancia.

- El estabilizador horizontal izquierdo (5, en el diagrama) se encontró en: 40º 5' 30,84" N, 4º 51' 47,52" O. Era la más alejada de los restos principales, a 1520 m de distancia.

1.13. Información médica y patológica

No hay indicios de que factores fisiológicos o incapacidades afectaran a la actuación del piloto.

1.14. Incendio

Tras el impacto con el terreno, la aeronave se incendió.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

El piloto y sus ocupantes fallecieron en el accidente debido a las características del mismo.

1.16. Ensayos e investigaciones

Declaración del testigo nº 1

El testigo nº 1 indicó que sobre las 16:15 h o 16:20 h se encontraba en el pantano de "La Fortiña" cuando escuchó el ruido de un motor de un avión que le parecía que estaba fallando. No pudo ver el avión ya que había muchas nubes. Le pareció que el ruido provenía de la parte noreste del pantano y cree que la aeronave estaría a 1 kilómetro de la vertical del pantano.

Declaración del testigo nº 2

El testigo nº 2 declaró que sobre las 16:30 h se encontraba en la cañada Real, perteneciente al término municipal de Sotillo de las Palomas, cuando escuchó un avión volar a baja altura sobre él, el cual iba haciendo un ruido extraño.

Indicó que el avión iba volando en círculo, como si quisiera aterrizar en algún sitio. En un momento dado, vio como el avión comenzó a descender en picado perdiéndole de vista tras un monte de encinas de la finca de las Umbrías, del término municipal de Sotillo de las Palomas, y al momento vio como salía humo del lugar.

Mientras observaba lo que ocurría, escuchó un golpe cerca de donde se encontraba, pudiendo comprobar después que pudiera ser un trozo del fuselaje del avión, el cual cayó en la cañada Real.

Declaración del testigo nº 3

El testigo nº3, junto con sus amigos, se encontraba en el camino que va desde las localidades de Sotillo de las Palomas a Segurilla. A las 16:20 h escucharon un ruido extraño y muy fuerte.

Al buscar la procedencia del ruido, apreciaron en el cielo, lo que les pareció un avión a poca altura. La aeronave caía haciendo piruetas, en espiral, sin inclinarse ni hacia el morro ni hacia la cola, y en círculos a mucha velocidad, en una curva bastante cerrada.

No escucharon ruido del impacto. Por el humo llegaron hasta el lugar del accidente y avisaron al 112 del mismo. Observaron que el avión estaba ardiendo.

Declaración del testigo nº 4

Comentó que a las 16:15 h se encontraba junto con sus amigos en el camino llamado Cabeza Alta, perteneciente al término municipal de Sotillo de las Palomas, cuando escucharon un ruido muy fuerte que provenía de un avión sobrevolando el paraje donde se encontraban.

El avión iba girando sobre su eje longitudinal; es decir, sobre sí mismo y a la misma vez haciendo circunferencias, las cuales iban siendo cada vez más pequeñas, a mucha velocidad, hasta que le perdieron de vista por la orografía del terreno, pero no escucharon ruido de impacto.

No apreciaron que se desprendiese alguna parte de la aeronave.

Por el humo, llegaron hasta el lugar del accidente y avisaron al 112 del mismo. No se pudieron acercar a la aeronave porque había grandes llamas y se escuchaban pequeñas detonaciones.

Declaración del testigo nº 5

Indicó que se encontraba junto con sus amigos en el camino que va desde la localidad de Sotillo de las Palomas a Segurilla cuando sobre las 16:20 h escucharon un ruido extraño. Al buscar la procedencia del ruido, apreciaron en el cielo, lo que les pareció un avión, a poca altura.

La aeronave parecía caer dando vueltas sobre su eje longitudinal, y en círculos a mucha velocidad.

Llegaron al lugar del accidente. Avisaron al 112. No se acercaron a la aeronave porque estaba ardiendo y había explosiones.

Declaración del testigo nº 6

Sobre las 16:30 h se encontraba al cuidado de un rebaño de vacas en la finca "Palanquines" y escuchó el ruido de lo que parecía ser una avioneta, pero no le dio importancia ya que suelen pasar a diario aviones por la zona. No lo vio por las nubes que cubrían el cielo.

Segundos después, escuchó un ruido más fuerte procedente del avión, parecido a un golpe, e inmediatamente se escuchó otro ruido aún más fuerte, hecho que le llamó la atención y mirando al cielo observó que el avión caía dando vueltas sobre sí mismo con la parte delantera mirando hacia abajo.

Segundos después, escuchó un fuerte impacto contra el suelo.

Añadió que la aeronave iba girando sobre su eje longitudinal; es decir, sobre sí misma y a la vez haciendo circunferencias. No pudo apreciar a esa velocidad que se desprendiese alguna parte de la aeronave. Le llamó la atención el ruido que provocó el avión en el cielo antes de descender hasta el suelo.

Inspección de los motores.

La siguiente imagen muestra cómo se encontraron los motores PT6-135A en el lugar del accidente tras el impacto con el terreno y el posterior incendio.

Figura 12. Vista general de los motores en el campo

Para determinar el estado y las condiciones de funcionamiento de los motores, se realizó una inspección detallada y desmontaje de sus componentes con la ayuda del representante del fabricante Pratt & Whitney Canadá.

1.- Inspección del motor izquierdo

En la inspección del motor izquierdo, con número de serie PCE-PZ0209, se procedió al desmontaje uno a uno de todos sus componentes. Se realizaron las siguientes observaciones:

Figura 13. Detalle del motor izquierdo en el campo

1.- Compresor:

a. El compresor estaba mecánicamente en buen estado. Todas sus etapas de compresión estaban bien; es decir, no se observaron daños por objetos extraños.

b. Los álabes del compresor no estaban rotos. Los extremos de los álabes se habían erosionado enormemente con la cubierta del compresor.

2.- Chip detector y filtros:

a. En el chip detector de la caja reductora de accesorios no había partículas metálicas.

b. El filtro de aceite que detecta posibles partículas metálicas en la caja de accesorios estaba limpio aunque dañado por el fuego tras el impacto.

3.- No se observaron daños en la cámara de combustión.

4.- Turbina de potencia:

a. El disco de la turbina de potencia no giraba con la hélice

b. Había rayaduras o marcas circulares en distintos elementos por rozamiento entre partes móviles y fijas.

c. Los álabes de la turbina de potencia estaban rotos y deformados en dirección opuesta a la de rotación. Se encontraron trozos de los álabes dentro del escape del motor.

5.- El portador de la primera etapa en el radio del eje, en la caja reductora, se encontró roto por sobrecarga a torsión.

Como conclusión, los daños que se observaron en el exterior y en el interior del motor izquierdo y las roturas en los distintos componentes del motor no se produjeron en vuelo sino que son compatibles con el impacto contra el terreno y el fuego posterior que se produjo. El motor, en el instante del impacto, estaba girando.

Debido a que todas las etapas de compresión estaban en buen estado se descarta una posible ingestión de hielo en el motor izquierdo.

2.- Inspección del motor derecho

Igualmente, en la inspección del motor derecho, con número de serie PCE-PZ0210, se procedió al desmontaje uno a uno de todos sus componentes. Se realizaron las siguientes observaciones:

Figura 14. Detalle del motor derecho en el campo

1.- Compresor:

a. No se observaban daños por objetos extraños como podrían producirse en una ingestión de hielo.

b. Los álabes del compresor no estaban fracturados. Los extremos de los álabes se habían erosionado enormemente con la cubierta del compresor.

2.- Chip detector y filtros:

a. En el chip detector de la caja reductora de accesorios había una pequeña cantidad de partículas metálicas.

b. Como el chip detector tenía partículas, se extrajo el filtro de rejilla[11]. Al quitar este filtro de pantalla se observó un tornillo y una arandela. Además había más partículas metálicas en el fondo.

Figura 15. Detalle de las partículas metálicas encontradas en el chip detector del motor derecho

c. El filtro principal de aceite estaba limpio, como el del otro motor, sin partículas pero quemado.

3.- No se observaron daños en la cámara de combustión.

4.- Turbina de potencia:

a. El disco de la turbina de potencia no giraba con la hélice

b. Como en el otro motor, los álabes de la turbina de potencia estaban partidos de forma no homogénea y los discos de la turbina tenían unas rayaduras circulares por rozamiento de las partes móviles y fijas.

[11] El filtro de rejilla se utiliza para detectar en la caja reductora posibles partículas metálicas

c. Faltaban 2 de los 4 tornillos Nº 4 junto con sus arandelas del eje de la turbina de potencia y del cojinete que lo soporta. Como se ha descrito anteriormente, uno de los 2 tornillos que faltaban y su arandela se encontraron en el filtro de rejilla que detecta partículas metálicas. Y el otro tornillo y su arandela se localizaron en una cavidad trasera del RGB. Los tornillos estaban deformados y mostraban hilos de material extraído de la carcasa del eje de la turbina de potencia. Esto sugiere que los daños ocurrieron durante el impacto. Sus arandelas no mostraban daños.

Figura 16. Detalle de la caja de engranajes donde solamente se observan 2 de los 4 tornillos

5.- El portador de la primera etapa en el radio del eje, en la caja reductora, se encontró roto por sobrecarga a torsión

Como conclusión, los daños que se observan en el exterior y en el interior del motor derecho y las roturas en los distintos componentes del motor no se produjeron en vuelo sino que son compatibles con el impacto contra el terreno y el fuego posterior que se produjo. El motor, en el instante del impacto, estaba girando con potencia.

Debido a que todas las etapas de compresión estaban en buen estado se descarta una posible ingestión de hielo en el motor derecho.

Las líneas neumáticas P3 y Py de ambos motores resultaron demasiado dañadas por el impacto y el incendio posterior para determinar si contribuyeron a este evento.

No fue posible determinar si los accesorios de ambos motores contribuyeron al evento debido a la extensión de los daños producidos por el mismo en los accesorios del sistema de combustible.

Las pruebas de ambas CSU indicaron que se habían ajustado para reducir la velocidad máxima de la hélice por debajo del límite del procedimiento de prueba de aceptación. Durante la investigación no se ha podido determinar quién había ajustado por última vez las CSUs.

Inspección de las hélices.

Tal como se encontraron las hélices de ambos motores tras el impacto de la aeronave, parecían estar abanderadas. Para determinar si las hélices fueron abanderadas en vuelo por el piloto o si se abanderaron por el impacto con el terreno, se procedió a un análisis en detalle de las mismas.

Por recomendación de Hartzell, el fabricante de las mismas, las hélices se desmontaron e inspeccionaron en las instalaciones de la compañía Aerohelice en Portugal, y se analizaron con el soporte del fabricante de las mismas.

1.- Inspección de la hélice izquierda

La hélice izquierda, con número de serie FY-2774, fue desmontada pieza a pieza para comprobar su estado. Una de las 4 palas de esta hélice se partió en el accidente. Otra de las palas tenía el contrapeso roto. Lo más probable es que se rompiera cuando la aeronave impactó contra el terreno.

La zona calefactada de la pala número 1 presentaba una quemadura localizada en la misma descartándose el impacto por rayo ya que las partes metálicas de la hélice no estaban magnetizadas.

Figura 17. Detalle de una de las palas de la hélice izquierda

Tras la inspección visual de la hélice se procede a desmontarla. En las siguientes imágenes se observa la situación del muelle y la ausencia de fluido hidráulico en el cilindro.

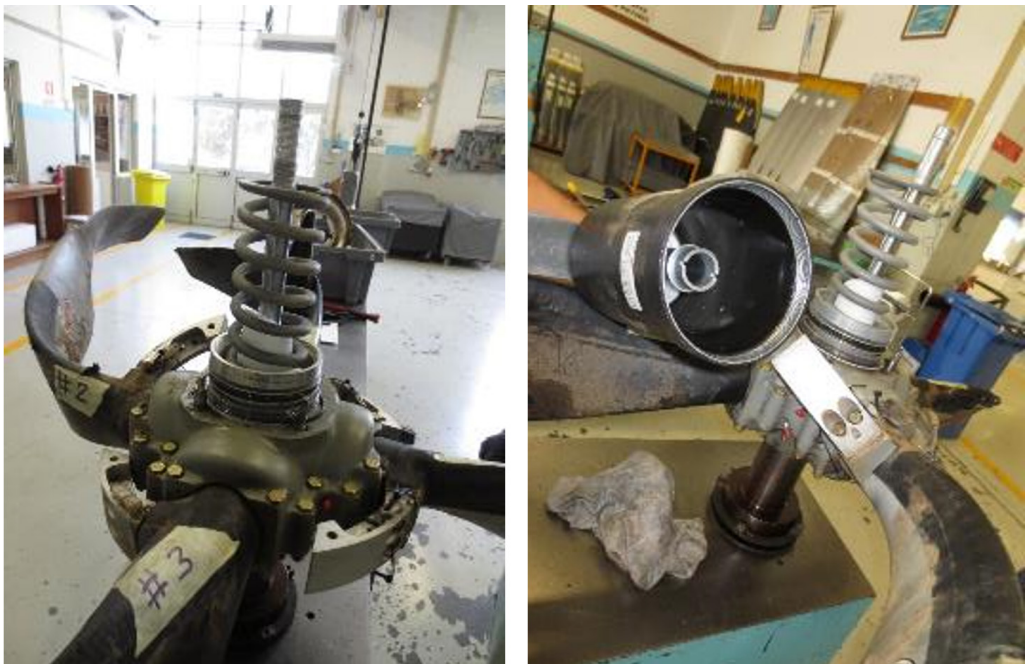


Figura 18. Detalle del muelle y el cilindro de la hélice izquierda

Se comprobó que la guía del muelle, de material plástico de color blanco, se encontraba rota. Tras el desmontaje del pistón, y de cada una de las palas de la hélice se observó la rotura de tornillos y topes en varias de ellas.

Mediante el análisis de las cabezas de las palas, Hartzell pudo determinar el paso de la hélice izquierda en el momento del impacto:

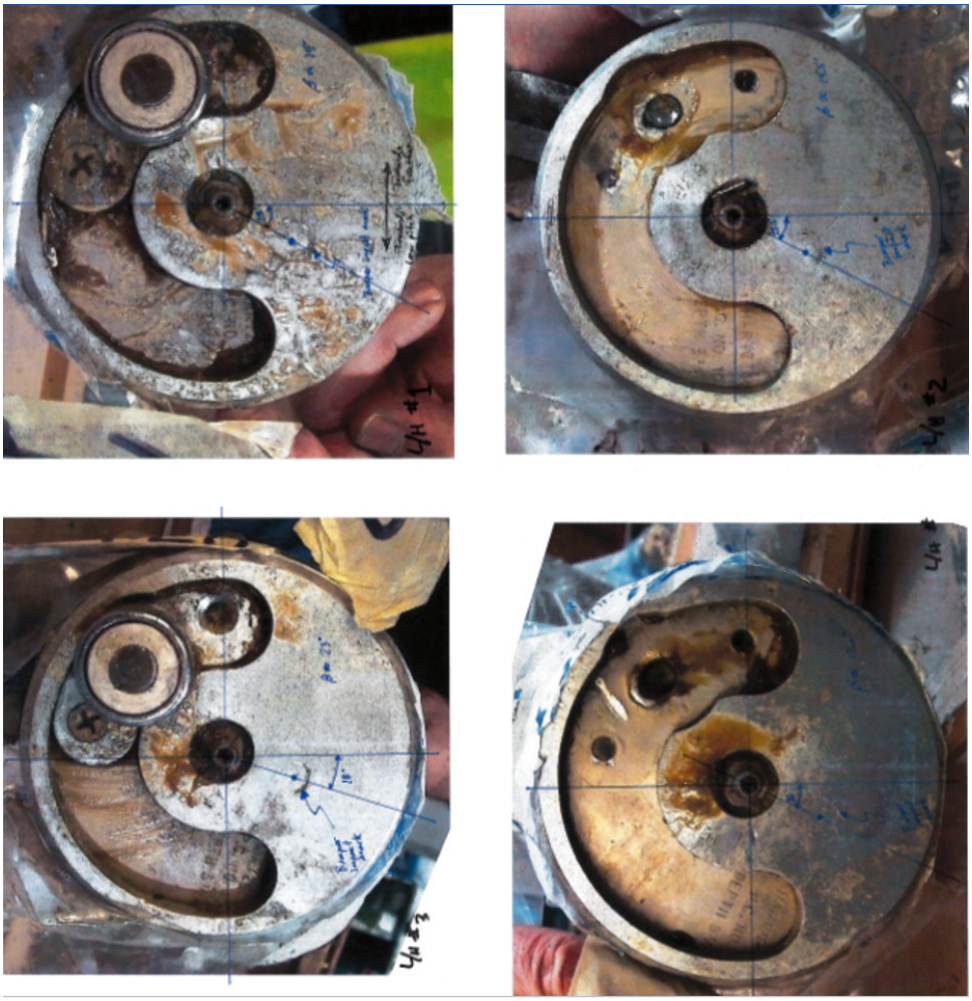


Figura 19. Detalle de las 4 palas de la hélice izquierda

El ángulo de impacto del parachoques de la horquilla en los platos de precarga de la hélice indica el ángulo de las palas. El ángulo de paso de las palas está comprendido entre los 14° y los 23°. Un ángulo de paso de 14° se corresponde con una hélice en vuelo en una situación de ralentí o de baja velocidad y baja potencia.

Considerando el daño de la hélice y el hecho de que parece que fue forzada a más ángulo de paso, Hartzell considera que lo más probable es que el ángulo de paso de la hélice estuviese próximo a 23°.

2.- Inspección de la hélice derecha

La hélice derecha, con número de serie FY-2776, fue desmontada pieza a pieza para comprobar su estado. Esta hélice se encontró aparentemente abanderada durante la inspección en campo, por lo que se consideró importante para la

investigación determinar si esta hélice derecha fue abanderada en vuelo o se abanderó por el impacto con el terreno.

En las palas de la hélice derecha se encontraron numerosas marcas de rozamiento con el terreno. Resulta evidente que esta hélice estaba en movimiento en el momento del impacto contra el terreno. En las imágenes siguientes se pueden observar las deformaciones en las palas y las marcas de rozamiento.

Figura 20. Detalle de las 4 palas de la hélice derecha

A diferencia de la hélice izquierda, se observó que el cilindro que acoge el muelle de la hélice derecha se había roto, como puede apreciarse en las siguientes fotografías, acumulando gran cantidad de tierra en el interior del mismo:

Se extrajo el cilindro de la hélice para comprobar el estado del muelle. La guía del muelle en esta hélice no se encontraba rota.

Una vez desmontando el cilindro, se encontró el eje del pistón completamente descentrado como resultado del impacto con el terreno de la hélice en movimiento.

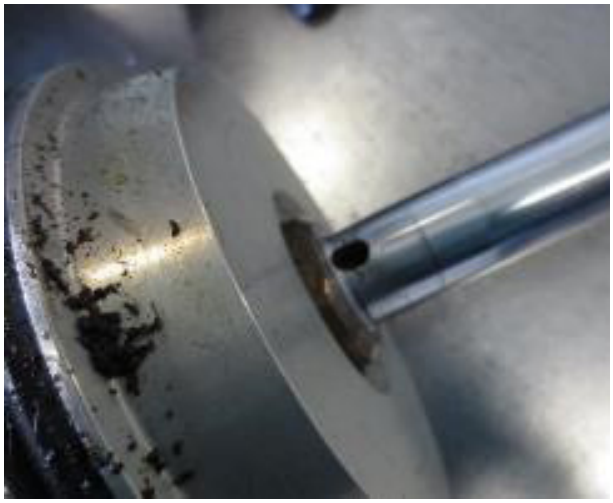


Figura 21. Detalle del cilindro y del eje del pistón de la hélice derecha

Posteriormente, se procedió a desmontar una a una las palas de la hélice derecha. En la cavidad que acoge las palas de la hélice había una gran cantidad de lubricante de aspecto normal.

De igual modo que se hizo para la hélice izquierda, mediante el análisis de las cabezas de las palas, Hartzell pudo determinar el paso de la hélice derecha en el momento del impacto:

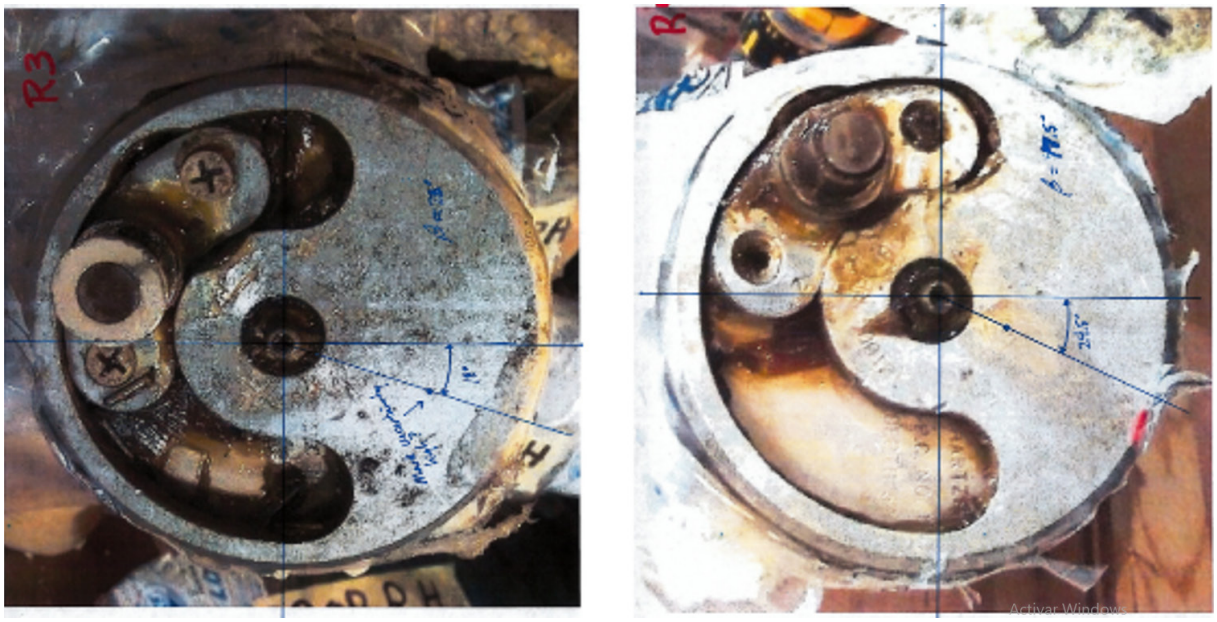


Figura 22. Detalle de las 4 palas de la hélice derecha

En este caso, el ángulo de paso de las palas está comprendido entre los 14º y los 23°. No obstante, Hartzell indicó que era difícil identificar la marca de impacto en la pala de la hélice marcada como R3.

Considerando que la hélice tenía tres palas dobladas hacia adelante en la dirección del empuje y la cuarta pala presentaba características de plegado en S; se concluyó que el impacto se produjo con un ángulo de paso positivo y con mayor potencia que en el caso de la hélice izquierda.

Atendiendo a los daños en la hélice, Hartzell indicó que el ángulo de paso también estaría próximo a los 23º, similar al de la otra hélice.

Estudio de las roturas de la cola horizontal

Las roturas de la cola horizontal fueron analizadas por el Laboratorio de Ensayo de Materiales de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio (ETSIAE) de la Universidad Politécnica de Madrid (UPM).

En las siguientes imágenes se pueden observar los restos de la parte derecha de la cola horizontal tras el accidente:

Figura 23. Restos de la parte derecha de la cola horizontal

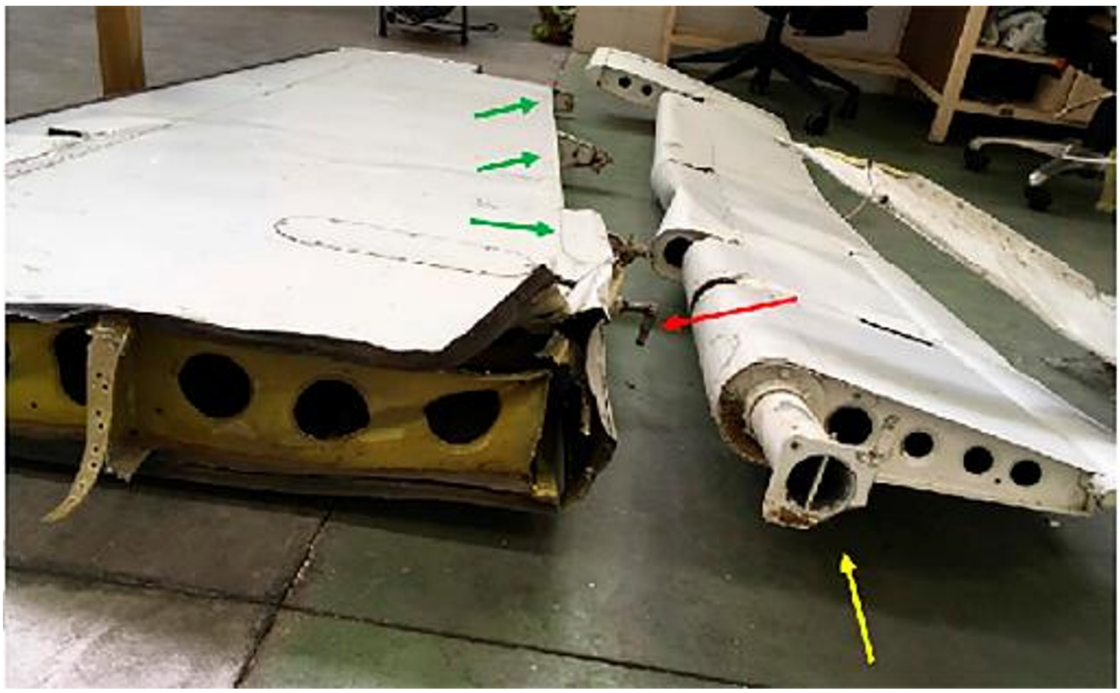


Figura 24. Vista lateral de los restos de la parte derecha de la cola horizontal

Para la parte derecha de la cola horizontal se constató lo siguiente:

- El estabilizador derecho no presentaba flexión significativa. La abolladura en el extradós (marcada en azul en la Ilustración 23 Restos de la parte derecha de la cola horizontal) se acoplaba perfectamente con el contrapeso del extremo

del timón de dirección. Sufrió un proceso de rotura instantánea dúctil, sometida a cargas de flexión y torsión. Una vez desprendido hacia arriba el estabilizador horizontal, este golpeó el borde del estabilizador vertical.

- El timón de profundidad derecho aparecía claramente flexado hacia arriba, se separó del estabilizador por rotura dúctil de los elementos de unión de sus tres bisagras (marcadas en verde en la Ilustración 24: Vista lateral de los restos de la parte derecha de la cola horizontal) con el estabilizador. Antes de la separación completa, se produjeron unas fuertes oscilaciones (hacia arriba y hacia abajo) del timón de profundidad respecto del estabilizador.

- Durante el proceso de separación, se produjo la rotura del elemento de mando del compensador derecho. Dicha rotura, muy probablemente, fue originada por la aplicación de una o varias sobrecargas sobre el mismo, generando finalmente una fractura dúctil.

- La separación del timón de profundidad derecho respecto del cono de cola se produjo en la pieza de unión del tubo de giro al actuador, por la rotura instantánea de dos de los tornillos, el arranque por desgarro de un tercero, y la rotura de un fragmento de la pieza.

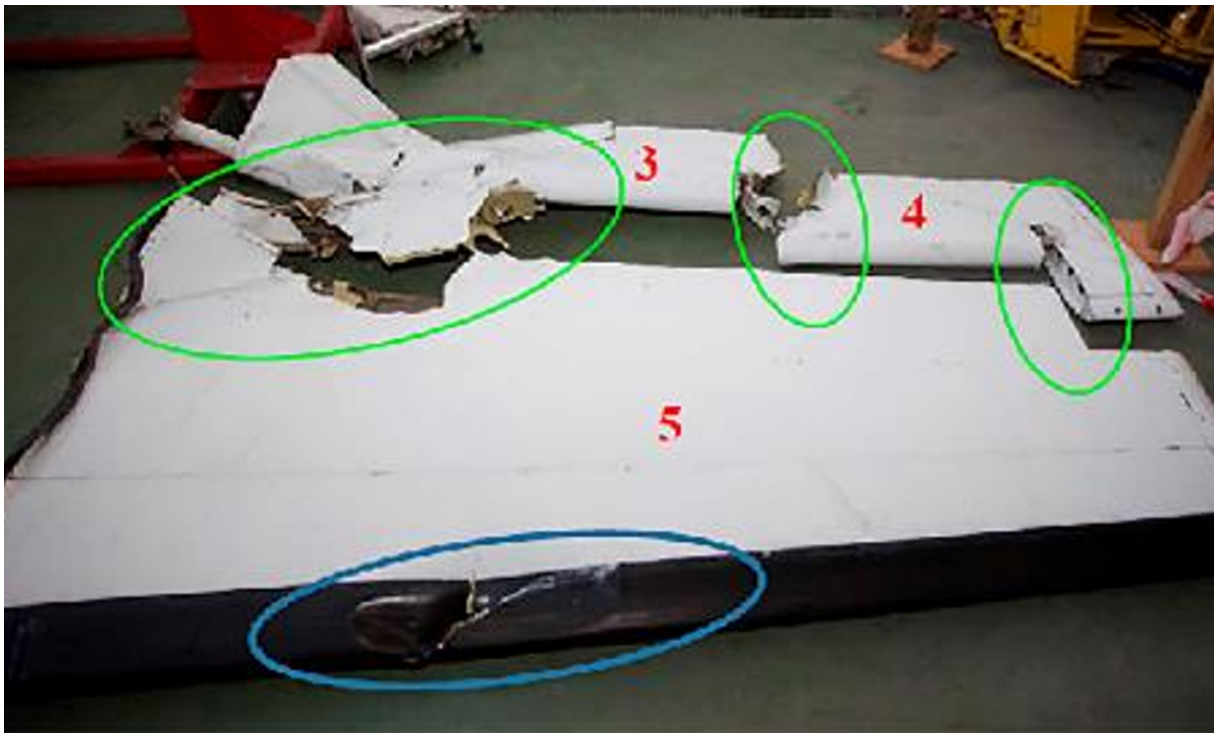


Figura 25. Restos de la parte izquierda de la cola horizontal

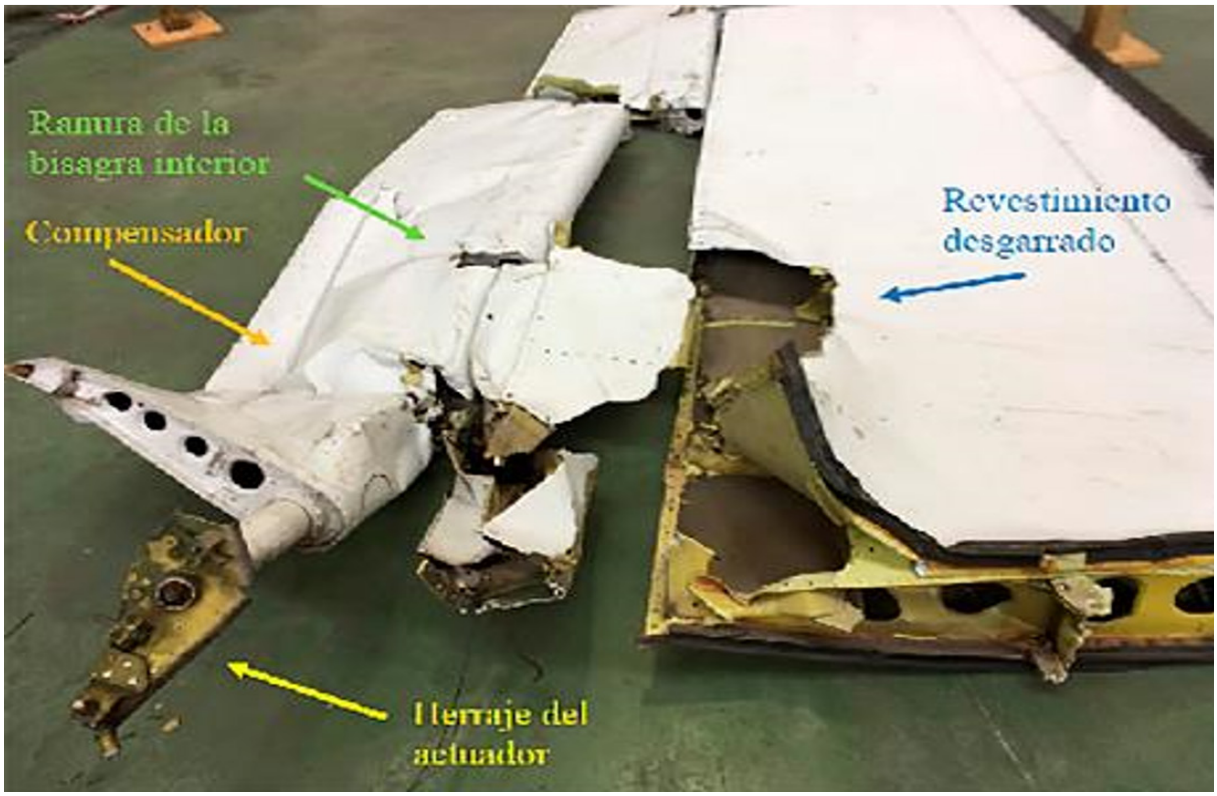


Figura 26. Vista lateral de la zona más próxima al cono de cola del estabilizador y timón de profundidad izquierdo

Los restos de la parte izquierda de la cola horizontal tras el accidente se pueden observar en las imágenes que se presentan a continuación:

- El estabilizador izquierdo no presentaba flexión significativa. La abolladura alargada (marcada en azul en la Ilustración 25 Restos de la parte izquierda de la cola horizontal) sobre el extradós del borde de ataque era compatible con un golpe con una aleta (antena) horizontal situada en el estabilizador vertical. Este estabilizador sufrió un proceso de rotura instantánea dúctil, sometida a cargas de flexión hacia arriba y torsión.

- El timón de profundidad izquierdo se separó del estabilizador por rotura dúctil de los elementos de unión de las zonas de las bisagras exterior e intermedia, y desgarro del revestimiento del estabilizador en la bisagra interior. Para que se produjese este tipo de rotura, los planos del timón y el estabilizador debieron estar girados 90º uno respecto al otro, de cara a permitir el deslizamiento del estabilizador respecto del timón, compatible con la deformación y desgarro observados en la zona de las bisagras.

- La separación en dos partes del timón de profundidad izquierdo se produjo por desgarro del revestimiento a la altura de la bisagra intermedia. Dado que

ambas partes aparecieron muy próximas tras el accidente, resulta muy probable que dicha separación se consumara durante el impacto contra el suelo o a poca altura respecto del mismo.

- El conjunto del mando del compensador izquierdo permanecía en el interior del timón de profundidad, habiéndose doblado el eje del conjunto y roto los cables de mando.

- La separación del timón de profundidad izquierdo respecto del cono de cola se produjo por la rotura instantánea dúctil del tubo de mando al actuador.

De acuerdo con los resultados de los análisis de las roturas de la cola horizontal de la aeronave accidentada, realizados en el Laboratorio de la ETSIAE, se concluye que:

- Todos los procesos de rotura estudiados corresponden a fracturas instantáneas producidas en vuelo, bajo la acción de fuerzas y momentos exteriores, que generaron cargas superiores a las que las estructuras pudieran soportar.

- Respecto de la posible secuencia de fallo de las dos partes de la cola horizontal, parece probable que en primer lugar se produjera la separación del estabilizador izquierdo, arrastrando a su timón de profundidad, que fue arrancado del cono de cola. A continuación se produjo la separación conjunta del estabilizador derecho y de su timón del cono de cola, y tras el golpe con el timón de dirección, se separaron estos dos elementos.

1.17. Información sobre organización y gestión

No aplicable.

1.18. Información adicional

Reglamentación aplicable al mantenimiento de una aeronave con matrícula estadounidense

La Subparte E "Mantenimiento, Mantenimiento Preventivo y Alteraciones" dentro de la Parte 91 de la FAR "Operación General y Reglas de Vuelo" del Título 14, establece lo siguiente:

- En el artículo 91.401(a) se regula que dicha Subparte E es aplicable a todas las aeronaves con matrícula estadounidense, independientemente de dónde estén operando.

- El artículo 91.403 (a) indica que el propietario o el operador de una aeronave es responsable de mantener la aeronave en condiciones de aeronavegabilidad.

- El artículo 91.403 (b) establece que ninguna persona puede realizar mantenimiento, mantenimiento preventivo o alteraciones salvo las autorizadas en esta subparte y en otras regulaciones aplicables.

- El artículo 91.407 (a) regula que ninguna persona puede operar una aeronave a la que se le haya efectuado una tarea de mantenimiento, mantenimiento preventivo o alteraciones salvo que haya sido certificada como apta para el servicio por una persona autorizada de acuerdo con el artículo 43.7 de este capítulo.

La Parte 43 de la FAR "Mantenimiento, Mantenimiento Preventivo, Reconstrucción y Alteraciones" del Título 14, establece lo siguiente:

- En el artículo 43.1(a) se regula que dicha Parte es aplicable a todas las aeronaves que dispongan de un certificado de aeronavegabilidad estadounidense.

- El artículo 43.3 establece qué personas están autorizadas para realizar mantenimiento, mantenimiento preventivo, reconstrucción y alteraciones, entre otros, el poseedor de un certificado de mecánico, el poseedor de un certificado de reparador, el poseedor de un certificado de organización de mantenimiento o, también, cualquier persona trabajando bajo la supervisión de un poseedor de un certificado de mecánico o de reparador si el supervisor personalmente observa el trabajo que está siendo realizado y está disponible físicamente para consultarle.

- El artículo 43.7 establece qué personas están autorizadas para certificar que una aeronave es apta para el servicio tras una tarea de mantenimiento, mantenimiento preventivo, reconstrucción y alteraciones, entre otros, el poseedor de un certificado de mecánico o de una autorización de inspección o el poseedor de un certificado de organización de mantenimiento.

Reglamentación aplicable a una aeronave que opera en España

El Reglamento (CE) nº 216/2008 del Parlamento europeo y del Consejo de 20 de febrero de 2008 sobre normas comunes en el ámbito de la aviación civil y por el que se crea una Agencia Europea de Seguridad Aérea es aplicable, según se establece en su artículo 4.1, letra (c) a aeronaves matriculadas en un tercer país que sean utilizadas por un operador a quien supervise cualquier Estado miembro, o sean

utilizadas por un operador establecido o residente en la Comunidad en rutas con entrada o salida en el territorio comunitario, o situadas en su interior.

El artículo 7.1 establece que los pilotos que operen este tipo de aeronaves han de cumplir los correspondientes "requisitos esenciales" establecidos en el Anexo III del mismo Reglamento. Es más, el artículo 7.2 establece que una persona solo podrá actuar como piloto si es titular de una licencia y de un certificado médico apropiados para la operación que se ha de realizar.

El Anexo VII Operaciones aéreas no comerciales con aeronaves distintas de las motopropulsadas complejas [Parte NCO] del Reglamento (UE) nº 965/2012 de la Comisión de 5 de octubre de 2012, por el que se establecen requisitos técnicos y procedimientos administrativos en relación con las operaciones aéreas, establece en el requisito NCO.GEN.100 que si la aeronave estuviera matriculada en un tercer país, la autoridad competente será la autoridad designada por el Estado miembro donde el operador esté establecido o tenga su sede.

Por otra parte, el requisito ARO.GEN.300 Supervisión establece que la autoridad competente verificará la conformidad permanente con los requisitos aplicables de los operadores no comerciales de aeronaves distintas de las motopropulsadas complejas.

Piloto automático

La aeronave disponía de un piloto automático Bendix M-4D que proporciona los siguientes modos de operación:

1.- Basic Horizon Attitude/ Actitud de Horizonte Básica. Se utiliza para volar con una actitud de alas niveladas. Mantiene la actitud de cabeceo (ángulo de asiento) existente en el momento de seleccionar este modo.

2.- Heading/ Rumbo. Permite seleccionar el rumbo

3.- NAV (Variable Intercept Angle)/ Navegación (Ángulo de intersección variable) y NAV (Fixed Intercept Angle)/ Navegación (Ángulo de intersección fijo). El piloto automático intercepta el radial VOR seleccionado.

4.- Approach (Variable Intercept Angle)/ Aproximación (Ángulo de intersección variable) y Approach (Fixed Intercept Angle)/ Aproximación (Ángulo de intersección fijo). El piloto automático intercepta el localizador ILS o el radial VOR seleccionado

5.- Holding (Localizer)/ Mantener (Localizador). Bloquea la senda de descenso automáticamente cuando se vuela manteniendo el localizador.

6.- Glide Slope Auto/ Senda de descenso automática. Captura automáticamente la senda de descenso cuando la aeronave se aproxima desde abajo.

7.- GS Manual/ Senda de descenso manual. Captura la senda de descenso al seleccionar este modo.

8.- Reverse (Variable Intercept Angle)/ Reversa (Ángulo de intersección variable) y Reverse (Fixed Intercept Angle)/ Reversa (Ángulo de intersección fija). Con este modo, la aeronave seguirá la traza de salida del curso anterior o la de entrada del curso posterior del localizador durante el procedimiento de vuelta.

9.- Altitude Hold/ Mantenimiento de Altitud. Mantiene la aeronave a la altitud seleccionada. El piloto humano debe controlar la potencia.

10.- Pitch Sync Button/ Botón Sincronizador de cabeceo. Con el piloto automático encendido, este interruptor desconecta el eje de cabeceo y el piloto puede ajustar manualmente la actitud de cabeceo del avión. Cuando se suelta el interruptor, el eje de cabeceo se vuelve a conectar y el piloto automático mantendrá la nueva actitud.

11.- Automatic Pitch Synchronization/ Sincronizador de cabeceo automático. Al encender el piloto automático, el sincronizador establecerá la actitud de cabeceo existente en ese momento.

12.- Go-Around/ Aterrizaje frustrado. Si el piloto decide realizar una aproximación frustrada, este modo le permitirá virar hacia el rumbo seleccionado.

El piloto automático dispone también de un amortiguador de guiñada "yaw damper" para mejorar las características dinámicas laterales-direccionales.

Durante un ascenso, al conectar el piloto automático en la subida, el piloto tiene dos opciones:

- Utilizar el botón "Pitch Sync", que mantiene la actitud de cabeceo deseada, o bien

- Utilizar el modo "Horizon Attitude", que hace la misma función

Si desea, además, mantener un rumbo determinado, tiene que seleccionar el modo "Heading".

Para desconectar este piloto automático, el piloto puede hacerlo de diversas maneras:

a. Seleccionando el conmutador AFCS (Automatic Flight Control System) en OFF. El conmutador AFCS controla la alimentación primaria al sistema.

b. Presionando los botones AP y YAW en el panel de control para desconectar el piloto automático y el amortiguador de guiñada.

c. Tirando del interruptor automático del piloto automático.

d. Utilizando el AP-REL (Autopilot Release Switch), situado en la palanca de mandos de vuelo, se desacoplan momentáneamente los ejes de cabeceo, alabeo y guiñada del piloto automático.

e. Presionando y manteniendo presionado el botón de "Pitch Sync" se desconecta momentáneamente el servo de cabeceo

Este piloto automático tiene la siguiente característica operacional:

Durante el vuelo con un motor inoperativo, el piloto ha de ajustar los compensadores o las aletas compensadoras del timón de dirección y del alerón para compensar la asimetría de potencia. Esta compensación de asimetría tiene que realizarla el piloto ya que el piloto automático no lo hace.

En el caso de fallo repentino de un motor, es el piloto el que tiene que actuar de forma adecuada sobre los mandos de vuelo (dirección y alabeo) para mantener el control sobre la trayectoria deseada.

El Manual del piloto automático modelo Bendix M-4D no indica que sea necesario desconectar el piloto automático para compensar la asimetría de potencia.

Este documento también indica:

"que no se intente contrarrestar de forma manual el sistema de piloto automático (actuando directamente sobre los mandos de vuelo) durante el vuelo sin desconectarlo previamente, ya que el piloto automático continuará compensando el avión y oponiéndose a las acciones del piloto. Esto podría dar lugar a una condición de descompensación severa".

En caso de emergencia, se puede actuar sobre el piloto automático para corregir la actitud, pero tanto el piloto automático como el compensador eléctrico deben ser desconectados inmediatamente.

Barrenas

El Manual de Operación del Piloto (Pilot's Operating Manual) dispone de un apartado sobre barrenas en el cual se proporciona la siguiente información:

"Si no se produce una pérdida de sustentación, no se ocasionará una barrena. La pérdida de sustentación se produce cuando los controles son mal utilizados. Es importante que el piloto adquiera la habilidad de reconocer cuando se está produciendo una pérdida de sustentación y de recuperar la sustentación ante los primeros signos de pérdida de la misma. La barrena es el resultado de una pérdida de sustentación y una guiñada.

La aeronave no ha sido probada para recuperarse de una barrena.

En los aviones bimotores, si se produce una pérdida de sustentación cuando uno de los motores está inoperativo, se genera un momento de guiñada que puede inducir una barrena. En esta situación, inmediatamente ha de reducirse la potencia del motor operativo, picar para reducir el ángulo de ataque e incrementar la velocidad para recuperarse de la pérdida de sustentación. Si se retrasan estas acciones, la aeronave entrará en un movimiento de guiñada y de alabeo del que no podrá recuperarse aun accionando los alerones y el timón de dirección. En esta situación, el procedimiento de recuperación de barrenas aceptado comúnmente sería: mover la columna de control hacia delante, aplicar el timón de dirección en sentido opuesto a la dirección del giro y reducir la potencia de ambos motores al ralentí.

Si la pérdida de sustentación o la barrena ocurren en condiciones instrumentales, el piloto, sin referencia del horizonte, puede desorientarse. Podría ser incapaz de reconocer la pérdida de sustentación, la entrada en barrena o la condición de barrena e incluso determinar el sentido de rotación.

Evitar la pérdida de sustentación es la mejor forma de protegerse de una barrena inadvertida; por tanto, es importante mantener la velocidad."

Velocidades de la aeronave

En el Manual de Vuelo de la Aeronave (Airplane Flight Manual) se indican las siguientes velocidades:

1.- Velocidad operacional máxima Vmo: 226 nudos

2.- Margen de velocidades en operación normal: entre 88 y 226 nudos.

3.- Velocidad para mejor velocidad ascensional con un motor V_{YSE}: 111 nudos

4.- Velocidad mínima de control con un motor V_{MC}: 88 nudos

5.- Factor de carga: positivo 3,7 g, negativo: 1,68 g. Además se indica que no se use abruptamente los controles con velocidad superior a 175 nudos.

6.- Velocidad para mejor ángulo de ascenso con dos motores: 102 nudos

7.- Velocidad para mejor velocidad ascensional con dos motores V_Y: 112 nudos

8.- Velocidades para ascenso en crucero

SL- 10000 ft	150 nudos
10.000 ft a 20.000 ft	130 nudos
20.000 ft a 25.000 ft	120 nudos
25.000 ft a 31.000 ft	110 nudos

Observaciones del fabricante de la aeronave sobre la rotura de la cola horizontal y dispersión de la misma

Durante la investigación, se consultó al fabricante de la aeronave sobre las cargas que era capaz de soportar la cola horizontal hasta romperse y qué tipo de maniobra podría romperla.

El fabricante indicó que la cola horizontal fue probada hasta el 100% de su carga última y, en algunos casos, hasta el 110% sin fallos estructurales. La cola horizontal nunca se probó hasta llegar a la rotura; por lo que no podía indicar la carga que la

podría romper. En cualquier caso, la carga, en el momento del accidente, debió superar la carga de diseño de la cola horizontal.

Además, añadió que hay antecedentes de roturas de las colas horizontal y vertical de este modelo de aeronave por descensos con sobre-velocidad por encima de Vne.

Con respecto a cuándo se debió producir la rotura de la cola horizontal, el fabricante considera, que teniendo en cuenta la dispersión de los restos, esta debió tener lugar sobre los 2000 o 3000 ft AGL.

Respuesta del Servicio de Alerta

El Reglamento de Ejecución (UE) 2016/1185 de la Comisión de 20 de julio de 2016 modificó el Reglamento de Ejecución (UE) nº 923/2012 de tal forma que el servicio de alerta, que ha de proporcionarse por las dependencias de los servicios de tránsito aéreo a todas las aeronaves que cuenten con un servicio de control de tránsito aéreo, incluye el siguiente requisito en su apartado SERA.10001:

"Salvo que la autoridad competente indique lo contrario, las aeronaves equipadas con radiocomunicaciones adecuadas en ambos sentidos deberán comunicar durante un período de 20 a 40 minutos después del último contacto, cualquiera que sea el objeto del mismo, únicamente para indicar que el vuelo continúa de acuerdo con el plan, debiendo incluir dicho informe la identificación de la aeronave y las palabras «operations normal» (vuelo normal)".

Sin embargo, no existe un requisito en la normativa europea para que las dependencias de servicios de tránsito aéreo se aseguren que el vuelo transcurre con normalidad cada cierto tiempo.

En la normativa nacional está contemplado que las dependencias de los servicios de tránsito aéreo notifiquen inmediatamente a los centros coordinadores de salvamento si consideran que una aeronave se encuentra en estado de emergencia. La normativa distingue tres fases de emergencia: fase de incertidumbre, fase de alerta y fase de peligro. Para activar la fase de alerta es necesario que se haya activado la fase de incertidumbre y para activar la fase de peligro es necesario que se haya activado la fase de alerta. La fase de incertidumbre se activa cuando:

"1) cuando no se haya recibido ninguna comunicación de la aeronave dentro de los 30 minutos siguientes a la hora en que debía haberse recibido de ella una comunicación, o siguientes al momento en que por primera vez se trató, infructuosamente, de establecer comunicación con dicha aeronave, lo primero que suceda; o

2) cuando la aeronave no llegue dentro de los 30 minutos siguientes a la hora prevista de llegada últimamente anunciada por ella, o a la calculada por las dependencias, la que de las dos resulte más tarde; a menos que no existan dudas acerca de la seguridad de la aeronave y sus ocupantes."

Teniendo en cuenta que con una aeronave en contacto radar el seguimiento es permanente, el servicio de control suministrado a la aeronave debería haber identificado este suceso en el momento en que ocurrió. En este caso concreto, no se activaron ni la fase de incertidumbre, ni la fase de alerta ni la de peligro.

Apoyo del NTSB/FAA durante la investigación

Durante la investigación de este accidente, se solicitó la colaboración tanto del NTSB como de la FAA con el objetivo de clarificar ciertos aspectos relativos a la interpretación y cumplimiento de la normativa de los EEUU en materia de aviación, aplicable a la aeronave N-79CT involucrada en este accidente. Tras repetidas solicitudes por escrito, a fecha de la publicación de este informe, no se ha recibido respuesta.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

Para la identificación de hitos relevantes en el análisis de la trayectoria se ha utilizado la metodología basada en la evolución de la energía específica (energía total de la aeronave por unidad de peso) en función del tiempo. Los valores correspondientes para la energía específica se han obtenido a partir de los datos radar.

2. ANÁLISIS

En el proceso de investigación de este accidente, los aspectos considerados relevantes han sido: la trayectoria descrita, las plantas de potencia y sistemas asociados, los fallos estructurales, el piloto automático, la meteorología en ruta, los factores humanos ligados a la operación de la aeronave, el estado de aeronavegabilidad de la aeronave y su operación. A continuación se detallan los análisis relacionados con estos aspectos que han sido realizados.

2.1. Análisis de la trayectoria descrita por la aeronave

Con los datos de las variables descritas en el Anexo I se ha efectuado un análisis detallado de los distintos tramos de la trayectoria, utilizando la metodología del balance de energía específica en cada uno de ellos combinada con otros aspectos registrados. La secuencia de los hechos puede sintetizarse de la siguiente manera:

A las 16:13 h la aeronave se encontraba en ruta ascendiendo desde el nivel de vuelo 150 hasta el nivel de crucero autorizado 210. El vuelo transcurría con normalidad hasta entonces.

A las 16:13:52 h la velocidad ascensional aumenta ligeramente, a la vez que la velocidad de vuelo comienza a disminuir. A partir de ese instante la velocidad de vuelo continuó disminuyendo progresivamente, mientras que la velocidad ascensional se mantenía sensiblemente constante. Este hecho era debido, muy probablemente, a que el piloto automático estaba activado en los modos para mantener constantes el ángulo de asiento en cabeceo y el rumbo durante el ascenso.

Dado que las variaciones, tanto de la energía específica como de la altitud, con el tiempo son significativamente lineales entre las 16:13:52 h y las 16:15:57 h, se deduce que en ese intervalo las tasas de variación de ambas variables son constantes. En estas condiciones, los análisis efectuados demuestran que la disminución de la velocidad de vuelo es coherente con el mantenimiento de las tasas de variación de la energía específica y de la altitud constantes.

La progresiva disminución de la velocidad de vuelo indica: o bien una disminución progresiva de la potencia/empuje disponibles, o bien un aumento progresivo de la resistencia aerodinámica de la aeronave, o ambas circunstancias a la vez.

Los valores máximos de la energía específica y de la altitud se alcanzaron a las 16:15:57 h.

A las 16:16:02 h, a una velocidad de 119 nudos, además de las disminuciones de altitud y energía específica, se detecta una significativa variación brusca de rumbo, que pasa de 245º a 183º en 5 segundos, a la vez que la velocidad de vuelo se reduce a 83 nudos en este intervalo de tiempo, y la altitud disminuye en 600 pies (182,9 m) desde 19.000 pies.

Tras esta separación de vuelo controlado ("departure") acaecida a las 16:16:02, la velocidad de vuelo continuó disminuyendo hasta un valor de 22,7 nudos a las 16:16:27 h durante el descenso incontrolado de la aeronave en una condición de post-pérdida/giros post-pérdida/barrena oscilatoria, que se desarrolló completamente y se convirtió en una condición de vuelo irrecuperable. Posteriormente a este último instante, la velocidad fue aumentando hasta alcanzar 94 nudos a una altitud de 6.100 pies (1.859 m) a las 16:17:02 h, siendo éste el último dato fiable registrado por el radar. No hay datos desde este punto hasta el impacto con el terreno.

El impacto contra el terreno se produjo verticalmente en actitud prácticamente horizontal, lo que indica que la barrena se convirtió en barrena plana en algún momento del descenso incontrolado.

Con objeto de tratar de identificar los orígenes de la perturbación que provocó a las 16:16:02 h el inicio de la secuencia conducente a la condición de pérdida/post-pérdida/barrena y la consiguiente pérdida de control, se consideraron varios posibles escenarios compatibles con la trayectoria seguida por la aeronave, de acuerdo con los datos de la traza del radar.

Como trasfondo común a estos escenarios, en primer lugar se consideraron las condiciones meteorológicas presentes en la zona atravesada por la aeronave en su ruta.

Los mapas significativos de baja cota (hasta nivel de vuelo FL150) pronosticaban la presencia de abundantes nubes tipo cúmulo o estratocúmulo; con bases alrededor de 1.000 pies y topes por encima de 15.000 pies, con posibles condiciones de engelamiento moderado entre los 9.000 pies y los 12.000 pies, y algún "cúmulus congestus" o torrecúmulo aislado.

El mapa de media y alta cota de WAFC de Londres pronosticaba también la presencia de cumulonimbos en la abundante nubosidad, con topes de 35.000 pies por la zona en la que transcurría el vuelo. En el mapa del tiempo significativo se reflejaba la existencia de turbulencia o engelamiento moderado o fuerte en el seno de los cumulonimbos. Según este mapa, la temperatura en el nivel de vuelo FL180 estaba entre -17ºC y -19ºC.

De acuerdo con estas informaciones meteorológicas, el riesgo de engelamiento en la ruta y en los niveles de vuelo en los que se produjo la separación ("departure") de vuelo controlado de la aeronave era elevado. Por lo tanto, es necesario considerar las condiciones de engelamiento existentes como un factor significativo en los escenarios posibles relacionados con este accidente.

La dificultad relacionada con los análisis conducentes a determinar la influencia del engelamiento es la no disponibilidad de datos para poder precisar el tipo de hielo encontrado, su depósito y formas de acreción, y sus efectos. En concreto no se dispone de los datos relativos a contenido de agua líquida (LWC), tamaño de gotas, existencia y contenido en el aire de gotas de agua superenfriada (SLW/SLWG), etc.

En cuanto a los posibles escenarios compatibles con la trayectoria registrada por el radar, se han considerado los siguientes:

1. Aparición de un momento de guiñada importante hacia la izquierda, cuando la aeronave estaba ascendiendo con alas a nivel. En este supuesto hay que considerar dos casos:

- Fallo "mecánico" del motor izquierdo, produciendo una brusca asimetría de potencia a la vez que una disminución del 50% en la potencia disponible.

  Esto se descarta ya que tras la inspección de los motores se ha determinado que ambos motores estaban produciendo la misma potencia en el momento del impacto contra el terreno, aunque no se ha podido determinar el nivel de la misma.

- Posible "malfunción momentánea de motor izquierdo por efecto transitorio de la presencia de cristales de hielo en el aire". Estas pérdidas de potencia han sido observadas en diversas ocasiones, recuperándose el motor afectado por sí solo, lo que –hipotéticamente- explicaría por qué los dos motores estaban funcionando en este caso.

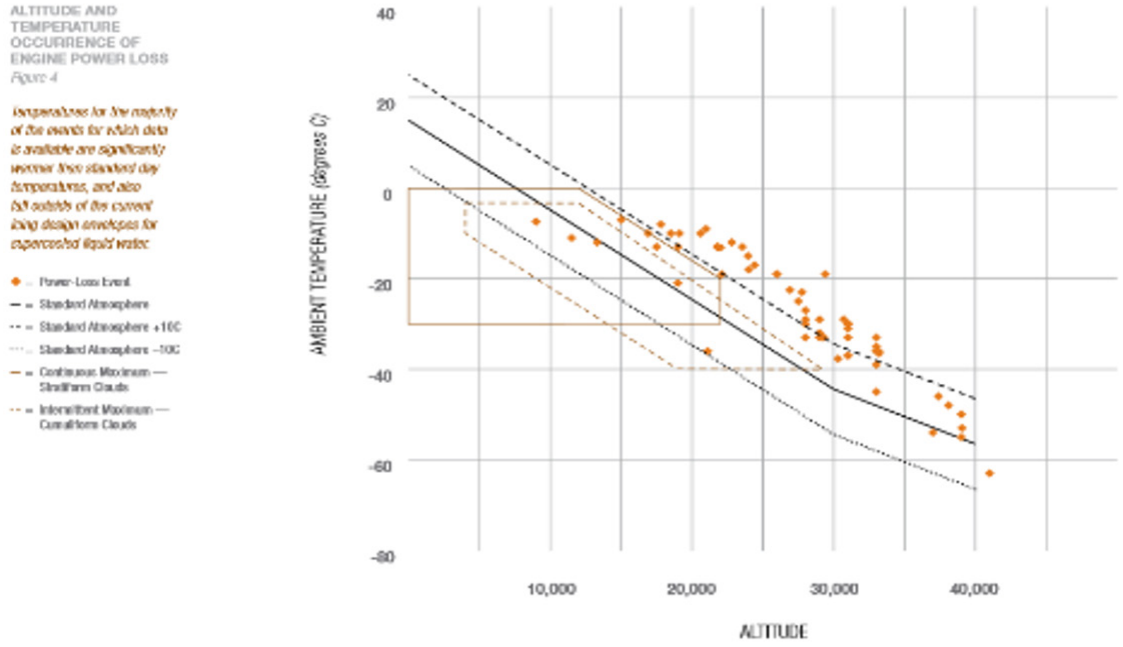


Figura 27. Casos de pérdida de potencia en condiciones de formación de hielo

Este posible escenario no se puede demostrar (por las mismas razones que todos los demás que se han considerado) pero tampoco es descartable.

2. Importante/severa acumulación de hielo (blanco o claro) en las superficies sustentadoras (ala y cola), con los siguientes efectos:

- Aumento de C_D
- Disminución de C_L
- Diminución de la "eficiencia aerodinámica" C_L/C_D
- Disminución de a_{STALL}
- Disminución de C_{Lmax}
- Aumento de peso de la aeronave

Estos efectos, en conjunto o por separado, explicarían que el avión disminuyese su velocidad hasta entrar en pérdida con potencia simétrica en los motores, a una velocidad superior a la Vs sin hielo ($\Delta Vs \approx 20$ nudos) tal como sucedió en este caso. La caída de ala a la izquierda puede explicarse por:

- Asimetría en las formas de hielo del ala
- Efecto de los motores (las hélices giran a derechas, vista desde atrás)
- Perturbación en balance por formación de hielo en la zona de los alerones ("roll upset")

Esta caída brusca a la izquierda podría explicar también el repentino cambio de rumbo ("guiñada a la izquierda") sin que hubiese habido un momento de guiñada a la izquierda.

En el análisis relacionado con este escenario de acreción de hielo, se calculó el efecto sobre las performances de la aeronave, habiéndose obtenido resultados concordantes con la deceleración observada en los datos radar.

Este posible escenario resulta ser el más probable, aunque, al igual que el caso anterior, no se puede demostrar de forma fehaciente. Los motivos son los siguientes:

- No disponibilidad de datos meteorológicos precisos.
- No disponer de datos de FDR.
- No disponer de información sobre la operatividad y operación de los sistemas de la aeronave tras el estado de destrucción en que quedaron sus restos en el impacto contra el terreno e incendio posterior. En particular no ha habido posibilidad de investigar el estado de los filamentos de las lámparas relacionados con los Avisos, ni de obtener información sobre los equipos de protección contra hielo.

Por lo tanto se reitera que no ha sido posible determinar fehacientemente la secuencia conducente a la entrada de pérdida/ barrena y subsiguiente pérdida de control de la aeronave en este accidente.

2.2. Análisis de las plantas de potencia y sistemas asociados

Motores

Después de la inspección detallada y posterior desmontaje de los elementos de ambos motores, se concluye que los daños que se observan en el exterior y en el interior de ambos motores, y las roturas encontradas en sus componentes, no se produjeron en vuelo sino que son totalmente compatibles con el impacto contra el terreno y el fuego posterior que se produjo.

Ambos motores estaban funcionando en el instante del impacto, aunque la potencia que proporcionaban no pudo ser determinada.

Hélices

Ambas hélices estaban girando en el momento del impacto contra el terreno y ninguna de ellas estaba abanderada. La aparente posición de abanderamiento de las palas ha sido debida a la acción de los muelles de abanderamiento, que en ausencia de líquido hidráulico en los cilindros de las dos hélices tras el impacto, hicieron girar las palas hacia esa posición: en el caso de la hélice izquierda, por retorno del líquido, y en el caso de la hélice derecha, por pérdida del líquido tras la rotura del cilindro.

Las hélices estaban provistas de un sistema de velocidad constante. El ángulo de paso de la hélice se ajusta automáticamente en función de la potencia de motor seleccionada. La inspección de ambas hélices reveló que ambos ángulos de paso estaban a unos 23º. Esto sugiere que ambos motores producían una potencia simétrica en el momento del impacto.

Sistemas auxiliares

Tras la inspección de motores y hélices, y descartado el fallo mecánico en estos elementos, se intentó determinar el estado operacional de los sistemas auxiliares en el momento del evento.

Los daños producidos por el impacto y el fuego posterior en los sistemas neumático y de combustible impidieron determinar si contribuyeron al accidente.

Otra vía potencial para explicar un hipotético fallo en la alimentación de combustible está relacionada con el sistema de protección contra la formación de hielo, ya que, en el día del accidente, en la ruta y franja de altitudes de vuelo de la aeronave siniestrada existían condiciones de engelamiento. En particular se trató de comprobar si estaba operativo dicho sistema de protección (System No. 30, Ice & Rain Protection, Page No. 30-1, FAA MMEL Beechcraft Model 90 Series) en el vuelo del accidente. Se prestó especial atención al elemento No.7 'Heated Fuel Vents' (Ventilaciones de combustible calefactadas) de dicha MMEL, al que le asigna Categoría de Reparación "C", especificando en "Observaciones y Excepciones" que: *'May be inoperative provided aircraft is not operated in known or forecast icing conditions'.* Sin embargo - por las razones apuntadas anteriormente y por el estado de los restos tras el incendio- tampoco ha sido posible determinar el estado de operatividad de este elemento.

Por tanto, del análisis de las plantas de potencia y sistemas asociados no ha sido posible concluir si pudo producirse una disminución de potencia en el sistema propulsivo y, de ser cierta esta hipótesis, qué pudo originarla.

2.3. Análisis de los fallos estructurales

Tras los resultados de los análisis de las roturas de la cola horizontal de la aeronave accidentada, realizados en el Laboratorio de la ETSIAE, se ha podido concluir que: todos los procesos de rotura estudiados corresponden a fracturas instantáneas producidas en vuelo, bajo la acción de fuerzas y momentos exteriores, que generaron cargas superiores a las que las estructuras de la cola pudieran soportar.

La ruptura y separación de los elementos de la cola horizontal tuvo lugar en el descenso descontrolado, ya con la barrena completamente desarrollada, a una altura estimada de unos 1000 m AGL. Esta estimación está basada en el patrón de dispersión de los restos de la aeronave siniestrada en el lugar del impacto.

2.4. Análisis de la función realizada por el Piloto Automático (AP)

De la traza de altitud obtenida de los datos radar (sensiblemente rectilínea hasta el comienzo de los eventos desencadenantes) se deduce que el Piloto Automático de la aeronave siniestrada estaba conectado a lo largo de la trayectoria de ascenso. La constancia del rumbo (245º ± 1º) corrobora este aserto.

Durante el ascenso, el piloto tiene las siguientes opciones: utilizar el modo "Horizon Attitude", que mantiene la actitud de cabeceo y las alas a nivel; o bien utilizar el botón "Pitch Sync" que hace la misma función en cabeceo o el modo Automatic Pitch Synchronization.

Lo más lógico es que llevase conectado el modo "Horizon Attitude", y probablemente también el modo "Heading" para mantener el rumbo. En cualquier caso, desde el punto de vista del análisis del efecto de llevar el Piloto Automático conectado sobre la actitud en cabeceo, el resultado sería el mismo.

Puesto que lo que el piloto automático hace en estos modos es mantener constante el ángulo de asiento en cabeceo, Θ, como se verifica que:

$$\Theta = \alpha + \gamma, \text{ donde:}$$

- α es el ángulo de ataque
- γ es el ángulo de la trayectoria

Al mantenerse constante el ángulo de asiento, se verifica que:

$$\Delta\Theta = \Delta\alpha + \Delta\gamma, \text{ luego } \Delta\alpha = -\Delta\gamma$$

A partir de las 16:16:00 h, el ángulo de la trayectoria pasa de ser positivo (aeronave en ascenso) a ser negativo (aeronave en descenso). Este hecho implica un $\Delta\gamma < 0$, y en consecuencia un $\Delta\alpha$ positivo.

En estas condiciones el piloto automático al estar conectado lo que hace es aumentar el ángulo de ataque, es decir: llevar la aeronave a la pérdida.

El análisis de la trayectoria muestra que esta condición ha estado presente en el desencadenamiento de este accidente.

2.5. Análisis de la meteorología en ruta

Durante la investigación no se ha podido obtener datos precisos de la situación meteorológica en el momento del accidente; tan solo se dispone de los pronósticos proporcionados por AEMET. Según los datos disponibles, en el momento del accidente existían condiciones para la formación de hielo moderada o fuerte en ese tramo del vuelo

2.6. Análisis de factores humanos en la operación de la aeronave

Del análisis de la traza radar, se concluye que el piloto volaba con el piloto automático conectado, tal como hacía habitualmente en sus vuelos.

Cuando se originó la perturbación que empezó la secuencia del evento, el piloto no fue capaz de corregirla. Las razones de no poder corregirla podrían haber sido:

a. La posibilidad de que el piloto efectuase acciones agravantes

b. No haber desconectado el piloto automático. El piloto podría haber intentado corregir la guiñada sin éxito al no haberlo desconectado.

c. El piloto, que carecía de la habilitación de tipo para volar esta aeronave, se pudo ver sobrepasado por la situación de emergencia y no tuvo la capacidad de reacción necesaria. Es importante recordar que además las condiciones eran IMC.

Cualquiera de estos tres factores anteriores, por sí solo, o en combinación, explicarían las condiciones de pérdida/post-pérdida/barrena alcanzada por la aeronave accidentada y que, en esta condición de vuelo, su control fuese irrecuperable

2.7. Análisis del estado de aeronavegabilidad de la aeronave

La aeronave accidentada tenía matrícula estadounidense y Certificado de Aeronavegabilidad expedido por la FAA, por tanto, le era aplicable la normativa estadounidense sobre mantenimiento. Según esta normativa de mantenimiento, el propietario de la aeronave es responsable de mantenerla en condiciones de aeronavegabilidad.

En el momento del accidente, la aeronave no era aeronavegable puesto que:

- Las tareas de mantenimiento correctivo efectuadas en noviembre del 2016 fueron realizadas por técnicos de mantenimiento que no estaban debidamente autorizados para efectuarlas y

- No fueron certificadas como requiere la normativa.

Con lo cual, el propietario de la aeronave contrató los servicios de unos técnicos de mantenimiento que no estaban debidamente autorizados para realizar el mantenimiento de esta aeronave y, por tanto, el piloto no debería haber operado la aeronave en estas condiciones.

No obstante, el certificador de la FAA, indicó durante la investigación, que consideraba que los técnicos de mantenimiento habían realizado el mantenimiento correctamente y de haber sido contratado por el propietario de la aeronave para la certificación de estas últimas tareas de mantenimiento lo hubiese hecho.

Durante la investigación, la organización de mantenimiento que realizó las últimas tareas de mantenimiento indicó que había tomado las siguientes medidas:

- Guardar registros de los trabajos de mantenimiento que se realizan junto con certificadores FAA a las aeronaves con matrícula estadounidense

- Solicitar a la FAA la aprobación como organización de reparación.

Estas medidas se han considerado suficientes por la investigación y no se emitirá ninguna recomendación en este ámbito.

2.8. Análisis de la operación de la aeronave

El propietario de la aeronave era un ciudadano español, residente en España, que la utilizaba en sus vuelos privados y, por tanto, le era aplicable el Reglamento (CE) nº 216/2008 del Parlamento europeo y del Consejo de 20 de febrero de 2008. Según establece este Reglamento, una persona solo podrá actuar como piloto si es titular de una licencia y de un certificado médico apropiados para la operación que se ha de realizar.

El piloto accidentado carecía de una licencia con habilitación de tipo en la aeronave accidentada. Por tanto, pilotaba una aeronave para la cual no estaba autorizado.

La normativa europea, el Reglamento (UE) nº 965/2012 de la Comisión de 5 de octubre de 2012, establece que AESA, la autoridad española, ha de verificar la conformidad permanente con los requisitos aplicables de los operadores no comerciales de aeronaves distintas de las motopropulsadas complejas como era este caso. Para cumplir con esta responsabilidad, el requisito ARO.GEN.305 de la citada normativa europea obliga, desde el 25 de agosto del 2016, a implantar un programa de inspecciones a las aeronaves de aviación general por parte de AESA. AESA debería establecer urgentemente dicho programa de inspecciones para cumplir con el citado requisito y cuantas medidas considere oportunas.

No se emitirá ninguna recomendación en este sentido ya que existe normativa en vigor que de haberse cumplido podría evitar este tipo de situaciones.

2.9. Análisis del Reglamento europeo que regula la notificación de sucesos

El Reglamento (UE) nº 376/2014, que regula la notificación de sucesos en la aviación civil, establece en su artículo 4 Notificación obligatoria: *"las personas dedicadas al diseño, la fabricación, el control de la navegabilidad continua, el mantenimiento o la modificación de una aeronave, o cualquier equipo o parte de ella, bajo la supervisión de un Estado miembro o bajo la supervisión de la Agencia"* deberán notificar los sucesos a los que se refiere el apartado 1 del citado artículo.

La aeronave accidentada tenía matrícula estadounidense y, por tanto, su aeronavegabilidad y su mantenimiento no estaban bajo la supervisión de la autoridad española. Las personas que participaron en las últimas tareas de mantenimiento realizadas a la aeronave no estaban obligadas, por la normativa europea, a notificar que la aeronave estaba volando sin ser aeronavegable.

Se considera necesario modificar el Reglamento europeo a fin de ampliar el ámbito de las aeronaves sobre cuyo estado de aeronavegabilidad notificar e incluir también las aeronaves operadas por un operador para el que un Estado miembro garantiza la supervisión de las operaciones o por un operador establecido en la Unión.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- Debido a las condiciones meteorológicas, el aeródromo de Cuatro Vientos estuvo en condiciones instrumentales (IMC) desde las 9:00 h hasta las 14:44 h. El piloto hubo de retrasar el despegue hasta que las condiciones meteorológicas en el aeródromo de Cuatro Vientos lo permitieron.

- El piloto no tenía la habilitación de tipo necesaria para pilotar la aeronave.

- El certificado médico era válido y estaba en vigor.

- Los técnicos de mantenimiento que realizaron las últimas tareas de mantenimiento a la aeronave no estaban autorizados a efectuarlas según la normativa estadounidense

- Las tareas de mantenimiento correctivo efectuadas en noviembre del 2016 no fueron certificadas por un técnico de mantenimiento con certificado A&P (Airframe & Powerplant) y autorización IA (Inspection Authorization) de la FAA como requiere la normativa estadounidense y por tanto la aeronave, en el momento del accidente, no era aeronavegable.

- La MMEL requería que el radar meteorológico se encontrara operativo para este tipo de vuelo. El radar meteorológico estaba inoperativo y su reparación era uno de los motivos del vuelo.

- El piloto no comunicó a los controladores aéreos ningún tipo de fallo técnico de la aeronave durante el vuelo.

- El piloto no mantuvo una velocidad superior a los 140 nudos en los últimos minutos de vuelo (según la recomendación del Manual de Vuelo para vuelos en condiciones de formación de hielo)

- Los controladores aéreos tardaron más de 40 minutos en ser conscientes de que había ocurrido un accidente.

- Los motores estaban funcionando en el momento del impacto contra el terreno.

- Las hélices no estaban abanderadas en vuelo

- El estabilizador horizontal se rompió en vuelo debido a la aparición de cargas durante la barrena que superaron de forma significativa su carga límite de diseño.

3.2. Causas /factores contribuyentes

La investigación ha concluido que este accidente fue causado por la pérdida de control en vuelo de la aeronave como consecuencia de la entrada en pérdida y posterior barrena.

Debido al alto grado de destrucción de los restos de la aeronave tras el impacto contra el terreno y posterior incendio, y a la no disponibilidad de otros datos pertinentes para ello, no ha sido posible determinar con precisión la secuencia del proceso conducente a la entrada en pérdida/ barrena de la aeronave.

La investigación ha identificado como factores contribuyentes:

- La decisión de efectuar el vuelo en condiciones meteorológicas adversas (IMC) a lo largo de la ruta prevista, teniendo en cuenta el hecho de no disponer de radar meteorológico operativo.

- El pronóstico de condiciones de engelamiento moderado a fuerte en zonas de la ruta (presencia de cumulonimbos con topes de hasta 35.000 pies, y con temperaturas entre -17ºC y -19ºC a nivel de vuelo FL180), apuntan a que muy probablemente la formación de hielo o su acumulación sobre la aeronave haya sido un factor contribuyente significativo en este accidente.

- La utilización del piloto automático y su no desconexión al presentarse la situación de emergencia, como se concluye del análisis detallado de los datos radar, pudo contribuir significativamente al proceso conducente al descontrol de la aeronave.

- La inadecuada formación del piloto en situaciones de vuelo anómalas o de emergencia en la aeronave siniestrada, ya que carecía de la habilitación de tipo necesaria para pilotarla.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

El piloto operaba un avión que no era aeronavegable y para el que, además, no disponía de habilitación que le permitiera pilotarlo. La normativa de aviación civil contempla que AESA, como Autoridad española, verifique la conformidad permanente de los requisitos aplicables a los operadores de aeronaves de aviación general mediante un programa de inspecciones. AESA debería establecer urgentemente dicho programa de inspecciones para cumplir con el citado requisito europeo y cuantas medidas considere oportunas.

Debido a que los controladores aéreos tardaron más de 40 minutos en ser conscientes de que había ocurrido un accidente, se considera oportuno emitir la siguiente recomendación:

REC 06/2019. Se recomienda a ENAIRE que incida en los cursos de refresco a controladores en la importancia de llevar a cabo una supervisión continua de la traza radar para evitar situaciones como la descrita en este informe.

El Reglamento (UE) nº 376/2014, que regula la notificación de sucesos en la aviación civil, establece quienes están obligados a notificar. Se considera necesario modificar el Reglamento europeo a fin de ampliar el ámbito de las aeronaves sobre cuyo estado de aeronavegabilidad notificar e incluir también las aeronaves operadas por un operador para el que un Estado miembro garantiza la supervisión de las operaciones o por un operador establecido en la Unión. De tal forma que:

REC 07/2019. Se recomienda a EASA que modifique el Reglamento que regula la notificación de sucesos a fin de establecer la notificación obligatoria de aeronaves que no son aeronavegables y que están operadas por un operador para el que un Estado miembro garantiza la supervisión de las operaciones o por un operador establecido en la Unión.

ANEXO I

ANÁLISIS DETALLADO DE LA TRAYECTORIA DESCRITA POR LA AERONAVE

Se dispone de datos de la trayectoria de la aeronave accidentada, adquiridos a partir de los registros obtenidos cada 5 segundos principalmente por los radares ubicados en Valladolid y Valdespina, que son los que mayor cobertura tienen en la zona del accidente aunque ENAIRE realiza una vigilancia multi-radar de la aeronaves.

Para el correspondiente análisis se han utilizado básicamente los siguientes parámetros: tiempo, t, altitud, h, velocidad, V[12] , ruta, ψ, y velocidad ascensional, Vz obtenidos a partir de los datos radar. Utilizando dos de ellos se ha calculado otro parámetro derivado, con objeto de servir de soporte en el estudio detallado de la trayectoria. Concretamente: se han utilizado los datos de altitud y velocidad para el cálculo de la energía específica (energía total por unidad de peso), e, de la aeronave y su evolución con el tiempo.

Desde el despegue a las 15:57 h hasta aproximadamente las 16:13 h el vuelo transcurrió sin incidencias, en subida continua hacia el nivel de crucero asignado (FL 210), tal como se muestra en la *Ilustración 1*: *Trayectoria de la aeronave hasta el momento del impacto contra el terreno* y en la figura siguiente A.1 donde se representan la altitud, la velocidad, la velocidad ascensional, la energía específica y el rumbo entre 16:00:03 y 16:17:02 (último dato radar fiable).

En la figura siguiente A.1 se observa una velocidad estabilizada, una vez establecido el régimen de subida hacia el nivel de crucero, con una variación lineal de la altitud, una velocidad ascensional sensiblemente constante y un rumbo de 245º. Con estas condiciones de vuelo, la evolución de la energía específica con el tiempo presenta un incremento continuo sensiblemente lineal, indicando normalidad.

[12] Velocidad respecto a tierra.

A 1 Altitud, velocidad, velocidad ascensional, energía específica y rumbo a lo largo del vuelo

En la figura posterior se han representado la altitud, la velocidad, la velocidad ascensional, la energía específica y el rumbo entre 16:13:07 y 16:17:02; es decir, en los últimos minutos del vuelo para los que se dispone de datos fiables de radar.

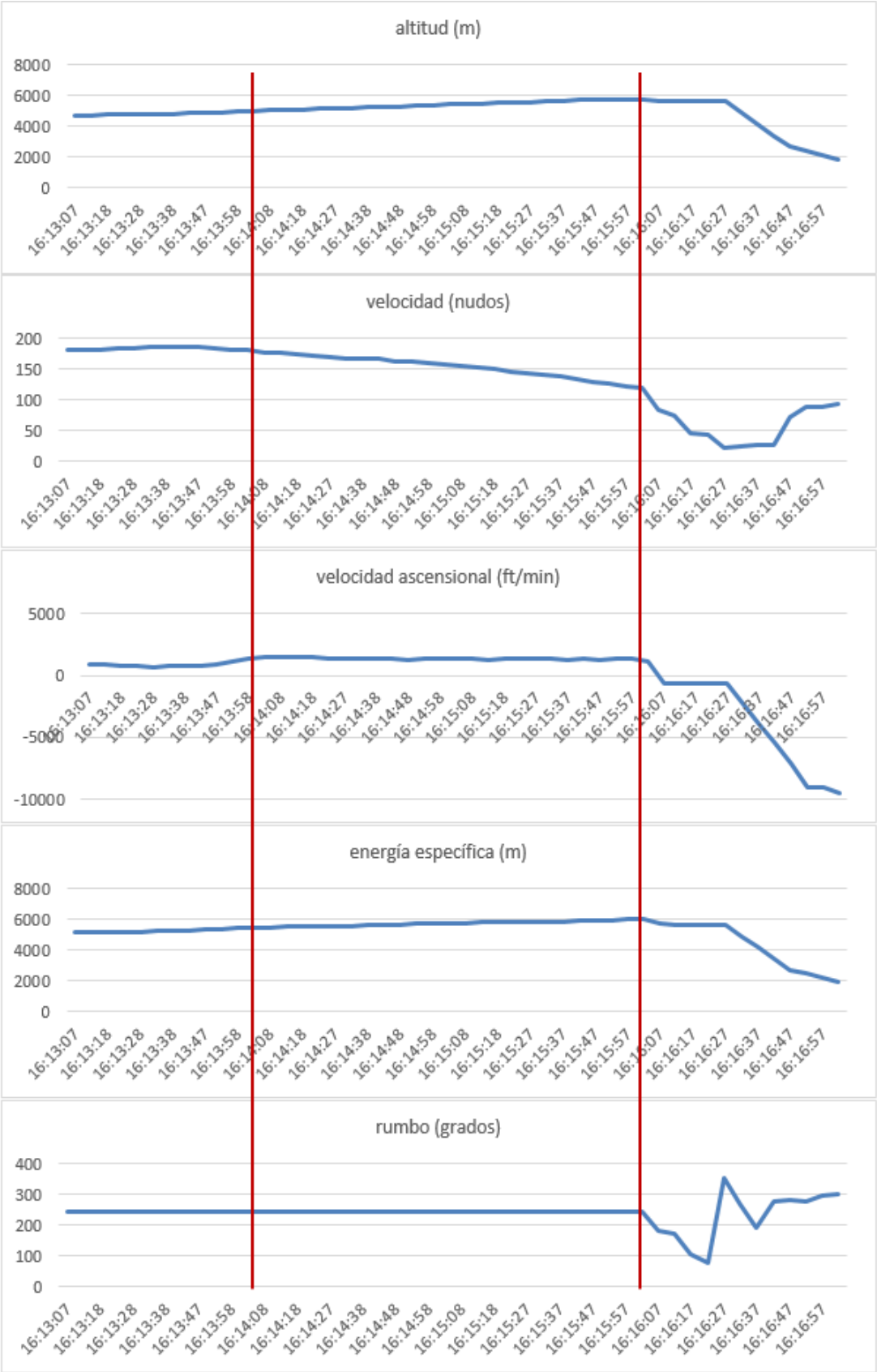
Se observa que la energía específica, e, crece de forma sensiblemente lineal hasta las 16:15:52 h; pasa por un máximo a las 16:15:57 h, y comienza a disminuir, haciéndolo de forma brusca a partir de 16:16:02 h, continuando en su caída hasta la última traza de radar fiable (a las 16:17:02 h, a una H=1859 m/ 6099 ft). A partir de este último punto no se ha podido determinar la evolución de este parámetro en el descenso incontrolado hasta el impacto con el terreno.

La velocidad de vuelo, V, que a las 16:13:53 h era de 185 nudos, comienza a disminuir progresivamente hasta alcanzar 123 nudos a las 16:15:57 h, instante en el que e alcanza su valor máximo y comienza a disminuir significativamente. Continúa disminuyendo (a las 16:16:02 h su valor es de 119 nudos), alcanza 88 nudos (la V_{MC} de la aeronave) aproximadamente a las 16:16:05, y a las 16:16:32 se registra en el radar la velocidad mínima alcanzada en el descenso incontrolado con un valor de 23 nudos. A partir de ese momento la velocidad aumenta progresivamente hasta alcanzar el valor de 94 nudos a las 16:17:02 h, a una H=1859 m/ 6099 ft (último dato fiable del radar). No ha sido posible determinar la evolución del incremento de esta variable en el descenso desde este punto hasta el impacto con el terreno.

La velocidad ascensional, Vz, cuyo valor durante la subida se mantenía entre 850±50 pies por minuto, a partir de las 16:13:58 h se incrementa a 1400±100 ft/min hasta las 16:16:02 h, momento en que empieza a disminuir rápidamente, haciéndose negativa (velocidad descensional de valor 663 ft/min) 5 segundos más tarde. A partir de entonces, la velocidad descensional aumenta progresivamente de valor hasta alcanzar el valor de 9419 ft/min a las 16:17:02 h, a una H=1859 m/ 6099 ft (último dato fiable del radar). Tampoco ha sido posible determinar la evolución de Vz hasta el impacto con el terreno.

El rumbo, ψ, en ruta se mantuvo prácticamente constante desde poco después del despegue, registrándose un valor de 245±1º hasta las 16:16:02 h. En ese momento se produce una guiñada brusca a la izquierda, cambiando el rumbo 61º en 5 segundos (velocidad angular de guiñada r=-12,2 grados/s), pasando a ser ψ = 184º. Continuó la guiñada a la izquierda, hasta ψ = 171º a las 16:16:12 h (r=-2,6 grados/s); ψ = 106º a las 16:16:17 h (r=-13,0 grados/s); ψ = 77º a las 16:16:22 h (r=-5,8 grados/s); ψ = 352º a las 16:16:27 h (r=-17,0 grados/s); ψ = 268º a las 16:16:32 h (r=-16,8 grados/s); ψ = 190º a las 16:16:37 h (r=-15,6 grados/s). En ese momento cambia el sentido de giro (ahora a la derecha), alcanzando ψ = 278º a las 16:16:42 h (r=17,6 grados/s); continúa el giro a la derecha, y a las 16:16:47 h se tiene ψ = 284º (r=1,2 grados/s). Vuelve a cambiar el sentido de giro (otra vez a

la izquierda) alcanzando otra vez ψ = 278º a las 16:16:52 h (r=-1,2 grados/s); instante en el que la aeronave invierte una vez más el giro (de nuevo hacia la derecha), alcanzando ψ = 298º a las 16:16:57 h (r=4,0 grados/s) y ψ = 304º a las 16:17:02 h (r=1,2 grados/s). Dado que este es el último punto fiable de los datos radar, al igual que sucede para los otros parámetros, no ha sido posible determinar la evolución del rumbo de la aeronave hasta su impacto contra el terreno.



A 2 Altitud, velocidad, velocidad ascensional, energía específica y rumbo en los últimos minutos de vuelo