

Informe técnico

ULM A-010/2020

Accidente ocurrido a la aeronave DYNALI H3
'EASY FLYER', matrícula EC-GS5, el 13 de
julio de 2020, en Ontígola (Toledo)

El presente informe no constituye la edición en formato imprenta, por lo que puntualmente podrá incluir errores de menor entidad y tipográficos, aunque no en su contenido. Una vez que se disponga del informe maquetado y del Número de Identificación de las Publicaciones Oficiales (NIPO), se procederá a la sustitución del avance de informe final por el informe maquetado.



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. 5.6 del Reglamento (UE) nº 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 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.....	ii
ÍNDICE	ii
ABREVIATURAS	iii
SINOPSIS.....	5
1. INFORMACIÓN FACTUAL.....	5
1.1. Reseña del accidente	5
1.2. Lesiones personales.....	6
1.3. Daños a la aeronave.....	6
1.4. Otros daños.....	7
1.5. Información sobre el personal.....	7
1.6. Información sobre la aeronave.....	7
1.6.1. Información general.....	7
1.6.2. Boletines de servicio de interés	8
1.6.3. Motor y circuito eléctrico de la aeronave.....	8
1.6.4. Panel de mandos.....	10
1.6.5. Manual de vuelo	11
1.6.6. Mantenimiento.....	12
1.7. Información meteorológica.....	12
1.8. Ayudas para la navegación.....	13
1.9. Comunicaciones	13
1.10. Información de aeródromo	13
1.11. Registradores de vuelo	13
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	16
1.13. Información médica y patológica	21
1.14. Incendio	21
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia.....	21
1.16. Ensayos e investigaciones	22
1.16.1. Inspección del motor	22
1.17. Información sobre organización y gestión	23
1.18. Información adicional	23
1.18.1. Otras especificaciones de certificación de helicópteros ultraligeros....	23
1.18.2. Antecedentes de sucesos similares	24
1.19. Técnicas de investigación especiales.....	24
2. ANÁLISIS.....	25
2.1. Parada del motor	25
2.2. Consideraciones sobre el aviso de bajo voltaje.....	26
2.3. Consideraciones sobre el diseño del sistema eléctrico	27
2.4. Acciones tras la parada del motor.....	28
3. CONCLUSIONES	29
3.1. Constataciones.....	29
3.2. Causas/factores contribuyentes.....	30
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL.....	31

ABREVIATURAS

° ‘ “	Grado, minuto y segundo sexagesimal
°C	Grado centígrado
A	Amperio(s)
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
ATO	Organización de Entrenamiento Aprobada
BCAR	Requerimientos de Aeronavegabilidad Civil Británicos
CS	Especificaciones de Certificación
EASA	Agencia Europea de Seguridad A
ECU	Unidad de control del motor
EFIS	Sistema de instrumentos de vuelo electrónico
ft	Pie (pies)
GPS	Sistema global de determinación de la posición
h	Hora
H	Helicóptero
HL	Hora local
hp	Caballo(s) de Vapor
HUL	Helicópteros Ultraligeros
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros(s) por hora
kPa	Kilopascal(es)
LAPL	Licencia de Piloto de Aeronave Ligera
m	Metro(s)
mAh	Miliamperios Hora
MAF	Multieje de ala fija
MTOW	Peso Máximo en el Despegue
n.º	Número
N	Norte
O	Oeste
OEW	Peso Vacío Operativo
ohm	Ohmio(s)
RD	Real Decreto
R/TC	Radiotelefonía Castellano
s	Segundos
SNS	Sistema de Notificación de Sucesos
T	Temperatura
TULM	Piloto de Ultraligero
UE	Unión Europea
V	Voltio(s)

V/min	Voltio(s) por minuto
VFR	Reglas de Vuelo Visual
VLR	Helicóptero Muy Ligero
W	Vatio (s)

SINOPSIS

Propietario y operador:	Helicópteros Deportivos de España S.L.
Aeronave:	Dynali H3 'Easy Flyer', EC-GS5
Fecha y hora del accidente:	13 de julio de 2020; 12:50 HL ¹
Lugar del accidente:	Unos 7 km al norte de la localidad de Ocaña (Toledo).
Personas a bordo:	Una, Ilesa
Tipo de vuelo:	Aviación general – Otros - Prueba.
Fase del vuelo:	En ruta - Crucero
Fecha de aprobación:	28 de septiembre de 2022

Resumen del accidente:

El lunes 13 de julio de 2020, el piloto de la aeronave Dynali H3 'Easy Flyer', matrícula EC-GS5, despegó a las 12:40 del aeródromo de Ocaña (Toledo), con la intención de hacer un vuelo de prueba. 8 minutos después de despegar, la aeronave sufrió una pérdida de corriente eléctrica que conllevó una parada de motor. En ese momento se encontraba en vuelo de crucero a unos 1100 m de altitud y aproximadamente a 10 km al norte del aeródromo de Ocaña y a 6 km al este del municipio de Ontígola. Tras la parada de motor, el piloto realizó la maniobra de autorrotación, pero en la parte final de recogida, las palas del rotor principal impactaron contra el mástil de cola después de que éste se hubiera deformado al impactar con el terreno, produciendo graves daños a la estructura del helicóptero.

El piloto resultó ileso y la aeronave sufrió daños importantes.

Se considera que la causa probable del accidente fue la incorrecta realización de la maniobra de autorrotación debido a una parada de motor en vuelo.

Se han emitido dos recomendaciones de seguridad dirigidas a 'Dynali Helicopter Company'.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del accidente

El lunes 13 de julio, aproximadamente a las 12:30 HL, el piloto de la aeronave Dynali H3 'Easy Flyer' se encontraba en el aeródromo de Ocaña (Toledo) con la intención de realizar un vuelo de prueba de la aeronave. Encendió y apagó la aeronave en varias ocasiones para hacer diferentes pruebas, y esperó a que se calentase el aceite. Unos 7 minutos después del último encendido, comenzó un vuelo estacionario a poca distancia del suelo. Sin embargo, pocos segundos antes de elevarse, el voltaje de la batería descendió por debajo de 12 V, encendiéndose la luz de alarma de la computadora de a bordo (ECU). En ese momento el piloto no se percató de la alarma ni del bajo nivel en el indicador de voltaje

¹ Todas las referencias horarias indicadas en este informe se realizan en hora local, salvo que se especifique lo contrario.

de la batería. Comenzó un rodaje y finalmente despegó, elevándose a una altura de unos 1000 ft sobre el aeródromo, dirigiéndose hacia el norte. Durante el vuelo, el alternador del helicóptero no fue capaz de cargar la batería, por lo que el voltaje siguió descendiendo poco a poco. Después de unos 8 minutos de vuelo, el piloto se percató de una bajada de revoluciones del motor, al activarse la alarma del Sistema de Instrumentos de Vuelo Electrónico (EFIS). Al comprobar el panel de instrumentos, el piloto observó que el nivel de la batería estaba bajo. Decidió cortar algunos sistemas para intentar que el alternador fuese capaz de cargar la batería de nuevo, pero sin éxito. Tras unos segundos, la batería bajó por debajo de 7 V y el motor se detuvo.

Según su declaración, el piloto decidió entrar en autorrotación, bajando el mando colectivo y tratando de descender con velocidad constante. Estabilizó el descenso a unos 100 km/h y buscó un campo propicio para un aterrizaje de emergencia. Como la aeronave ya no tenía suministro eléctrico, no fue capaz de saber con exactitud las revoluciones del rotor durante el descenso, pues estas se muestran en el EFIS, que estaba apagado. Finalmente, el piloto decidió aterrizar en un sembrado, en dirección norte y paralelo a un camino.

Poco antes de posarse, a unos 3 m del suelo, el piloto declaró que tiró del mando cíclico hacia atrás para comenzar una flotación a unos 80 km/h, estabilizándose a alrededor de un metro de altura y 60 km/h de velocidad traslacional. En ese momento realizó una frenada rápida tirando completamente del cíclico para frenar lo máximo posible la velocidad traslacional. Después estabilizó el helicóptero empujando el cíclico y levantó el colectivo para que la inercia del rotor frenase aún más la caída, tratando de posarse en el suelo sin velocidad traslacional.

En algún momento de esta maniobra, las palas del rotor principal, que giran a derechas, impactaron con el estabilizador vertical y el mástil de cola, haciendo que el helicóptero guiñase rápidamente hacia la derecha. El piloto declaró pisar el pedal izquierdo para intentar contrarrestar el viraje, pero sin resultado. Tras guiñar unos 180°, el helicóptero impactó finalmente contra el suelo.

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Mortales				
Lesionados graves				
Lesionados leves / Ilesos	1		1	No aplicable
TOTAL	1		1	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave tuvo daños importantes en la cola, rotores principal y antipar, carlinga y tren de aterrizaje.

1.4. Otros daños

No aplicable

1.5. Información sobre el personal

Piloto de la aeronave:

- Edad: 52 años
- Licencia: Piloto de ultraligeros (TULM) – expedida en 2011 por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA)
- Habilitaciones:
 - Multieje de ala fija (MAF), válida hasta noviembre de 2021
 - Helicóptero (H), válida hasta octubre de 2020
 - Radiotelefonía Castellano (R/TC)
- Certificado médico: Clase 2 (válido hasta mayo de 2020) y LAPL, válido hasta mayo de 2021.
- Horas de vuelo totales: 562 h
- Horas en el tipo de aeronave: 541:37 h
- Horas de vuelo en el último año: 30:03 h
- Horas de vuelo en los últimos 3 meses: 1:07 h
- Formación anterior: El piloto había realizado anteriormente numerosas prácticas de autorrotaciones recuperadas (dejando el motor en ralentí y quedándose a unos metros del suelo). Autorrotaciones completas hasta el suelo había hecho cuatro anteriormente, aunque también con el motor al ralentí, pues parar el motor por completo se considera un riesgo demasiado alto.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Información general

La aeronave accidentada es un H3 'Easy Flyer', Fabricado por 'Dynali Helicopter Company', con un MTOW de 450 kg, y un OEW de 278 kg. El año de construcción fue el 2014. En el momento del accidente, el horómetro de la aeronave marcaba 227 horas.

Es un helicóptero ultraligero con carenado de fibra de carbono y patines. Monta un motor Rotax 912 ULS de 110 hp, con inyección electrónica diseñada por Dynali. Las palas del rotor principal giran a derechas y está diseñado para que el piloto se siente a la izquierda si viaja solo. Ha sido diseñado siguiendo las especificaciones de certificación francesas para helicópteros ultraligeros. Posteriormente se obtuvo el Certificado de Tipo en España siguiendo la normativa nacional, en el 2016.

La aeronave tenía el Certificado de Aeronavegabilidad Restringido en regla, emitido por AESA. El número de serie es el H3-22-1443.



Ilustración 1: Aeronave Dynali H3 "Easy Flyer" EC-GS5 (tomado de AviationCorner.net)

1.6.2. Boletines de servicio de interés

Originalmente, el diseño del helicóptero disponía de dos estabilizadores verticales paralelos de menor altura, pero se decidió cambiar por un único estabilizador más alto, para mejorar la estabilidad del helicóptero en crucero (ver Ilustración 2). Sin embargo, de este modo la eficacia del rotor de cola se vio reducida, pues el estabilizador interfería en su flujo de aire. Por ello, posteriormente se emitió otro boletín de servicio en el que se pedía adelantar el estabilizador vertical 20 cm.



Ilustración 2: Diseños anteriores de los estabilizadores vertical y horizontal

1.6.3. Motor y circuito eléctrico de la aeronave

El motor que monta la aeronave es un Rotax 912 ULS (110 hp) de inyección electrónica, siendo esta última desarrollada por Dynali. El motor Rotax 912 ULS original es de 100 hp,

pero con la inyección electrónica de Dynali, la potencia aumenta a 110 hp. Según la cartilla del motor, este tenía 346:16 h en el momento del accidente.

Según el punto 3.5 del Manual de Mantenimiento del Rotax 912, la versión ULS no está certificada, pero no es necesaria su certificación para uso en ultraligeros, ya que en ese caso debe certificarse el conjunto de aeronave y motor. Sin embargo, se añade que este tipo de motores se ha fabricado usando los mismos estándares que las versiones certificadas y testadas.

En las versiones vigentes a fecha del accidente de los manuales de instalación y mantenimiento del Rotax 912, aparece la siguiente advertencia de seguridad:

- “Este motor ha sido desarrollado y probado exclusivamente para aeronaves de ala fija y autogiros, en aplicaciones de empuje o tracción. En caso de cualquier otro uso, el fabricante de la aeronave será responsable de hacer pruebas necesarias para asegurar el correcto funcionamiento del motor.”

Debido a estar diseñado para su uso en aeronaves de ala fija, donde se puede aprovechar el flujo de aire para su refrigeración, el Rotax 912 podría no refrigerarse adecuadamente al estar instalado en un helicóptero, que tiene la capacidad de volar a punto fijo. Por esta razón, el motor del H3 tiene acoplados en la parte de abajo dos ventiladores eléctricos. Estos se activan automáticamente cuando la T del aceite del motor es elevada (el primer ventilador cuando la T supera los 97°C y el segundo al superar los 103°C, según los datos extraídos del EFIS). La potencia de estos ventiladores depende del voltaje de la batería. De este modo se puede refrigerar el motor incluso volando a punto fijo.

El circuito eléctrico de la aeronave está alimentado por el alternador de serie del Rotax 912 ULS (de 250W de potencia a 5800 rpm) y una batería ‘Aliant Type X3’ de 13,2 V Nominales, 6900 mAh de capacidad y que puede durar hasta 7000 ciclos de carga y descarga con más del 70% de su capacidad, según su manual. El sistema eléctrico alimenta diversos sistemas como los ventiladores, las luces del helicóptero, el sistema de comunicaciones, la bomba de combustible, la computadora de a bordo (ECU)...

El motor 912 ULS dispone, de serie, de dos circuitos eléctricos separados para alimentar las bujías del motor, por lo que el fallo de uno de ellos no provocaría una parada del motor.

El fabricante fue consultado sobre si el sistema eléctrico puede funcionar con batería descargada, y por tanto sólo con el alternador. La respuesta fue que en teoría sí puede, ya que la batería está conectada al circuito eléctrico en paralelo, por lo que el alternador podría suministrar energía al sistema eléctrico, siempre y cuando la demanda eléctrica no supere su capacidad (250W). Sin embargo, volar así no es recomendable, pues la batería es necesaria para ayudar a estabilizar la corriente tras el rectificador del alternador, y para suplir picos de demanda eléctrica del sistema. Además, La ECU necesita un flujo de corriente estable para funcionar correctamente.

El sistema de inyección de combustible está controlado por la ECU, por lo que el motor necesita de suministro eléctrico para poder funcionar.

El fabricante ofrecía, en el momento del accidente, una mejora de seguridad opcional para la compra del modelo H3 que consistía en un circuito eléctrico adicional, con un segundo alternador de 500 W y otra batería. Esta opción extra aumentaba el peso de la aeronave en 3 kg. Se incluía de serie en las opciones de más alta gama, y para las demás tenía un coste de 1313 euros. Posteriormente al accidente, esta opción se incluye de serie en todos los modelos vendidos por Dynali.

1.6.4. Panel de mandos



Ilustración 3: Panel de mandos del Dynali H3

El panel de mandos dispone de instrumentos analógicos, como un anemómetro y un variómetro, y de una pantalla digital para completar la información, donde se pueden ver las revoluciones del motor y del rotor principal, entre otros datos.

El panel de mandos tiene luces de aviso de diferentes colores para su fácil identificación por el piloto. El grupo principal de luces está en la parte de arriba, justo debajo del reborde del panel de instrumentos, que puede protegerlas de la incidencia directa de la luz del sol. Entre ellas está la luz de alarma del alternador ('GEN'), de color rojo, que

avisa cuando no se suministra energía por parte del alternador a los componentes eléctricos. Según el manual de vuelo, si se enciende esta luz se debe aterrizar inmediatamente.

Además, hay 3 luces más de aviso en la parte inferior del panel. En particular, la luz de alarma de la ECU que avisa, entre otras cosas, de baja temperatura de aceite o de bajo voltaje de batería, está situada abajo a la derecha en el panel (de color rojo). El manual de vuelo estipula que hay que esperar a que se apague antes de despegar (para que se caliente el aceite), y que si se enciende de nuevo en vuelo, se aterrice inmediatamente.

En esta zona es más fácil que la luz solar incida directamente en la luz (ver Ilustración 4). En las versiones actuales del helicóptero, sin embargo, esta alarma aparece directamente en la pantalla principal digital (EFIS).



Ilustración 4: incidencia del sol en alarma de baja batería (entre otros avisos)

1.6.5. Manual de vuelo

Se exponen a continuación partes relevantes del manual de vuelo de la aeronave:

Respecto a los límites de operación, el manual de vuelo estipula lo siguiente:

- El motor no debe ponerse en marcha con una T ambiente de más de 40°
- No deben obtenerse valores de carga negativos en ningún momento.

Con respecto a este límite, el manual hace la siguiente advertencia:

“Los valores de carga negativos están totalmente prohibidos. Evitar sobrecontrol de mando cíclico hacia adelante después de haber realizado un control de paso cíclico hacia atrás o un aumento de paso de colectivo. Todas las maniobras deben realizarse sin brusquedad y con mínimos ajustes, especialmente esta que puede poner al helicóptero en cargas de factor negativo.”

Por otra parte, en la sección de procedimientos de emergencia, dice lo siguiente:

“3.1 FALLO GENERAL DE MOTOR

- TODO PILOTO DEBE ESTAR PERFECTAMENTE ENTRENADO PARA

REALIZAR AUTORROTACIÓN.

- Una pérdida de potencia puede estar causada por un fallo en el motor o en la transmisión.
- Un cambio en el nivel de ruidos, un movimiento de guiñada inesperado o una pérdida de revoluciones (RPM) pueden indicar un fallo de motor.
- Un ruido inusual puede indicar un fallo de transmisión, así como vibraciones y guiñada incontrolada. En todas esas circunstancias debe iniciarse la autorrotación.
- Cuando se escuche un ruido sospechoso o golpe, preste atención, baje el colectivo y actúe.

3.2 FALLO DE MOTOR POR ENCIMA DE LOS 500FT

- Bajar el colectivo completamente e iniciar la autorrotación.
- Cortar potencia y aplicar pedal izquierdo según requiera para mantener el rumbo.
- Mantener la velocidad de traslación superior a 100km/h
- Usar el colectivo para mantener las RPM del rotor.
- Seleccionar área de aterrizaje apropiado al viento.
- Aproximándose al suelo, actuar sobre el cíclico para flotación y reduce el ratio de descenso SIN ELEVAR EL PASO COLECTIVO.
- Sobre los 3 metros de altura, llevar el cíclico adelante para mantener el helicóptero en posición horizontal y elevar el colectivo para parar el descenso.
- Preferiblemente aterrizar apropiado al viento.”

1.6.6. Mantenimiento

El programa de mantenimiento de la aeronave se había cumplido correctamente, siendo la última tarea de mantenimiento realizada la revisión de 250 h, que se realizó en las instalaciones de Dynali en Francia. El vuelo accidentado era el segundo tras la revisión de la aeronave. En la revisión de 250 h se había revisado, entre otras cosas, que la batería tenía un nivel de carga aceptable, y se había decidido no cambiar. Aunque el programa de mantenimiento español especifica su reemplazo, en el original se permite sólo su chequeo.

No consta en la lista de tareas realizadas de la revisión el que se hiciesen pruebas al alternador de la aeronave, no apareciendo tampoco en el mantenimiento programado de la aeronave. En el mantenimiento programado de los motores Rotax 912 ULS, se especifica que la revisión del alternador se hace en el 'Overhaul', que, en el caso de este motor en concreto, se realizaría a las 2000 h.

1.7. Información meteorológica

La estación meteorológica de la Agencia Estatal de Meteorología (AEMET) en Ocaña, situada a 6 km al sur del lugar del accidente, registró los siguientes datos sobre las 12:00 y 13:00 HL:

- Viento:
 - o Dirección: Norte.
 - o Velocidad media: 7 km/h
- Visibilidad: buena en superficie.
- Nubosidad: despejado.
- Temperatura: alrededor de 31°C.

- Altitud (de la estación meteorológica): 733 m
- Humedad relativa del aire: alrededor del 37%.
- No se produjo precipitación ni avisos de fenómenos adversos.

Por otra parte, la ECU de la aeronave grabó unos parámetros de T de 32°C en el aeródromo y de aproximadamente 26°C a nivel de crucero. El piloto declaró por su parte que el viento durante el vuelo era de unos 9 km/h de dirección Norte.

1.8. Ayudas para la navegación

No aplicable.

1.9. Comunicaciones

No se realizaron comunicaciones desde la aeronave en los minutos antes del accidente, desconectando además el piloto la radio para tratar de reducir el consumo eléctrico los últimos segundos antes de la parada de motor.

1.10. Información de aeródromo

No aplicable.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no estaba equipada con un registrador convencional de datos de vuelo o con un registrador de voz para el puesto de pilotaje, ya que no es preceptivo para este tipo de aeronave. Tampoco tenía un sistema GPS activo durante el vuelo. No obstante, esta aeronave dispone de serie de una unidad de control electrónica del motor (ECU), Modelo 'Motec 400', que controla el funcionamiento del motor y registra ciertos parámetros del vuelo. En la Ilustración 5 se pueden ver los parámetros más significativos del vuelo accidentado (El parámetro 'Aux 3 Duty' y el 'Aux 4 Duty' son la activación de sendos ventiladores instalados en el motor para su refrigeración).

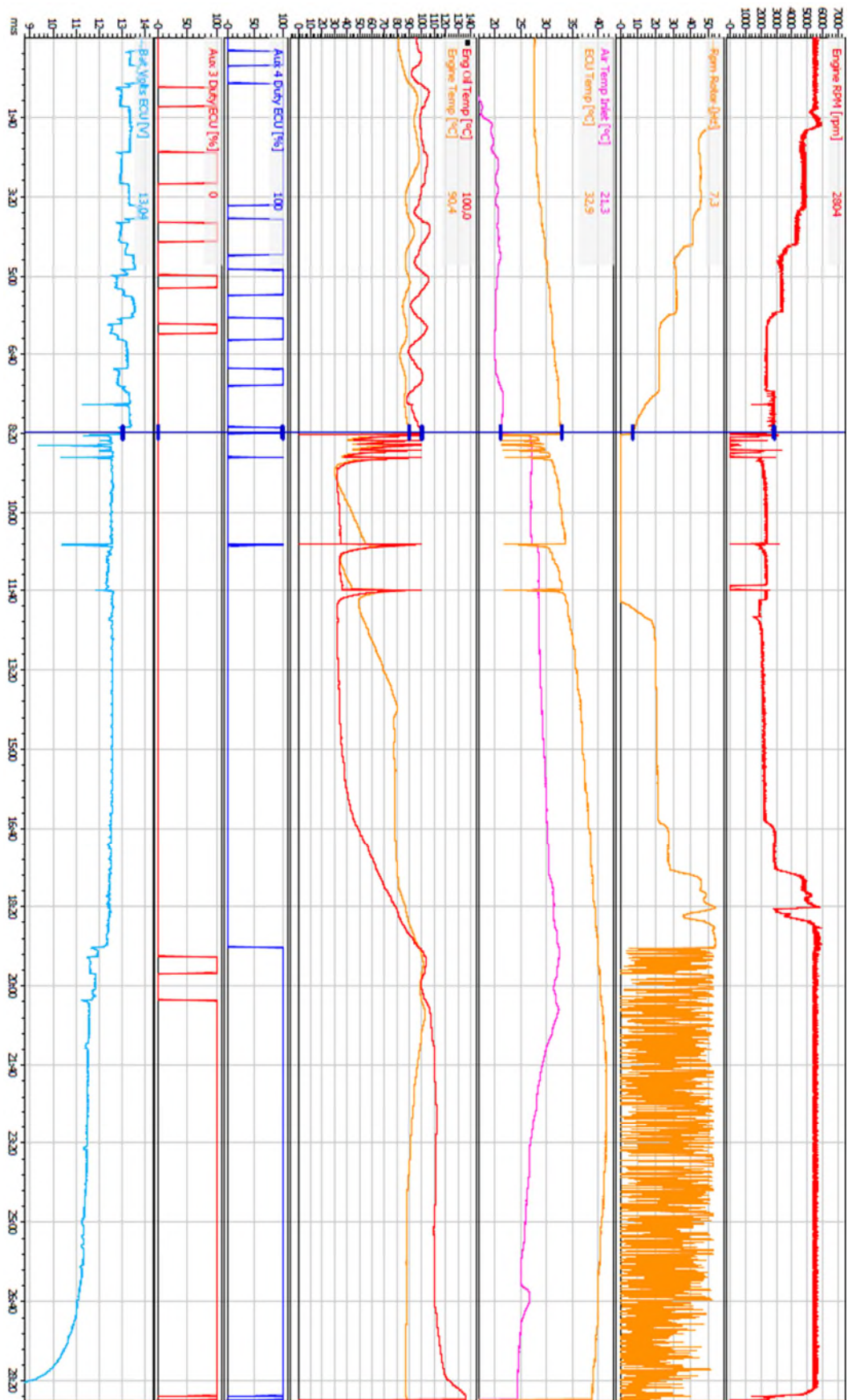


Ilustración 5: Gráfica con los datos más relevantes grabados por la ECU del vuelo accidentado

Se obtuvieron los datos de ese vuelo, además de los datos de otros vuelos de prueba hechos con el mismo helicóptero unos meses antes. Tras un estudio de los parámetros registrados, se obtuvieron las siguientes conclusiones:

- En la última grabación se grabaron 1725 s (28 m y 45 s). Del total, los primeros 502 s (8:20) son de un vuelo anterior al del accidente (denotado por una diferente presión atmosférica tras aterrizar).
- Lo primero grabado del día del vuelo son cinco encendidos y apagados diferentes entre el segundo 502 y el 530. Después se hicieron otros dos más espaciados (en el segundo 641 y en el 699 respectivamente). Se puede apreciar que en el sexto apagado y encendido pasó cierto tiempo, pues hay una bajada en la T de aceite y una subida en la T de admisión. El piloto declaró realizar múltiples encendidos para hacer diferentes pruebas. El nivel de voltaje de la batería tras los encendidos era de 12,5 V.
- En el segundo 1150 (19:10) Ocurren las siguientes cosas:
 - El voltaje de la batería baja de 12 V
 - Se activa de nuevo la alarma del ECU (se había desactivado al subir la T de aceite por encima de 50°).
 - La medición de las rpm del rotor principal empieza a dar valores sin sentido.
 - Se activó uno de los 2 ventiladores (10 s después se activó el segundo). Los dos funcionaron ininterrumpidamente ya hasta el fallo de la batería.

Según declaró el fabricante, al no tener suficiente voltaje, algunas medidas pueden dar valores sin sentido (como las revoluciones del rotor principal). Además, los ventiladores empezaron a funcionar con menor potencia, reduciendo su eficacia.

- El helicóptero se elevó del suelo en el segundo 1163 (19:23), denotado por un aumento importante en el consumo de combustible y en la presión de admisión.
- La presión barométrica es de 93,1kPa en el aeródromo (con una elevación de 773 m). La presión comienza a descender en el segundo 1248 (20:48), por lo que se deduce que en ese momento ya ha comenzado a ganar altura.
- En el momento de la parada de motor, la presión barométrica está en 90 kPa, por lo que la altitud era de unos 1100 m.
- Con respecto la medición de voltaje de la batería:
 - Cada vez que se activaba alguno de los dos ventiladores, había un descenso en el voltaje de alrededor de 0,3V.
 - En el vuelo accidentado, y en los otros vuelos aportados, el voltaje de la batería se iba descargando lentamente incluso a potencia de crucero. Sin tener en cuenta descensos abruptos en el comienzo, el voltaje de la batería decae de manera constante poco a poco, bajando 0,3V en 16 minutos en el primer vuelo (0,018 V/min), y 0,43V en 16 minutos en el segundo (0,025V/min). El vuelo accidentado, comparando la zona en la que el voltaje decae linealmente (antes de la degradación final no lineal), la caída es de 0,1V en 221 segundos (0,027 V/min).
 - Los valores de batería declarados por el piloto (al elevarse y cuando ocurrió el descenso de rpm) no coinciden con los valores registrados por la ECU. El piloto declaró que antes de despegar estaba entre 14 y 15V, pero el registro estaba alrededor de 12,5V, activándose la alarma al descender de 12 V. Pocos segundos antes de la parada, el piloto declaró ver que el instrumento

marcaba 12V y bajando, pero lo que se registró segundos antes de la bajada de rpm del motor era un voltaje de unos 8V, parándose el motor al descender por debajo de 7V.

- Con respecto los ventiladores:
 - Se puede apreciar que cuando la T del aceite sobrepasa 97°C se enciende un ventilador, y al superar 103°C, se enciende el segundo.
 - En el vuelo previo y en el accidentado, se puede apreciar que la T de aceite tiende a subir de los valores mencionados anteriormente y lo hace repetidamente, por lo que se observa que los ventiladores están funcionando intermitentemente en vuelo de crucero.
- Durante gran parte del vuelo, la T del aceite de motor y del refrigerante se mantuvieron estables (alrededor de 110 y 90°C respectivamente). Sin embargo, cuando el voltaje de la batería descendió por debajo de 11V (en el segundo 1600 – 26:39), la T del aceite del motor comenzó a aumentar primero lineal y luego parabólicamente hasta el fallo del motor.
- En el segundo 1709 (28:28) comienza un descenso de las rpm del motor, parándose finalmente el motor en el segundo 1724 (28:44)

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



Ilustración 6: Posición final de la aeronave tras el accidente

El lugar del impacto está situado a unos 9 km al norte del aeródromo de Olocau. Sus coordenadas son 40° 01' 11" N, 3° 30' 15 O. Tras detenerse, la aeronave se encontraba a 10 m al este de un camino y encarada hacia el sur. El terreno donde impactó era un rastrojo. La tierra estaba dura y con restos del cereal recogido, lo que dificulta la detección de las posibles huellas que pudiera dejar la aeronave.

En la Ilustración 7 se muestran la posición en la que se encontraron el helicóptero y las partes que se desprendieron en el accidente. No se encontraron marcas en el suelo de impacto o arrastre excepto donde ya se encontraba la aeronave.

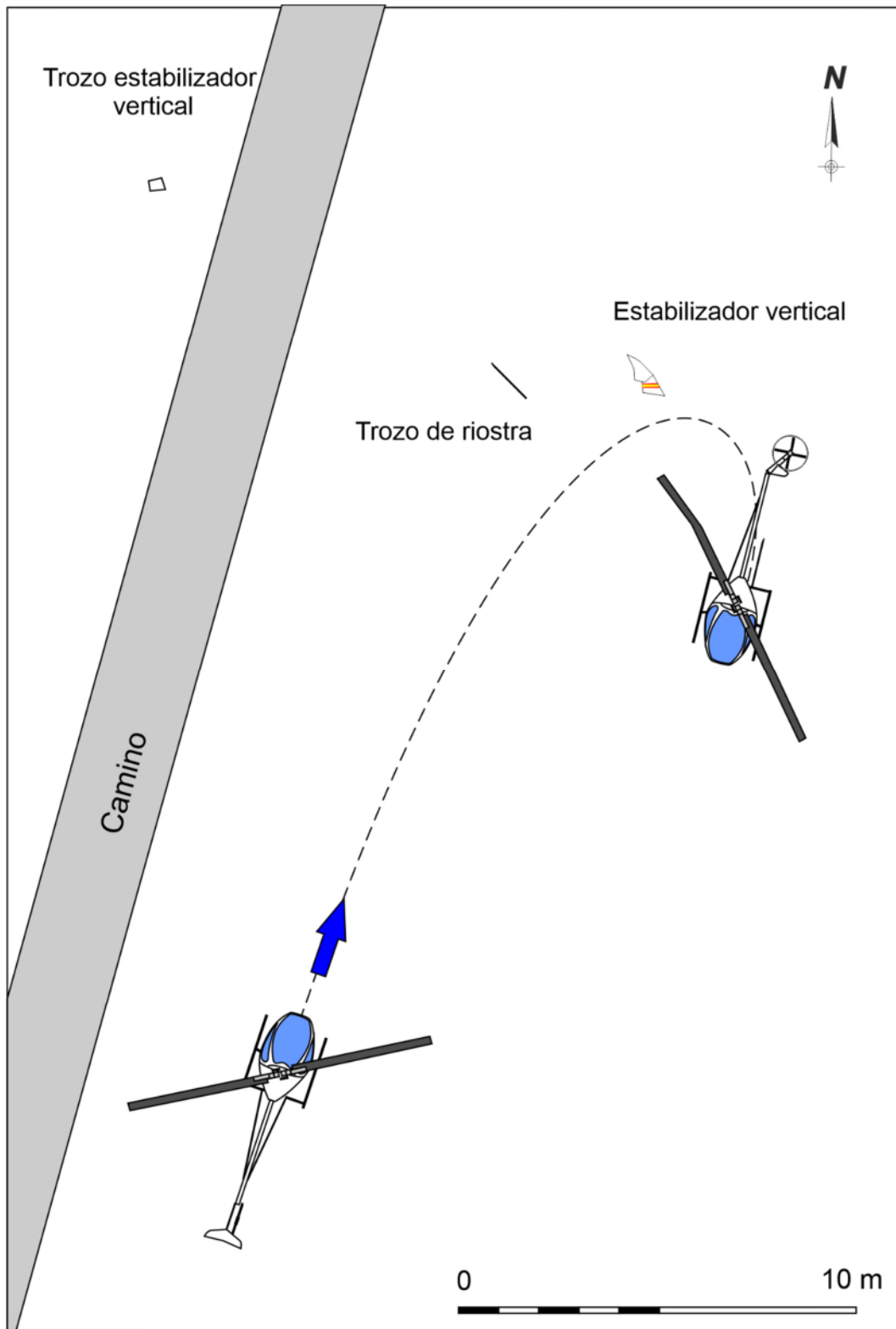


Ilustración 7: Croquis con posición de restos y de la aeronave



Ilustración 8: Dynali H3 en el lugar del accidente

El mástil presentaba una fuerte hendidura en su tercio final, por donde se había doblado y rasgado hasta casi desprenderse. Esta hendidura tenía unos 30 cm de longitud. Se pudo comprobar que había marcas y arañazos en un área de la misma longitud en la punta de una de las palas del rotor principal.



Ilustración 9: Daños en mástil de cola y rotor antipar

La riostra rigidizadora izquierda del mástil de cola (de fibra de carbono) estaba partida en dos puntos diferentes.



Ilustración 10: Rotura de riostra izquierda

La mayor parte del 'Shark Fin' (estabilizadores horizontal y vertical) se había desprendido, quedando sólo la parte del encastre unida al mástil de cola. Se apreció una pequeña muesca en el tercio inferior del borde de ataque del estabilizador vertical (de unos 2x2 cm).

El anillo protector del rotor antipar estaba partido y tenía marcas de haber golpeado en el suelo (restos de tierra). Una de las dos barras metálicas que lo soportan estaba doblada y separada en el encastre. Las palas del rotor antipar (de fibra de carbono) tenían marcas y arañazos, pero no estaban partidas (ver Ilustración 11).



Ilustración 11: Daños en 'Shark Fin' y el rotor antipar

Las palas del rotor principal, de aluminio, presentaban arañazos y restos de pintura blanca y roja en el borde de ataque. También estaban ambas dobladas hacia abajo en el encastre. Además, la pala azul presentaba una fuerte doblez hacia atrás en la parte intermedia y se había girado 180° sobre su eje longitudinal, doblando completamente la varilla del cambio de paso en el proceso (ver Ilustración 12). En cuanto al eje del rotor principal, había marcas de contacto entre éste y el encastre de las palas. El anillo inferior del plato cíclico se había seccionado en un punto.



Ilustración 12: Palas y eje del rotor principal

La carlinga, fabricada en fibra de carbono, se rajó parcialmente desde el enganche inferior izquierdo hasta la ventana. Los enganches superiores a la cabina de la aeronave se desprendieron por completo. Sin embargo, una cinta de sujeción de seguridad (de tela) en la parte superior impidió que la carlinga se desplazase más que unos centímetros, siendo este desplazamiento hacia delante y hacia la izquierda.

Los patines se habían deformado por aplastamiento, alejándose del fuselaje. El patín izquierdo se había deformado apreciablemente más que el derecho.



Ilustración 13: Daños en la cola, rigidizadores del mástil y en los patines.

1.13. Información médica y patológica

El piloto de la aeronave resultó ileso y pudo salir por sus propios medios del helicóptero.

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

1.14. Incendio

No aplicable.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

Los enganches superiores de la carlinga se desprendieron, y ésta se rajó parcialmente desde el enganche inferior izquierdo. Sin embargo, gracias a un enganche de seguridad consistente en una cinta de tela, solo se desplazó unos centímetros en el impacto. De este modo la carlinga no llegó a golpear al piloto.

El asiento y el sistema de retención del piloto cumplieron su función, evitando que el piloto se lesionase.

El piloto pudo salir por sus medios de la aeronave.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Inspección del motor

Inspección de la batería

No se encontró ningún defecto en la batería, pudiéndose recargar y volver a usar tras el accidente en el helicóptero.

Inspección del alternador

- Se procedió a la comprobación estática de las bobinas del alternador. La resistencia entre los cables de la salida del alternador era 27 ohm, mientras el valor máximo aceptable es de 0.8 ohm, según el manual de mantenimiento avanzado del motor Rotax 912.
- La resistencia entre cada uno de los cables de la salida del alternador y masa era de 21/24 ohm, cuando según el fabricante debería ser infinita.
- Se puso en marcha el motor, y con aprox. 4.000 RPM y con los cables del alternador desconectados, la tensión entre ellos era de tan solo unos 15 V, cuando debería ser entre 15 y 20 V en ralentí, o entre 30 y 45 V a altas revoluciones, según el experto técnico consultado.

De las pruebas anteriores se concluyó que algunas bobinas del alternador estaban defectuosas y que, por tanto, el alternador debía suministrar potencia eléctrica por debajo de su valor nominal (que es 250W a 5800 rpm). Sin embargo, durante el vuelo accidentado no se encendió en ningún momento la luz de alarma del alternador, por lo que la degradación no era tan significativa como para que se activase esta alarma.

Inspección del indicador de voltaje de batería

Teniendo en cuenta que los valores de voltaje declarados por el piloto no coincidían con los grabados por el EFIS (ni al comenzar el vuelo ni en el momento de la parada del motor), se procedió a comprobar en el indicador de cabina cuándo se encendía la alarma de baja batería. Esto ocurrió al bajar de 12 V, por lo que coincide con lo grabado por la ECU, y demuestra que el indicador de voltaje en cabina funcionaba correctamente y el vuelo accidentado se inició con un voltaje inferior a 12 V.

Consumo eléctrico de los diferentes sistemas

Se midió también el consumo de los diferentes sistemas del helicóptero, aplicando un amperímetro al circuito eléctrico principal. Algunos sistemas eléctricos no pudieron encenderse por la avería, pero se pudo medir un consumo máximo de 8 A con el motor parado (conectadas las luces, comunicaciones presionando el botón 'Push to Talk', bomba de combustible y ECU). Con el motor y ambos ventiladores encendidos (pero desconectando luces y comunicaciones), el consumo fue de alrededor de 18 A.

El fabricante proporcionó también el consumo eléctrico de los sistemas más importantes de la aeronave:

- | | |
|--|------------------------------|
| - 2 ventiladores SPAL VA08-AP10/C-23°: | 6,5 A cada uno |
| - Bomba eléctrica de combustible | 3 A |
| - Sensor Lambda | sobre 3 A |
| - Luces: | 3 A cada |
| - Enchufe interno: | Depende de lo que se enchufe |

Se puede comprobar que, con ambos ventiladores y el resto de los sistemas encendidos, el consumo es superior al que puede proporcionar el generador (250W, que a 12V resultan 20,8 A).

El fabricante declaró que los ventiladores solo deberían estar encendidos ambos a la vez de manera continuada en casos excepcionales, como un vuelo estacionario en un día caluroso. En esos casos la batería debería suministrar el extra de energía necesaria.

1.17. Información sobre organización y gestión

La empresa 'Helicópteros Deportivos de España' fue la encargada de certificar el helicóptero en España cumpliendo la Orden del 14 de noviembre de 1988. Para ello, se utilizó de material guía especificaciones de certificación de diferentes países, como las BCAR-CAP750-VLH británicas para pruebas de resistencia estructural, o las CS-27 VLR y las HUL francesas para sistemas de vuelo (y utilizando las normas más restrictivas en caso de discrepancias). El Certificado de Tipo en España se obtuvo en el 2016. La intención de la empresa era vender el modelo en España pero, tras el accidente, no se llevó a cabo esta idea, por lo que a fecha de aprobación de este informe, el único helicóptero Dynali matriculado en España es el accidentado.

Esta empresa también había obtenido en 2020 una aprobación ATO como escuela de vuelo de Helicópteros ultraligeros por parte de AESA, donde el piloto accidentado sería el instructor de la escuela. Sin embargo, aún no había comenzado su actividad en el momento del accidente.

Por su parte, la compañía que diseñó el helicóptero, 'Dynali Helicopter Company', utilizó la normativa y especificaciones de certificación francesas HUL (Helicópteros Ultraligeros) para diseñar el helicóptero.

1.18. Información adicional

1.18.1. Otras especificaciones de certificación de helicópteros ultraligeros

Consultada la normativa y las especificaciones de certificación (CS) de aeronaves ultraligeras en cuanto a circuitos eléctricos, se ha encontrado el siguiente punto en las CS VLR (para helicópteros muy ligeros) de EASA (también presente en las CS inglesas BCAR VLR):

'CS VLR 1165 Sistemas de ignición de motor

- (a) Cada de sistema de ignición suministrado por batería debe estar también alimentado por un alternador que funcione como fuente alternativa de energía*

eléctrica para permitir una operación continua de motor si la batería resultara descargada.

- (b) La capacidad de las baterías y generadores debe ser lo suficientemente grande para suplir la demanda de los sistemas de ignición del motor y la mayor demanda de cualquier sistema eléctrico que demande de la misma fuente.*
- (c) El diseño del sistema de ignición debe tener en cuenta:*
 - 1. La condición de un alternador inoperativo*
 - 2. La condición de una batería completamente descargada con el alternador funcionando a su velocidad normal de operación*
 - 3. La condición de una batería completamente descargada con el alternador funcionando a régimen de ralentí, si es la única batería disponible.*
- (d) Debe haber medios para advertir al piloto si alguna parte del sistema eléctrico produce la descarga continua de una batería usada para el sistema de ignición del motor.'*

Hay que notar que este punto no aparece en las especificaciones francesas para helicópteros ultraligeros, que fueron las usadas para diseñar el helicóptero.

1.18.2. Antecedentes de sucesos similares

El fabricante declaró que no habían tenido ninguna parada de motor por pérdida de suministro eléctrico en vuelo en otros modelos de H3 que volaban en otros países, principalmente Francia. En el momento del accidente, el fabricante declaró que había otros 22 modelos de H3 con las mismas características que el accidentado en activo.

En cuanto al número de autorrotaciones efectuadas en España, se realizó una búsqueda en la base de datos de Eccairs, donde se almacenan datos proporcionados por el Sistema de Notificación de Sucesos (SNS). Se buscaron sucesos notificados en los últimos 15 años en España en los que estuviera presente el evento 'autorrotación'. Se encontraron 11. En 9 de ellos hubo daños importantes a la aeronave, y sólo en 2 de ellos la aeronave resultó intacta o con daños menores. Según estos datos, en más del 80% de las autorrotaciones notificadas hubo daños importantes a la aeronave. Aunque aquí no se reflejan las autorrotaciones exitosas que no se hayan notificado, sí da una idea de que es poco probable realizar una autorrotación sin motor evitando dañar la aeronave.

1.19. Técnicas de investigación especiales

No aplicable.

2. ANÁLISIS

2.1. Parada del motor

El sistema de inyección de combustible, diseñado por Dynali, necesita suministro eléctrico para su funcionamiento. Además, el fabricante declaró que es necesario que la batería no esté descargada para que funcione correctamente el circuito eléctrico, pues ayuda a estabilizar la corriente y asumir el exceso de demanda eléctrica. Con la batería descargada, si la demanda eléctrica supera la capacidad del alternador, se pararía el motor. A partir de los datos grabados por el EFIS, se ha podido comprobar que la batería se descargó por completo segundos antes de la parada del motor, en un momento de mucha exigencia eléctrica por parte de los sistemas, por lo que esta es la razón de la parada. En este apartado se va a analizar por qué la batería se pudo agotar en vuelo de crucero.

Se ha descartado un posible fallo de batería, pues en la inspección del avión no se descubrieron evidencias de un mal funcionamiento, y el fabricante manifestó que, en la inspección de las 250h, se le hicieron pruebas a la batería y se determinó que funcionaba correctamente, por lo que no se cambió (permitido por el programa de mantenimiento original del fabricante).

Sin embargo, se comprobó en la inspección posterior al accidente que el alternador estaba defectuoso y, según el registro de datos, la batería se descargaba lentamente en vuelo de crucero (en el vuelo del accidente y en los demás registrados por la ECU). Por tanto, la capacidad del alternador era menor que la nominal. No se había realizado un chequeo del alternador en la última revisión hecha a la aeronave. Según el manual de mantenimiento de Rotax, el alternador debería chequearse en el Overhaul, que en este caso sería a las 2000 h del motor (el motor sólo tenía 346 h en el momento del accidente).

Como se ha visto en el apartado 1.16, el consumo de la aeronave con ambos ventiladores encendidos a la vez (además de otros sistemas de uso habitual como las comunicaciones o la luz), provoca una demanda de energía mayor que la capacidad del alternador. El fabricante manifestó que los ventiladores solo deberían estar encendidos ambos a la vez de manera continuada en casos excepcionales, como un vuelo estacionario en un día caluroso. En esos casos la batería podría cubrir el exceso de potencia necesaria. En lugares calurosos como el centro de la península, sin embargo, esto puede llegar a ocurrir durante una parte importante del vuelo.

Que el alternador funcione a máxima potencia de manera continuada puede tener dos efectos:

1. El extra de energía necesitado por los sistemas tiene que provenir de la batería, por lo que esta no sólo no es capaz de recargarse con el alternador, si no que sigue descargándose en vuelo.
2. Según el experto técnico consultado, demandar del alternador más energía que su capacidad máxima durante un tiempo prolongado puede provocar un sobrecalentamiento y, a la larga, una degradación del barniz que separa las diferentes espiras de las bobinas, reduciendo su potencia y empeorando el

problema. Probablemente sea esta la razón por la que el alternador del helicóptero estaba degradado cuando se inspeccionó.

Adicionalmente, al comenzar el vuelo, la batería ya estaba a un nivel de carga bajo (12,5V según el registrador de datos). El piloto realizó hasta cinco encendidos diferentes, que provocaron que se descargara aún más. Finalmente, se activó la alarma de la ECU al despegar del suelo cuando el voltaje de la batería descendió por debajo de 12V. El piloto no se percató del encendido de esta alarma, y procedió con el rodaje aéreo y posterior vuelo. Al tener un nivel bajo de la batería, la potencia de los ventiladores se vio reducida y, por tanto, su capacidad de enfriar el motor. Esto supuso que se encendieran durante más tiempo y que conllevara una descarga aún mayor de la batería. Tras el despegue, ambos ventiladores estuvieron encendidos casi ininterrumpidamente hasta la parada de motor.

En conclusión, la parada del motor fue causada por iniciar el vuelo con un nivel de batería muy bajo, favorecido por un alternador degradado incapaz de cargarla en vuelo, ya que probablemente había funcionado de manera prolongada a su máxima capacidad con anterioridad.

2.2. Consideraciones sobre el aviso de bajo voltaje

El piloto declaró que, poco antes de despegar, veía el indicador de voltaje entre 14 y 15 V, y que cuando sonó la alarma de bajas revoluciones, el voltaje era aproximadamente 12 V. Sin embargo, se comprobó en la inspección posterior que lo grabado por el EFIS coincidía con la medición del instrumento de cabina, que fueron unos 12,5 V antes del despegue, y menos de 10 V en la parte final. Se concluye que el piloto tuvo que equivocarse a la hora de mirar el nivel de la batería y se descarta un posible fallo del instrumento de lectura de la batería.

En cuanto a no percatarse de la activación de la luz de alarma de la ECU, los siguientes factores probablemente afectaron:

- Se ha podido comprobar en la inspección de la aeronave, que con luz directa del sol incidiendo en la alarma, esta no es muy visible al activarse, y está situada en un lugar donde es fácil que los rayos del sol incidan directamente en ella (ver Ilustración 4).
- La alarma está situada en la parte de abajo del panel de mando, donde está alejada de la línea de visión del piloto. Además, el mando cíclico puede llegar a interferir en su visión por parte del piloto.
- El momento de la activación de la alarma coincidió con el despegue de la aeronave, por lo que probablemente el foco atencional del piloto estaba dirigido a otras tareas.

Se concluye que la ergonomía de esta alarma no es la ideal, dada la importancia que tiene si se activa en pleno vuelo (si se enciende hay que aterrizar inmediatamente). Sin embargo, el fabricante ha manifestado que las nuevas aeronaves ya no se manufacturan de esa manera. En los nuevos modelos, esta alarma se activa en la pantalla digital con la información principal, por lo que sería mucho más difícil que la alarma pasase desapercibida.

2.3. Consideraciones sobre el diseño del sistema eléctrico

Se ha constatado que, debido al diseño del sistema de inyección electrónico y al sistema eléctrico, un fallo de la batería puede provocar una parada de motor si el consumo eléctrico es elevado, pues en ese caso el alternador no es capaz de proveer la energía necesaria a la ECU. Esto es especialmente crítico en lugares calurosos como el centro de la península, donde se vuela muchos días a altas temperaturas. En este caso es muy probable que el alternador esté funcionando a su máxima capacidad durante tiempos prolongados, siendo incapaz de recargar la batería, teniendo más facilidad para degradarse y pudiendo provocar una parada de motor si la batería se descarga por completo. Esto se considera, vistos los resultados, como una situación insegura.

Es cierto que, en el caso de este accidente, el aviso de baja batería funcionó correctamente y con suficiente antelación a la parada de motor, siendo el piloto el que no se dio cuenta y continuó con el vuelo. Sin embargo, las baterías pueden también fallar de manera repentina en pleno vuelo, por lo que se considera una situación insegura que el funcionamiento del motor dependa de una sola batería y un alternador que no siempre cubra la demanda eléctrica.

No se ha encontrado ningún requisito en las especificaciones de certificación (CS) francesas sobre este punto, por lo que el diseño de la aeronave se hizo de acuerdo con la normativa. Tampoco se incumpliría (si se llegase a aplicar) el punto 1165 de las CS VLR de EASA descrito en 1.18, ya que este se refiere específicamente al sistema de ignición del motor (bujías), y el motor Rotax 912 ULS tiene duplicado el circuito de magnetos.

El fabricante era conocedor de los riesgos del uso de la aeronave en climas más cálidos, y por eso recomendaban una opción de compra con un circuito eléctrico duplicado, teniendo un segundo alternador (de 500W) y batería. De este modo aumentaba la capacidad del sistema y la seguridad, al haber duplicidad de circuitos. Esta versión era sólo 1313 euros más cara y pesaba 3 kg más. Se considera que, dado el poco impacto que tiene en la compra del helicóptero y lo importante que es la batería para la seguridad del vuelo, sería recomendable que todos los helicópteros H3 tuviesen de serie esta opción, incluso los que vuelen en climas menos calurosos. Esto se discutió con el fabricante y este tomó la decisión de incluir de serie el segundo alternador y batería en los nuevos modelos. Por tanto, se considera que se ha subsanado la situación insegura de cara al futuro.

En cuanto a los modelos ya existentes volando en otros países como Francia, aunque debido al clima la situación es menos crítica que en España, y a pesar de que no se hayan notificado más casos de pérdida de suministro eléctrico, se considera que es apropiado que tengan conocimiento de los posibles riesgos, y por ello se va a hacer una recomendación al respecto para que estén informados.

Además, en lo relativo a los modelos con un solo alternador de 250W: El programa de mantenimiento de Rotax estipula que el alternador se debe revisar en el 'Overhaul', y el fabricante asumió el mismo período para su programa de mantenimiento. Sin embargo, este motor se diseñó para ser usado en aeronaves de ala fija y autogiros, por lo que este intervalo se calculó sin tener en cuenta el uso del motor en un helicóptero. En este último

caso, debido a los electroventiladores para la refrigeración, se va a dar un consumo eléctrico muy superior al de un avión, estando el alternador mucho más solicitado. Ya se ha visto que el funcionamiento del alternador a su límite de capacidad durante un tiempo prolongado puede resultar en una degradación prematura (como probablemente ocurrió en el helicóptero accidentado). Por tanto, para el caso concreto de los modelos Dynali H3 con un solo alternador, se considera conveniente que el fabricante del helicóptero haga un estudio y, según los resultados, adecúe el plazo de revisión del alternador en su programa de mantenimiento propio. Por lo tanto, se va a realizar una recomendación al respecto.

2.4. Acciones tras la parada del motor

Tras la parada del motor, el piloto comenzó inmediatamente la maniobra de autorrotación bajando el mando colectivo, actuando de manera correcta para evitar perder el momento cinético del rotor principal. No pudo controlar apropiadamente las revoluciones del rotor (como indica el manual de vuelo) porque la pantalla digital donde se muestran estaba apagada por la falta de suministro eléctrico. Por tanto, el piloto se centró en mantener una velocidad indicada de 100 km/h, como indica el manual de vuelo. Eligió una zona plana y sin obstáculos para el aterrizaje, y encaró el viento para la toma (como también estipula el manual de vuelo).

Sin embargo, según la propia declaración del piloto, la parte final de la autorrotación la hizo de una manera más brusca y a menos altura que lo que describe el manual de vuelo. Este último estipula que se comience a reducir la velocidad de descenso cerca del suelo tirando del mando cíclico, y a 3 m sobre el terreno empujar el cíclico hasta poner la aeronave en horizontal y tirar finalmente del mando colectivo. De este modo el aterrizaje se efectuaría deslizando sobre el suelo. Sin embargo, el piloto declaró que comenzó a frenar usando el cíclico a unos 3 metros de altura, y que se estabilizó a 1 metro. En ese momento, y cuando tenía una velocidad horizontal de 60 km/h, efectuó un tirón del cíclico al máximo para frenar por completo la traslación e inmediatamente después empujó el cíclico para estabilizar en horizontal el helicóptero. Después de estabilizar, finalmente tiró del colectivo, con la intención de aterrizar sin deslizar.

En la recogida, al hacer un tirón tan pronunciado (que eleva el morro y baja la cola) a tan escasa distancia del suelo, parece razonable que golpease en el suelo con la cola y quizás también con la parte de atrás de los patines. Las marcas de tierra en el anillo de protección del rotor de cola y su varilla rigidizadora doblada serían consecuencia de este golpe. Esto ayudaría a que el picado comandado posterior fuese más rápido, mientras las palas del rotor principal seguían hacia atrás por la inercia, provocando que golpearan en el 'Shark Fin' y en el mástil. El tipo de terreno, duro y con restos de cereal cortado, haría que pese a haber golpeado en el suelo, no se encontrasen marcas de ello en la inspección. Además, esta maniobra, de hacerse bruscamente, podría provocar factores de carga negativos, que están específicamente prohibidos por el manual de vuelo.

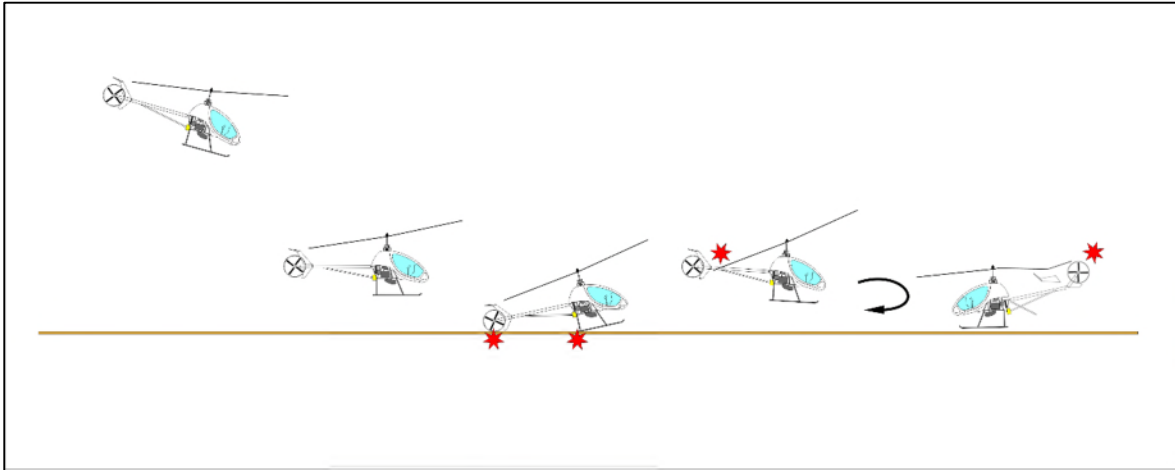


Ilustración 14: Probable secuencia de eventos en la parte final de la autorrotación

El golpe de la pala provocó la rotura y casi separación del último tercio del mástil de cola, así como la rotura por compresión de la riostra izquierda del mástil. Una de las palas se dio la vuelta sobre su eje longitudinal al golpear el mástil. El golpe provocó también que el helicóptero comenzase a guiñar hacia la derecha, por la transferencia de momento cinético del rotor al fuselaje, provocando un giro de 180° a derechas hasta que la aeronave impactó finalmente en el suelo. Una vez perdida la resistencia estructural de la cola, El ‘Shark Fin’ acabó por desprenderse.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- Por el diseño de la aeronave, el motor no puede funcionar sin suministro eléctrico.
- El alternador de 250W no era capaz de cubrir la demanda eléctrica de la aeronave en casos de máxima exigencia.
- El alternador falló las pruebas de funcionamiento correcto, por lo que su capacidad estaba degradada durante el vuelo.
- El día era caluroso (32°), lo que contribuyó a que el sistema eléctrico estuviese sobrecargado.
- Los ventiladores eléctricos se mantuvieron ambos encendidos desde un minuto tras el despegue hasta la parada del motor, ayudando a que la demanda eléctrica de la aeronave durante el vuelo fuese alta.
- La alarma de bajo voltaje de batería se encendió cuando el voltaje de la batería bajó de 12 V (aproximadamente cuando el piloto despegó del suelo). La alarma permaneció encendida durante el resto del vuelo, no percatándose de ello el piloto hasta que se activó también la alarma por bajas revoluciones del motor.
- Tras 9 minutos y 20 segundos de vuelo, la batería bajó de 7 V, momento en el que se paró el motor por falta de suministro eléctrico a la ECU de la aeronave, que controla los inyectores.

- El piloto realizó la maniobra de autorrotación siguiendo el procedimiento establecido en el manual de vuelo excepto en la parte de la recogida, la cual efectuó de manera más brusca y a menor altura de lo especificado, según su declaración.

3.2. Causas/factores contribuyentes

Se considera que la causa probable del accidente fue la incorrecta realización de la maniobra de autorrotación debido a una parada de motor en vuelo.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

Se ha considerado inseguro el hecho de que una aeronave sufra una parada de motor por el fallo de una batería, cuando el alternador está a su máxima capacidad. Dado que el fabricante del helicóptero tenía la opción de vender un suplemento que duplicaría el número de alternadores y baterías, solucionando la situación insegura, y dado que el sobrecoste en peso y dinero era muy poco con respecto al total del helicóptero, se decidió junto con el fabricante que se incluyese en todas las opciones de compra el segundo alternador y baterías por defecto. De este modo, los nuevos helicópteros no tendrían la condición insegura del helicóptero accidentado. Por tanto, no es necesario emitir recomendación de seguridad en ese sentido.

Sin embargo, para que los pilotos poseedores de un modelo de Dynali H3 con un único alternador y batería, se considera que es deseable que sean conocedores del potencial riesgo de volar con nivel de batería bajo y de llevar el alternador a su máxima capacidad. Por ello se va a emitir la siguiente recomendación:

REC 44/22. Se recomienda a 'Dynali Helicopter Company' que distribuya este informe entre los propietarios del helicóptero 'Dynali H3' con motor Rotax 912 ULS, inyección diseñada por Dynali, y solo un alternador y batería instalados.

Además, teniendo en cuenta la posibilidad de una degradación prematura de los alternadores en estos modelos debido al alto consumo eléctrico, se va a emitir la siguiente recomendación:

REC 45/22. Se recomienda a 'Dynali Helicopter Company' que realice un estudio para adecuar, en su programa de mantenimiento, el intervalo de revisión de los alternadores del motor Rotax 912 ULS al necesario para el propósito utilizado, para los modelos con solo un alternador instalado.