Informe técnico

A-027/2019

Accidente ocurrido el día 12 de junio de 2019, a la aeronave AgustaWestland AW139, matrícula EC-NEH, operada por Babcock España, en el término municipal de Albarracín (Teruel, España)

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.

MINISTERIO DE TRANSPORTES, MOVILIDAD Y AGENDA URBANA

SUBECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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) 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, 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 señalas 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 0
ABREVIATURAS 2
Informe técnico A-027/2019 1
Sinopsis 1
1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS 2
1.1. Reseña del accidente 2
1.2. Lesiones a personas 4
1.3. Daños sufridos por la aeronave 4
1.4. Otros daños 4
1.5. Información sobre el personal 4
1.6. Información sobre la aeronave 5
1.7. Información meteorológica 10
1.8. Ayudas para la navegación 10
1.9. Comunicaciones 11
1.10. Información de aeródromo 12
1.11. Registradores de vuelo 12
1.12. Información sobre los restos de la aeronave 22
1.13. Información médica y patológica 23
1.14. Incendio 23
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia 23
1.16. Ensayos e investigaciones 23
1.17. Información orgánica y de dirección 27
1.18. Información adicional 27
1.19. Técnicas de investigación especiales 27
2. ANÁLISIS 28
2.1. Sobre la pérdida de control 28
2.2. Sobre el desprendimiento de las ventanas de emergencia 31
2.3. Sobre el cambio a manual del control de potencia de los motores 32
2.4. Sobre el descenso, la toma y los restos 33
3. CONCLUSIÓN 34
3.1. Constataciones 34
3.2. Causas/Factores contribuyentes 34
4. RECOMENDACIONES 35

ABREVIATURAS

º..... Grado(s)

ACC ..... Centro de control de área

AP ..... Autopiloto

ATPL(H)..... Licencia de piloto de transporte de línea aérea de helicóptero

CITAAM ..... Comisión para la Investigación Técnica de Accidentes de Aeronaves Militares

CFD ..... Computational Fluid Dynamics

COE ..... Certificado de operador especial

DCU ..... Data collection unit

ECL..... Engine control lever

EEC ..... Controlador electrónico de motor

EFM ..... Modelo de elementos finitos

FD ..... Director de vuelo

FDR ..... Registrador de datos de vuelo

FIR ..... Región de información de vuelo

FMM..... Fuel Management Unit (módulo de gestión de combustible)

fpm ..... Pies por minuto

ft ..... Pie(s)

GS..... Velocidad respecto al suelo

h ..... Hora(s)

IAS ..... Velocidad indicada

kg ..... Kilogramo(s)

km ..... Kilómetro(s)

kt ..... Nudo(s)

m ..... Metro(s)

MHz ..... Mega Hertzio(s)

min ..... Minuto(s)

N1 ..... Velocidad del rotor del compresor (N1=Ng)

N2 ..... Velocidad de la turbina de potencia (N2=Nf=Npt)

NR..... Velocidad del rotor

PI..... Power Index

s ..... Segundo(s)

SAR ..... Salvamento y rescate

S/N ..... Número de serie

TACC ..... Centro de control de área terminal

TQ..... Torque

UTC ..... Tiempo universal coordinado

VFR..... Reglas de vuelo visual

Informe técnico A-027/2019

Propietario y operador:	Babcock España
Aeronave:	AgustaWestland AW139, matrícula EC-NEH
Fecha y hora del accidente:	Miércoles, 12 de junio de 2019, 13:30 hora local[1]
Lugar del accidente:	Término municipal de Albarracín (Teruel)
Personas a bordo:	Tripulación: 1 (ileso)
Tipo de vuelo:	Aviación general – otros – vuelo de posicionamiento
Fase de vuelo:	En ruta
Reglas de vuelo:	VFR
Fecha de aprobación:	1 de marzo de 2023

Sinopsis

El miércoles 12 de junio de 2019, el helicóptero AW139, matrícula EC-NEH, operado por Babcock, con indicativo de vuelo INR221A, realizaba un vuelo de posicionamiento desde el aeropuerto de Muchamiel (Alicante) hasta la base de El Musel (Gijón).

A los 53 minutos de vuelo, estabilizado en la fase de ruta sobre la Serranía de Cuenca, el helicóptero voló excediendo los límites de certificación tanto en guiñada como en balance, alcanzando en tres segundos, un ángulo de balance de -140º a la vez que se producían oscilaciones en guiñada con variaciones consecutivas de +54º/s, -31º/s y +70º/s y variaciones en el ángulo de asiento entre -12º y 21º. Como consecuencia de esta pérdida de control se produjo:

- el desprendimiento de dos ventanas de emergencia, y
- el cambio del control de la potencia de los dos motores a manual, debido a una condición de sobrevelocidad de las turbinas, que no fue reconocido por el piloto, y que le llevó a realizar un aterrizaje de emergencia, pensando que los motores habían fallado.

El piloto consiguió estabilizar el helicóptero a los 11 segundos de producirse el evento y, durante 46 segundos, realizó un descenso controlado, con potencia, hasta una zona despejada donde realizó una toma rodada. El piloto, único ocupante, resultó ileso.

La investigación ha concluido que la causa probable del accidente ocurrido al helicóptero EC-NEH fue una pérdida de control en vuelo tras la desconexión del sistema de vuelo automático mediante los interruptores FTR (Force Trim Release) y la asunción del control manual por parte del piloto. La pérdida de control fue debida, probablemente, a una percepción errónea del piloto de la actitud real del helicóptero. El informe no contiene recomendaciones de seguridad.

[1] La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local obtenida del registrador de datos de vuelo. En el periodo estacional del suceso las 13:30 hora local eran las 11:30 UTC. Respecto a las referencias horarias con ATC, existe un desfase de 16 segundos.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del accidente

El miércoles 12 de junio de 2019, el helicóptero AW139, matrícula EC-NEH, operado por Babcock, con indicativo de vuelo INR221A, realizaba un vuelo de posicionamiento desde el aeródromo de Muchamiel (Alicante) hasta la base de El Musel (Gijón)[2]. El comandante, sentado a la derecha[3], era la única persona a bordo. El vuelo, que se había pospuesto en dos ocasiones: el día anterior por motivos meteorológicos y esa misma mañana por una actualización de un equipo de abordo[4] en el cálculo del peso y centrado, se realizaba con un plan de vuelo ATS con una duración prevista de 3 horas 30 minutos. El piloto, que ya había realizado anteriormente el trayecto, había realizado la planificación del vuelo ese mismo día.

El despegue se produjo a las 12:37:03 sin incidencias. Transcurridos 53 minutos de vuelo, el helicóptero se encontraba sobrevolando la Serranía de Cuenca, estabilizado en la fase de ruta, con los modos del director de vuelo IAS, LNAV y ALT acoplados a los autopilotos[5] y el sistema de estabilización ATT. En este punto se produjo lo que el piloto reportó como una "*desestabilización del helicóptero*".

La descripción del suceso realizada por el piloto fue la siguiente: *establecido en ruta notó una fuerte turbulencia que desestabilizó el helicóptero colocándole en una posición de morro arriba y alabeo a la derecha de casi 90º, que consiguió recuperar. Durante esta maniobra notó aire que le venía de su izquierda y que, más tarde, cuando pudo girar la cabeza, comprobó que se debía a que una ventana trasera de ese lado se había desprendido. Además, se produjo el fallo de los dos motores que le llevó a iniciar una autorrotación y un aterrizaje de emergencia. Durante el evento, las cartas de navegación que llevaba se colocaron encima de los paneles de instrumentos. Cuando aterrizó fue consciente de que la ventana de su lado también faltaba.*

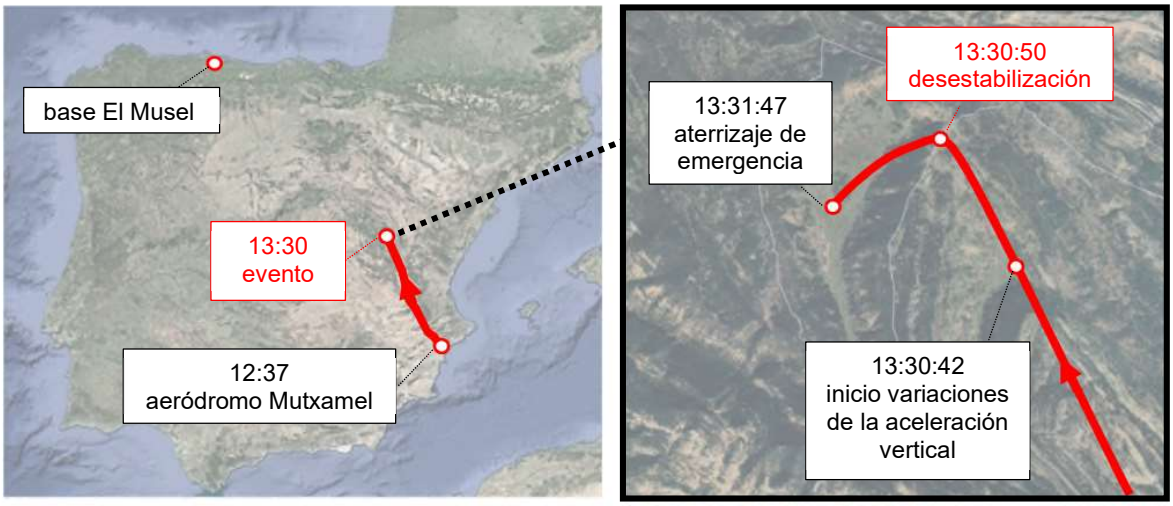

Figura 1. Trayectoria completa del vuelo y detalle de últimos 2 minutos

[2] La base de El Musel es una de las bases SAR de Salvamento Marítimo. El helicóptero, adscrito al servicio SAR de este organismo, iba a estar posicionado en esta base.
[3] Visto el helicóptero desde la posición del piloto.
[4] Se incorporó en los cálculos el faro de búsqueda de 31,66 kg.
[5] Estos modos se explican en el apartado 1.6 Información de la aeronave.

Los registradores confirmaron que a las 13:30:50 el helicóptero se encontraba volando recto y nivelado en rumbo 331º, a 6537 ft de altitud (1142 ft sobre el terreno), 135 kt IAS y 152 kt GS, cuando se inició la desestabilización que alcanzaría su máximo desarrollo a las 13:30:53:

- El ángulo de balance[6] fue aumentando hacia la izquierda hasta que, a los 3 segundos (13:30:53), había alcanzado el valor máximo de -140º.
- El ángulo de guiñada[7] sufrió variaciones en ambos sentidos con regímenes de variación máximos y opuestos de +70º/s y -31º/s.
- El ángulo de asiento[8] osciló entre -12º y +22º.
- A los 6 segundos del inicio del evento se registró el fallo de los controladores electrónicos de los dos motores (EEC), que cambiaron el modo de funcionamiento de automático (AUTO) a manual (MAN).

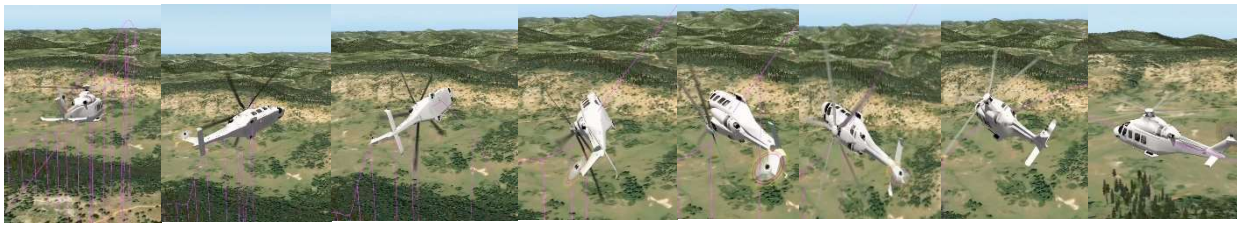

Figura 2. Reconstrucción del evento 13:30:50 a 13:31:01 (datos FDR)

A las 13:31:01, 11 segundos después de iniciarse el evento, el helicóptero había recuperado su posición normal de vuelo registrando ángulos de balance y asiento normales. La velocidad era de 75 kt IAS, había modificado hacia la izquierda su rumbo a 239º y había perdido 473 ft altura, encontrándose en ese momento a 669 ft sobre el terreno. Tras la recuperación, se produjo un descenso que duró 46 segundos hasta que se produjo el aterrizaje, de forma controlada, a las 13:31:47. La toma fue rodada.

El helicóptero quedó detenido en las coordenadas 40,294567ºN 1,718286ºO, una zona despejada del interior de la Serranía de Cuenca (Teruel) situada 3 km al suroeste del nacimiento del Río Tajo. El piloto resultó ileso y abandonó la aeronave por sus propios medios utilizando su puerta.

Figura 3. Estado de la aeronave EC-NEH tras el aterrizaje de emergencia

[6] Ángulos de balance positivos indican alabeo a la derecha.
[7] Ángulos de guiñada positivos indican guiñada hacia la derecha.
[8] Ángulos de asiento positivos indican morro arriba.

1.2. Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Lesionados graves				
Lesionados leves				
Ilesos	1		1	
TOTAL	1		1	

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave presentaba daños en la pata izquierda del tren de aterrizaje, que había colapsado. La balsa izquierda se encontró desplegada al lado del helicóptero. Dos de las ocho ventanas del helicóptero, una de cada lado, se habían desprendido. La ventana del lado izquierdo (de la cabina de pasaje) se localizó en el interior del helicóptero con la curvatura invertida. La del lado derecho (de la cabina de pilotos), correspondiente al lado del comandante, no se encontró.

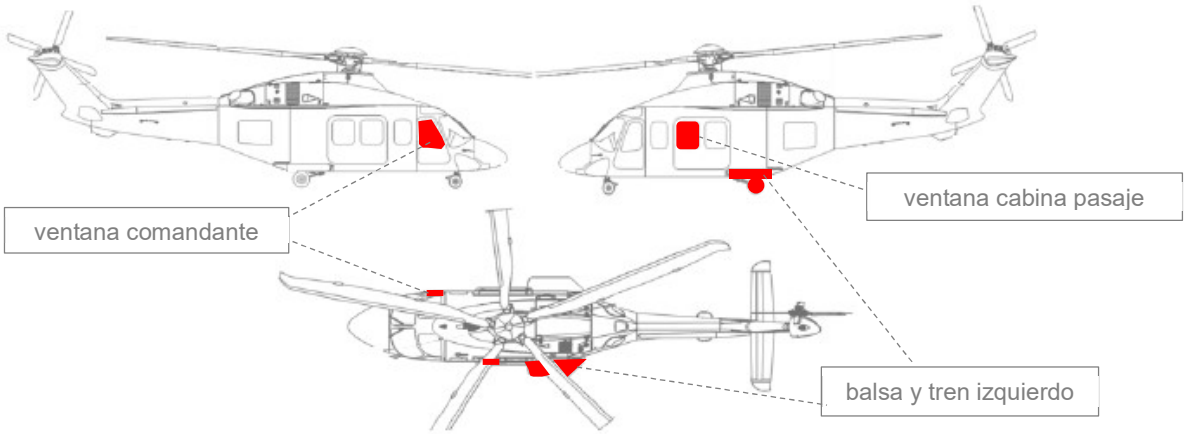

Figura 4. Daños de la aeronave EC-NEH

1.4. Otros daños

Ninguno.

1.5. Información sobre el personal

El piloto, de 47 años, contaba con una licencia de piloto de transporte de línea aérea de helicóptero ATPL(H) y habilitaciones en AW139, en vuelo instrumental y de instructor de tipo, todas en vigor en el momento del accidente. Contaba con un certificado médico también en vigor. Acumulaba un total de 6407:45 h, de las cuales 1758:40 h en AW139 y todas con el operador.

Había sido piloto militar de helicópteros en el Ejército del Aire. Su actividad con el operador se inició en el año 2003. Entre 2003 y 2007 compaginó su actividad como piloto militar con la actividad civil de lucha contra incendios con el operador. En octubre de 2007 ingresó a tiempo completo en el operador dedicándose a SAR. Desde el 2013 hasta la actualidad ejercía como responsable de entrenamiento. Su base era Valencia.

Actividad previa:

Tras 20 días de descanso había retomado la actividad el día anterior al accidente, el 11/06/2019. Ese día había realizado dos vuelos de 2 horas 5 minutos de duración total, el último de ellos trasladando el helicóptero EC-NEH desde Valencia hasta Muchamiel. Desde las 14:20 horas había descansado. El 12/06/2019 no tuvo ninguna actividad previa, siendo el vuelo del accidente el primero del día.

1.6. Información sobre la aeronave

El helicóptero, modelo AgustaWestland 139 s/n 31579, había sido adquirido recientemente por Babcock, por lo que contaba con un certificado de matrícula provisional emitido por la AESA el 30/05/2019. El certificado de aeronavegabilidad estaba en vigor. Desde el 30/05/2019, el helicóptero operaba bajo el COE[9] de Babcock y había realizado 4 vuelos. Tanto la aeronave como los dos motores Pratt and Whitney PT6C-67C (motor 1 s/n KB1563, motor 2 s/n KB1600) acumulaban un total de 1489:45 h totales.

El único diferido abierto, y anotado en el listado del 01/06/2019, afectaba a la cartografía. Debido a que anteriormente el helicóptero había estado operando en otro entorno geográfico, la cartografía de la península no estaba incorporada. Por este motivo, el piloto llevaba la cartografía en papel y, según describió, durante el evento se movió por la cabina tapándole los instrumentos. Este diferido tenía fecha límite de corrección el 1/07/2019.

1.6.1 Carga y centrado

Los cálculos de carga y centrado en el momento del evento, considerando un peso para el piloto de 85 kg y 1152 kg de combustible remanente, indican que el peso de la aeronave era de 6112 kg, por debajo del máximo de certificación (6800 kg), y que el centro de gravedad estaba dentro de los límites.

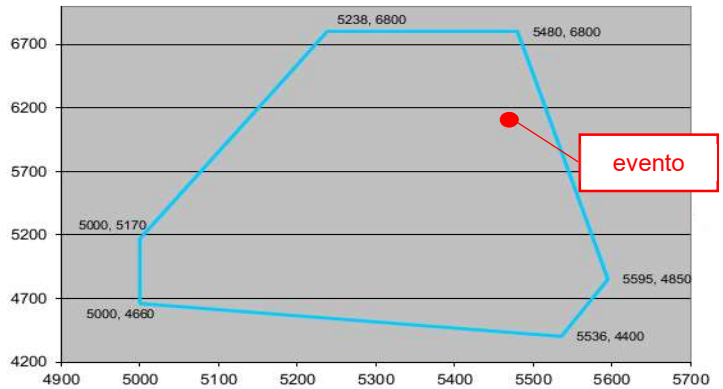

Figura 5. Carga y centrado en el evento

[9] Certificado de operador especial.

1.6.2 Sistema de vuelo automático del AW139

El sistema de vuelo automático del helicóptero EC-NEH, formado por dos autopilotos (AP autopilot) y dos directores de vuelo (FD Flight Director), proporciona control completo del helicóptero. Cuando el AP está acoplado al FD, el helicóptero realiza las acciones necesarias sobre los servoactuadores de los controles de vuelo para seguir las instrucciones del FD.

El sistema de vuelo automático puede ser anulado en cualquier momento por el piloto a través de los mandos de vuelo (cíclico, colectivo y pedales). El control completo sobre el helicóptero por parte del piloto (hands on) se consigue de varias maneras. Una de ellas, de interés para la investigación, es mediante unos interruptores ubicados en los mandos de vuelo denominados FTR (force trim release).

Si el helicóptero está volando con el FD y el AP acoplados, como era el caso en el momento del evento, las acciones del piloto pueden ser dos:

- Puede desplazar el mando (cíclico, colectivo o pedal) sin presionar el FTR y conseguirá:
  - Mantener el embrague cerrado (posición normal de vuelo).
  - Control completo sobre el helicóptero de forma manual (hands-on).
  - Tendrá sensación de resistencia de los mandos (gracias a un muelle).
  - El AP pasará del modo ATT al modo SAS.
  - Cuando suelte el mando, el vuelo automático (hands-off) retomará las referencias de vuelo que tenía antes del desplazamiento del mando por el piloto.
  - Esta acción queda registrada en el FDR con el parámetro DETENT.
- Puede desplazar el mando (cíclico, colectivo o pedal) presionando el FTR y conseguirá:
  - La apertura del embrague.
  - Control completo sobre el helicóptero de forma manual (hands-on).
  - No tendrá sensación de resistencia de los mandos.
  - El AP pasará del modo ATT al modo SAS.
  - Si existe algún modo del FD activado, el AP lo ignorará.
  - En la posición en la que suelte el FTR, el vuelo automático (hands-off) se retomará, pero con las nuevas referencias asociadas a la posición en la que se ha soltado el FTR.
  - Esta acción queda registrada en el FDR con el parámetro FTR.

En conclusión, la actuación sobre los mandos manteniendo presionado el interruptor FTR indica un deseo del piloto de realizar un control manual del helicóptero, anulando cualquier automatismo previo y estableciendo unas nuevas referencias en estos automatismos.

Respecto a las funciones de estabilización del sistema de vuelo automático (ATT y SAS), además del interruptor en el cíclico, existen dos interruptores en uno de los paneles (MISC) del pedestal. Los interruptores tienen dos posiciones OFF y ON. La inspección del helicóptero tras el evento confirmó que estos interruptores estaban en la posición ON, indicando que los AP funcionaban en modo ATT, que es la configuración habitual. En el caso de colocar estos interruptores en OFF, los AP operan en modo SAS.

1.6.3 Modos del director de vuelo (FD) del AW139

De interés para el evento se indican los modos del FD utilizados durante el vuelo:

- IAS (modo indicated airspeed): permite mantener la velocidad seleccionada por el piloto mediante actuaciones sobre el ángulo de asiento.
- ALT (modo altitude hold): mantiene la altitud barométrica de referencia seleccionada por el piloto, mediante actuaciones sobre el mando del colectivo.
- ALTA (modo altitude adquire): permite ascender o descender hasta la altitud barométrica de referencia seleccionada por el piloto, mediante actuaciones sobre el mando del colectivo. Con el modo ALTA acoplado, los cambios de altitud se realizan con regímenes entre +1000 fpm y -750 fpm y con el modo IAS acoplado automáticamente. Las altitudes a alcanzar se establecen en el selector giratorio ALT SEL knob situado en el panel de instrumentos a la izquierda de las pantallas principales y después hay que presionar el botón ALTA situado en la consola central.

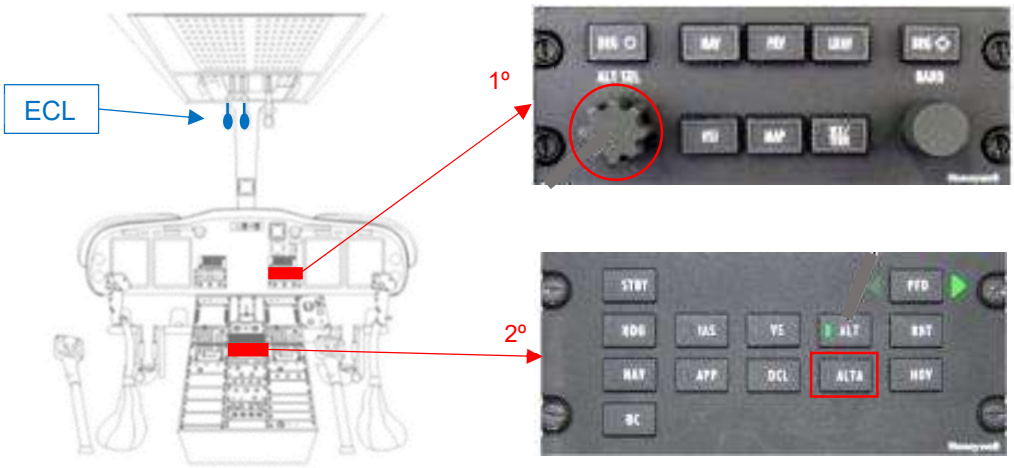

Figura 6. Ubicación en cabina de los selectores para el modo ALTA

- HDG (modo heading): permite capturar y mantener un rumbo seleccionado por el piloto. Dependiendo de la velocidad, se realiza mediante actuaciones en balance (a altas velocidades) o en guiñada (a bajas velocidades y en estacionario). En este modo, los giros se realzan a un régimen de 3º/s.
- LNAV (modo lateral navigation): permite capturar y mantener la navegación determinada en el FMS, mediante actuaciones en balance.

Tanto la activación /desactivación de un modo (engaged/disengaged) como el paso de armado a capturado (armed to captured) lleva asociado un aviso acústico (single chime) que se pudo escuchar en el CVR del vuelo. El armado de los modos no lleva asociado ningún aviso acústico.

Todos los modos del FD, a excepción del modo ALT, se desactivan automáticamente cuando la velocidad es inferior a los 55 kt IAS, situación que se produjo en el evento.

1.6.4 Control de la potencia del AW139 (EEC y FMM)

El control de la potencia del motor PT6C-67C se realiza mediante dos componentes principales que funcionan conjuntamente: el FMM (módulo de gestión del combustible que entrega el combustible al motor a través de la *metering valve*) y el EEC (control electrónico del motor). Para cada motor existe una FMM y un EEC, existiendo comunicación entre los dos EEC. Se explican brevemente las funciones principales y los modos de funcionamiento relacionados con el control de potencia de los motores que estuvieron involucrados en el evento.

Funciones: control y protección

El sistema de control de combustible y potencia tiene dos funciones principales:

- controlar el flujo de combustible, a través del *FMM torque motor*, para ajustar las N1 en función de las demandas de potencia manteniendo constantes las revoluciones N2 dentro de los límites de ITT, N1 y TQ.
- proteger el motor ante condiciones de sobrevelocidad de la turbina de potencia N2, mediante el *FMM overspeed valve solenoid*. Este sistema, que se activó durante el evento del EC-NEH, recibe información independiente de las revoluciones de N2. Este solenoide se activa cuando N2 supera 111% y lo que hace es reducir el flujo de combustible al mínimo con la intención de que las N2 desciendan. Cuando las N2 bajan del 109%, el solenoide se desactiva y el flujo de combustible se recupera, devolviendo el control de la *metering valve* bien al *torque motor* o bien a las palancas ECL (figura 6), según el EEC esté funcionando en modo AUTO o MANUAL, respectivamente. Este sistema de protección, por lo tanto, es independiente del modo (AUTO o MANUAL) del EEC. Este sistema de protección se activó 6 veces durante el evento.

Indicación al piloto de activación de la función de protección

Cuando la función de protección ante sobrevelocidad de la turbina de potencia (N2) del EEC entra en funcionamiento, al piloto le aparecen dos avisos visuales:

- se ilumina el aviso de alerta (*master caution light*).
- aparecen las letras “OVSP” en el panel de avisos.

Modos de funcionamiento: AUTO y MANUAL

El EEC puede funcionar de forma automática (AUTO), que es el modo de funcionamiento normal, o de forma manual (MANUAL), que es el modo de funcionamiento en emergencia.

- En modo AUTO, es el EEC el que calcula el flujo de combustible necesario y controla la posición de la *metering valve* del FMM, de forma electrónica, a través del *torque motor* de la FMM.
- En modo MANUAL, el *torque motor* de la FMM se deshabilita, y son las palancas ECL (las palancas de control del motor situadas en el panel superior del helicóptero), las que controlan la posición de la *metering valve* del FMM de forma mecánica. Además de poder

controlar el flujo de combustible con las palancas ECL, existe una forma remota mediante los interruptores ENG TRIM del mando colectivo. La posición de las palancas ECL no son representativas de la potencia del motor, ya que el rango de potencia en modo MANUAL está condicionado por la potencia existente en el momento de la transición de AUTO a MANUAL.

Transición del modo de funcionamiento AUTO a MANUAL

El cambio de AUTO a MANUAL, en el que se inhibe el *torque motor* del FMM y se habilita el control de la *metering valve* a las ECL, dura 200 ms y supone una variación máxima en la potencia de un 10%. Esta transición, además de poder ser comandada, se produce automáticamente cuando la EEC detecta fallos críticos en los motores, situación que se produjo en el evento. Cuando se produce el cambio de AUTO a MANUAL por un fallo crítico, el modo MANUAL permanecerá aunque el fallo crítico desaparezca, es decir, el EEC no vuelve de forma automática al modo AUTO.

Tipos de fallos detectados por la EEC

La EEC puede detectar dos tipos de fallos:

- 8 fallos críticos: detendrán la operación normal de la EEC en AUTO y pasará al modo MANUAL. Dentro de estos fallos críticos, se encuentra el caso de que N2 supere el 127%. Este estado supone la inoperatividad de las sondas por estar en un rango de funcionamiento fuera de diseño.
- 27 fallos no críticos: no detienen la operación en AUTO de la EEC, pero pueden mermar las funcionalidades de la EEC.

Indicación al piloto del cambio de AUTO a MANUAL del EEC

El cambio del modo de funcionamiento de AUTO a MANUAL del EEC se indica al piloto en las pantallas del PFD de las siguientes formas, según el origen del cambio de modo:

- Siempre aparecerán visualmente las letras “MAN” que, durante los cinco primeros segundos parpadean, y luego se mantendrán estáticas en naranja, a la izquierda de las escalas del indicador del torque (TQ) y del PI, del motor cuyo EEC ha fallado.
- En el caso de que el cambio de modo sea por un fallo crítico, tendrá, además del anterior, los siguientes avisos acústicos y visuales:
  - aparece el mensaje EEC FAIL en la pantalla de avisos.
  - se ilumina la luz de aviso de peligro (*master warning light*).
  - se genera el aviso acústico asociado al aviso de peligro.

  En este caso, además, el fallo crítico queda grabado en la DCU, que es un dispositivo que registra el estado de salud del motor.

1.6.5 Ventanas de emergencia

El helicóptero tiene 8 ventanas totales, de las cuales 6 son salidas de emergencia. Todas las ventanas tienen una pequeña curvatura hacia el exterior. La ventana se une a la estructura mediante una junta. Esta junta va pegada, mediante la aplicación de un adhesivo, a la propia ventana (en el caso de las ventanas de la cabina de pasaje) o al helicóptero (en el caso de las ventanas de cabina de pilotos).

La apertura de la ventana en situaciones de emergencia se realiza tirando de una cinta roja y empujando hacia fuera haciendo presión con las manos. Cuando se tira de esta cinta roja, la junta pierde su rigidez, permitiendo extraer la ventana. Las ventanas de la cabina de pilotos, con respecto a las de la cabina de pasaje, se desprenden de forma diferente debido a la zona de aplicación del adhesivo: en las ventanas de la cabina de pilotos la junta se queda unida al helicóptero, mientras que en las de la cabina de pasaje la junta se desprende con la ventana.

1.7. Información meteorológica

Se ha obtenido información de cuatro fuentes diferentes: AEMET, el FDR, las fotografías tomadas tras el accidente y la declaración del piloto. El análisis realizado por AEMET confirmó, en base a los sistemas de teledetección y los informes de las tres estaciones más cercanas al lugar del accidente, que no existían fenómenos significativos en la zona del accidente. Las condiciones probables eran de viento flojo de 10-15 km/h con máximas de 20-27 km/h de componente sur-sureste, temperatura de 15-18ºC, humedad del 30%, nubosidad escasa bastante alta y sin previsión de turbulencia en los niveles de vuelo del helicóptero. El FDR indicaba viento de componente sur-suroeste de 22 km/h y 9ºC de temperatura. Las fotografías tomadas tras del accidente (figura 2) y los datos aportados por del piloto, confirman estas condiciones.

1.8. Ayudas para la navegación

El vuelo quedó registrado por el sistema de control de ENAIRE. Las trazas radar válidas[10] cubren el periodo desde el despegue hasta el inicio de la desestabilización del helicóptero. Teniendo en cuenta el desfase horario entre ATC y el FDR, la última traza radar válida corresponde a las 13:30:56 (13:31:12 hora ATC). No quedó registrado el descenso ni el aterrizaje de emergencia.

El vuelo, realizado bajo reglas VFR, se desarrolló en espacio aéreo G, tanto en los sectores VFR del TMA Valencia como en el FIR Madrid en el que voló los últimos minutos. El servicio proporcionado, por tanto, era de información de vuelo. Las altitudes de vuelo que mantuvo la aeronave correspondieron a las máximas altitudes de los sectores VFR que iba a travesando.

Las trazas radar confirmaron que tras el despegue la aeronave se trasladó en rumbo noroeste, evitando tres LED activas en ese momento (138, 131 y 132), de cuya activación fue advertido además por los controladores del TACC Valencia. Las comunicaciones ATC permitieron confirmar que el piloto era conocedor de estas zonas y ya las había contemplado en su planificación de vuelo.

[10] Los últimos ecos correspondientes al periodo 13:31:12-13:31:31 (hora ATC) no son válidos puesto que son extrapolaciones del sistema.

Los últimos 6 minutos de vuelo (entre las 13:25 y las 13:31) transcurrieron dentro de una de las áreas reservadas del programa TLP (Tactical Leadership Programme), en concreto la TLP A4B, coincidente con la LED104 en el espacio aéreo del FIR Madrid. Este programa tenía reservadas zonas para entrenamiento de aeronaves militares, y se habían recogido en el Suplemento AIP 164/18 y NOTAM D1503/19.

A través de la CITAAM se recopiló información sobre la actividad militar en el área TLP A4B en la franja horaria de vuelo de la aeronave EC-NEH en que ocurrió el accidente, con el objetivo de identificar vuelos cercanos que hubiesen podido generar estelas turbulentas, puesto que no siempre estas actividades se realizan con trasponder. La información proporcionada por el Ejército del Aire fue la siguiente:

- El área TLP A4B no fue utilizada el día del accidente y había sido liberada el día anterior a las 19:00 (17:00 UTC).
- La actividad del TLP para el día del accidente se produjo en un horario distinto al que ocurrió el accidente.

En lo que respecta a los tráficos civiles, no se identificó ningún eco cercano al EC-NEH que pudiese haberle afectado por estela turbulenta.

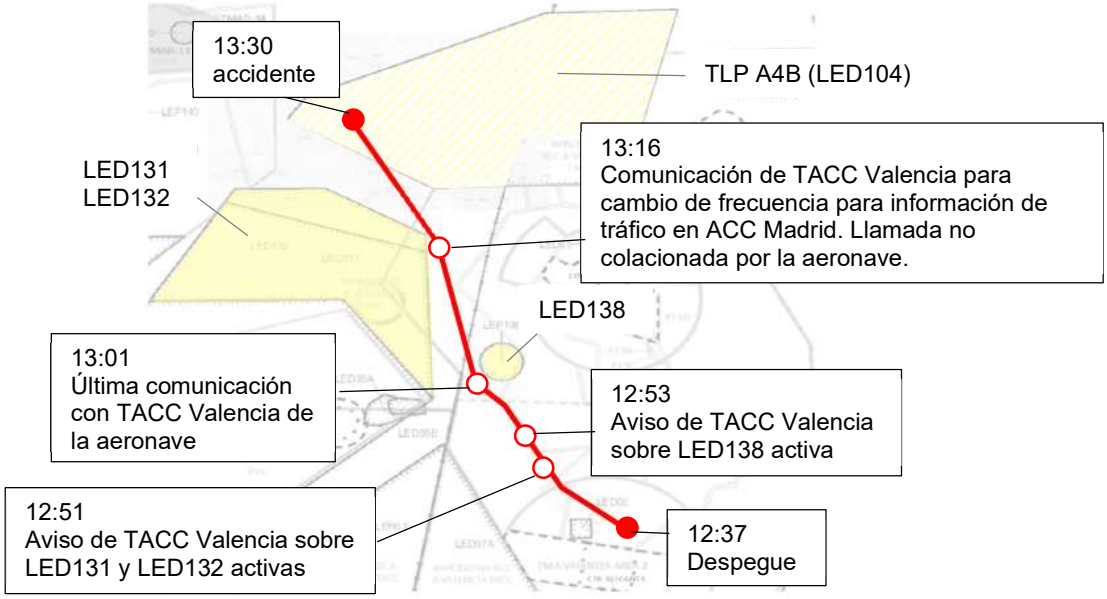

Figura 7. Espacios aéreos reservados y comunicaciones con ATC en la trayectoria

1.9. Comunicaciones

Las comunicaciones mantenidas durante el vuelo (ver figura 7) se reconstruyeron a partir de las comunicaciones ATC registradas por los servicios de control de ENAIRE, de los registros del CVR y del parámetro PTT (push to talk) del FDR, que registra las acciones en cabina sobre el pulsador PTT:

- Las comunicaciones con ATC cubrieron desde el despegue hasta las 13:01, fueron colacionadas correctamente por el piloto y se utilizó fraseología estandarizada. Estas comunicaciones mostraron que el piloto era conocedor de las zonas LED activas y mostraban un tono de voz tranquilo.
- La última comunicación con ATC (TACC Valencia) se produjo a las 13:01 y en estos últimos contactos el piloto tuvo que insistir varias veces porque no conseguía contactar, probablemente por falta de cobertura.
- A las 13:16, TACC Valencia notificó una nueva frecuencia de información con ACC Madrid, pero esta llamada no fue colacionada por el piloto, debido a que no fue escuchada en la aeronave, probablemente por falta de cobertura. La inspección de la aeronave tras el accidente confirmó que la frecuencia seleccionada a bordo no había sido cambiada a la del ACC Madrid, sino que se mantenía en la última del TACC Valencia (121.100 MHz).
- Desde las 13:01 hasta las 13:30, en que ocurrió el evento, el piloto no realizó ninguna comunicación con ATC (el parámetro PTT no fue activado), así como tampoco se escuchó al piloto decir nada durante la desestabilización y el aterrizaje de emergencia.
- El último registro del CVR se produjo tras estar el helicóptero en tierra y detenido en tierra y correspondieron a tres palabras interjecciones pronunciadas por el piloto.

1.10. Información de aeródromo

La zona donde se produjo el aterrizaje de emergencia tenía una elevación de 1537 m. Era alargada, despejada de árboles y relativamente plana en comparación con todo el terreno circundante formado por montañas y colinas de más de 1700 m, completamente cubierto de pinares. El terreno, de hierba y húmedo, tenía ondulaciones y socavones de tierra.

Debido al difícil acceso del emplazamiento, el helicóptero tuvo que ser recuperado por un Boeing CH-47 Chinook de las FAMET, que lo desplazó en carga externa hasta el aeropuerto de Teruel el día 18/06/2019.

La figura 8 muestra el terreno recorrido por el helicóptero los últimos 27 metros, con los dos socavones que atravesó el tren principal derecho (ver apartado 1.12).

Figura 8. Socavones y huella pata derecha

1.11. Registradores de vuelo

La información que se presenta en este apartado proviene de dos tipos de unidades: por un lado, el FDR del helicóptero y por otro las dos DCU, una de cada motor. La característica principal de la DCU es que graba sólo determinados tipos de eventos cuando éstos se producen, pero no es una grabación continua con una escala temporal como lo es el FDR. Por este motivo, la

información recopilada de estas dos fuentes de información se presenta en dos apartados separados.

1.11.1 DCUs

La DCU es una unidad que sólo recibe y graba información de la EEC cuando se producen determinados eventos en el motor. Para cada evento se almacenan 28 parámetros. El régimen de grabación de parámetros por la EEC, y de transmisión a la DCU para su grabación, es de 20 ms con un retardo máximo de 83,2 ms tras el reconocimiento del fallo.

La descarga de las DCUs de los dos motores mostró información similar, por lo que se explican de forma conjunta. De entrada, se pudo descartar que estuviesen operando en modo entrenamiento. Los eventos grabados eran dos: uno producido 21 horas antes, sin relación con el accidente, y otro correspondiente al accidente.

Respecto al suceso, las dos DCUs tenían 7 entradas: las 3 primeras producidas a la vez y las 4 últimas producidas 0,216 s después:

- 3 primeras entradas con fallos no críticos. Los fallos estaban relacionados con los valores de N2/TQ de ambos motores y de NR. Los parámetros registrados indicaban:
  - N2 de ambos motores por encima del 111% (122% y 116%), umbral que condiciona la activación del sistema de protección de sobrevelocidad de la turbina de potencia.
  - El sistema de control indicaba el 11 (*mínimum torque stepper motor control*), lo que indica que el sistema de protección ante sobrevelocidad estaba restringiendo al mínimo el flujo de combustible al motor para bajar las N2 por debajo del 109%.
  - el mando del colectivo estaba en -3%
  - N1 en el entorno del 84-86%
  - TQ en el entorno de 21-34%
- 4 entradas 0,216 s después de las tres anteriores con dos fallos críticos relacionados con los valores de N2/TQ de ambos motores y dos fallos no críticos. Los parámetros registrados indicaban:
  - valores de 0 en las N2 de ambos motores. El valor 0 se establece cuando se superan los márgenes de funcionamiento de las sondas de N2 (N2 superior al 127% y N1 superior al 70%). Esta condición es la que produjo el fallo crítico y el paso a MANUAL de las EEC de ambos motores.
  - el bucle de control permanecía en el 11, indicativo de que el sistema de protección ante la sobrevelocidad seguía actuando y el combustible seguía restringido al mínimo.
  - posición del mando del colectivo seguía en -3%
  - N1 en el entorno del 82-84%.
  - Tq en el entorno de 14-19%.

1.11.2 FDR

El helicóptero iba equipado con un registrador combinado de datos y de voces en cabina del fabricante Penny&Giles, modelo D51615-142, con capacidad para grabar 600 parámetros y

cuatro canales de audio (piloto, copiloto, micrófono de cabina y comunicación entre cabinas) durante dos horas. La descarga fue realizada dos días después de producirse el accidente con resultado satisfactorio. Tras la validación de los parámetros relevantes para la investigación, se confirmó que era fiable su utilización para el análisis del evento. En relación con los datos, se aclara que, debido a que se superó el rango de funcionamiento de los sensores del TQ, N1, N2 y NR, se han utilizado los datos analógicos de reserva.

Despegue y ascenso inicial hasta 1500 ft

A las 12:22:44 comenzaba la grabación del FDR, con el motor 2 en posición de IDLE, y a las 12:24:05 finalizaba la secuencia completa de arranque de los dos motores, con éstos en modo FLIGHT y 100% NR. A las 12:37:03 el helicóptero comenzaba a elevarse. El ascenso inicial hasta los 1500 ft y 100 kt IAS fue realizado en modo manual por el piloto, coincidiendo con una comunicación en la que notificaba que abandonaba el campo por el norte.

Activación de modos del FD y ascenso a 2500 ft

A las 12:38:55 el piloto acopló el FD al AP, seleccionando los modos IAS, HDG y ALTA del FD, con unos valores seleccionados de 110 kt, 313º y 2500 ft, respectivamente.

A las 12:39:36 la aeronave alcanzaba la altitud seleccionada y se producía el cambio de ALTA a ALT, escuchándose en cabina un *single chime* asociado a este cambio. La velocidad se mantenía en 110 kt, IAS, la GS era de 118 kt y el rumbo en 313º. El helicóptero estaba nivelado.

Ascenso a 3500 ft

A las 12:40:22 el piloto introducía 3500 ft como nueva altitud seleccionada y activaba el modo ALTA (el proceso[11] duró 6 segundos). La velocidad aumentó hasta los 120 kt IAS y el helicóptero alcanzaba los 3500 ft a las 12:41:20. El modo del FD volvía a cambiar de ALTA a ALT, con el single chime asociado correspondiente, y el piloto aumentaba la velocidad seleccionada hasta los 135 kt IAS. Estabilizado el vuelo a 3500 ft, el piloto realizaba dos llamadas a TACC Valencia sin conseguir hacer contacto.

Ascenso a 4500 ft

A las 12:43:44 el piloto comandaba un nuevo ascenso a 4500 ft con el modo ALTA (el proceso duró 8 segundos). En cabina se escuchó el single chime del cambio de modo y el sistema automático de vuelo establecía un ascenso a un régimen nominal de +700 fpm.

El helicóptero alcanzaba los 4500 ft a las 12:45:09 pasando el FD de ALTA a ALT y volviendo a sonar el single chime. Durante el ascenso el piloto redujo la velocidad a 120 kt y una vez establecido a 4500 ft la volvió a aumentar a 135 kt. Alcanzados los 4500 ft el piloto volvió a realizar dos llamadas a TACC Valencia sin obtener respuesta.

[11] Con el término proceso se entiende la introducción de la nueva altitud en el selector ALT SEL Knob del panel y, una vez finalizada, la presión sobre el botón del ALTA del panel del FD.

A las 12:47:13 el piloto cambió el modo lateral del FD de HDG a LNAV, variando el rumbo a 330º y desplazándose el helicóptero con un ángulo de deriva hacia la derecha de 4-6º.

A las 12:48 el piloto consiguió hacer contacto con TACC Valencia quien le indicó un cambio del código transponder (de 7000 a 7032) y le informó sobre las zonas restringidas, confirmando el piloto que conocía su estado de activación. El FDR confirmó que el código fue cambiado.

Ascenso a 5000 ft

A las 12:53:53 el piloto comandó un nuevo ascenso hasta los 5000 ft, por indicación de ATC, con el modo ALTA (el proceso duró 7 segundos). La velocidad se mantuvo en 135 kt y el rumbo en 330º. Alcanzada esta altitud, el piloto modificó de nuevo el modo lateral del FD cambiando de LNAV a HDG. El nuevo rumbo seleccionado fue 315º. Este cambio tuvo asociado un single chime que se escuchó en cabina. Tres minutos después el piloto colacionaría una instrucción de TACC Valencia en la que le indicaban el cambio a una nueva frecuencia y con la realizó contactó a las 13:01:20 tras tres llamadas.

A las 13:01:53 el modo HDG volvió a cambiarse a LNAV iniciando un viraje hacia rumbo 350º y, segundos después, el piloto colacionaba una comunicación con TACC Valencia, que sería la última comunicación que realizaría en el vuelo.

El vuelo a 5000 ft se mantuvo 20 minutos. Durante los últimos 16 minutos (a partir de las 12:58) se registró un incremento significativo en la actividad de los actuadores lineales del sistema automático de vuelo además de fluctuaciones en la velocidad vertical de hasta 1000 fpm, que en una ocasión consiguió un desvío de 150 ft respecto a la altitud seleccionada. A pesar de todo, el piloto no necesitó intervenir sobre los mandos de vuelo, manteniendo los automatismos la estabilidad del helicóptero. Estos parámetros indican que, durante este tiempo, el helicóptero atravesó una zona de turbulencia.

Ascenso a 5500 ft

A las 13:14:41, se comandó un nuevo ascenso hasta los 5500 ft con el modo ALTA (el proceso duró 5 segundos), desarrollándose el vuelo de forma estable con muy pocos momentos de turbulencia. Pocos segundos después viraba hacia rumbo 331º, rumbo en el que se mantendría hasta el evento.

Ascenso a 6500 ft

A las 13:25:58 el piloto seleccionó un nuevo ascenso hasta los 6500 ft con el modo ALTA (el proceso duró 9 segundos), que alcanzaría un minuto y medio después, a las 13:27:24, modificándose una vez más el modo a ALT.

Durante la última parte del ascenso y los segundos siguientes a la estabilización a 6500 ft, se registraron fluctuaciones en la velocidad indicada, con disminuciones de hasta 15 kt respecto a los 135 kt nominales, y en la velocidad vertical con variaciones de ±400 fpm respecto al régimen

nominal de +1000 fpm. Estas fluctuaciones indican que el helicóptero atravesaba una zona con turbulencia.

A las 13:30:25, en vuelo recto y nivelado, con todos los parámetros evolucionando de forma estable, se registró un incremento progresivo de la velocidad vertical que, durante 15 segundos aumentó hasta los +540 fpm, probablemente generado por una corriente de aire ascendente. Esto produjo que el sistema automático de vuelo redujese el colectivo en un 13% para compensar esta situación y mantener la altitud del helicóptero en los 6500 ft (el modo ALT estaba activo con 6500 ft de altitud de referencia).

Modificación de la altitud de referencia a 7500 ft

A las 13:30:35, y durante 7 segundos el piloto inició la modificación de la altitud de referencia desde los 6500 ft hasta los 7500 ft. Sin embargo, esta modificación no fue acompañada por la presión del botón ALTA como había hecho en las cinco ocasiones anteriores durante el vuelo, sino que el modo ALT asociado a los 6500 ft, siguió activo. Los modos IAS con 135 kt de velocidad de referencia y LNAV se mantenían operativos. La IAS era de 138 kt, la GS de 154 kt, la altitud era de 6498 ft y el rumbo de 331º.

A las 13:30:42, cuando el piloto finalizaba la selección de la nueva altitud de referencia que nunca llegó a activar, el helicóptero registró un cambio en la velocidad vertical pasando de 0 a -700 fpm en dos segundos, que se considera producida por la salida del helicóptero de la corriente de aire ascendente. Este cambio en la velocidad vertical generó:

- que el ángulo de asiento, que se había mantenido en el entorno de los +2º hasta entonces, disminuyese hasta los -5º (13:30:44) registrándose la actuación de los actuadores lineales y compensadores longitudinales del sistema automático de vuelo, alcanzando sus límites de diseño.
- que se incrementase el colectivo para mantener la altitud de 6500 ft, puesto que el modo ALT estaba activo.

Las actuaciones del sistema automático de vuelo produjeron un incremento del ángulo de asiento hasta un valor de +10º, alcanzado a las 13:30:47. Estas compensaciones saturaron los actuadores lineales y produjeron la máxima reacción en el autotrimado (2,5º/s) del sistema automático de vuelo. En los siguientes dos segundos, el ángulo de asiento disminuyó hasta -7º y se registró una aceleración vertical máxima de +1,2 g. En el eje transversal, el helicóptero se mantuvo estable, con un valor del ángulo de balance mantenido en el entorno de los -2º.

Hasta este momento, 13:30:49, el sistema automático de vuelo compensó los efectos externos a los que se vio sometido el helicóptero y el vuelo se desarrolló con los modos del FD laterales, verticales y del colectivo acoplados y activados. A las 13:30:49 el helicóptero se encontraba a 130 kt IAS, 144 kt GS, a 6598 ft, en rumbo 332º, con un ángulo de balanceo estable de -2º, un ángulo de asiento que estaba aumentando de -2º a -7º, con aceleraciones verticales máximas de ±0,8 g, aceleraciones laterales máximas de ±0,3 g y aceleraciones longitudinales máximas de -0,2 g.

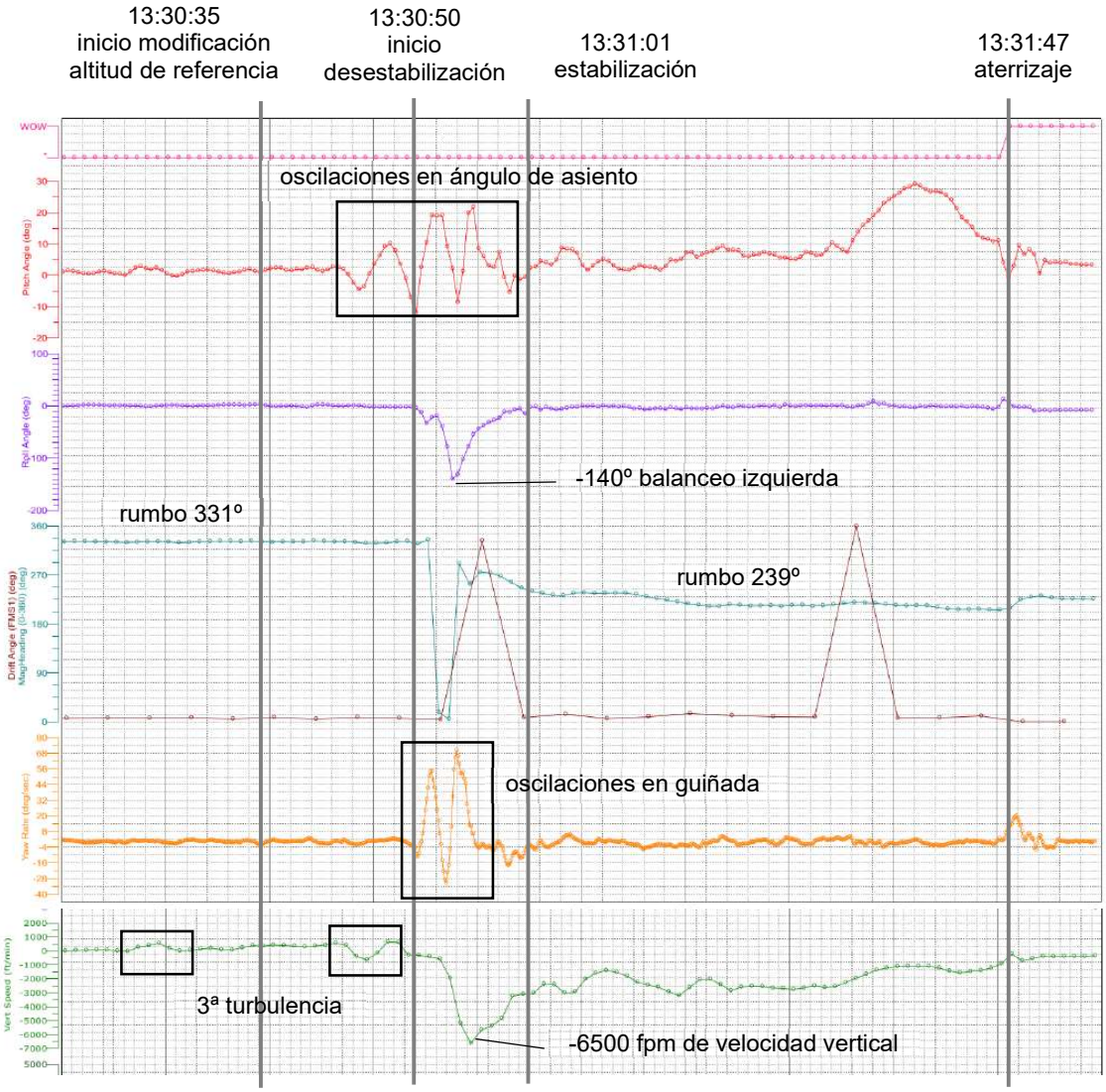

Figura 9. Parámetros de actitud desde el evento hasta el aterrizaje

<u>Control del helicóptero por parte del piloto (hands on)</u>

A las 13:30:50 el piloto tomó autoridad completa sobre el helicóptero presionando los FTR de los mandos de vuelo, inicialmente sobre el cíclico, un segundo después sobre el colectivo y posteriormente sobre los pedales. Esta actuación sobre los FTR se mantuvo hasta el aterrizaje. Con esta acción anulaba los modos del FD y el sistema de estabilización que habían estado activos hasta este momento. La secuencia de actuaciones sobre los mandos y los movimientos del helicóptero fueron los siguientes:

- 13:30:50: el cíclico fue desplazado hacia atrás (del 81% al 22%) y hacia la derecha (del 44% al 49%) en el primer medio segundo y hacia delante (del 23% al 90%) y hacia la izquierda (del 48% al 8%) en el siguiente medio segundo, a la vez que aplicaba pie derecho. El colectivo se mantuvo en su posición (68%). La velocidad del helicóptero era de 135 kt IAS. El helicóptero comenzaba a alabear hacia la izquierda desde los -2º hasta los -12º,

aumentaba el ángulo de asiento de -12º a +2º y el régimen de variación de guiñada, que se había mantenido anteriormente entre 0-5º/s aumentó hasta los +24º/s.

- 13:30:51: el cíclico se mantuvo hacia delante, desplazándose hacia el centro y después completamente hacia la izquierda. El pie derecho estaba completamente pisado y se iniciaba el desplazamiento hacia arriba del mando del colectivo (del 69% al 74%). La velocidad del helicóptero era de 128 kt IAS, el balanceo a la izquierda había aumentado hasta los -33º y la posición de morro arriba se había incrementado hasta los +19º. El régimen de guiñada siguió aumentando hasta los +54º/s a la derecha.
- 13:30:52: el cíclico se mantuvo completamente a la izquierda y se desplazó hacia atrás hasta la mitad del recorrido longitudinal de la palanca, con el pedal derecho completamente aplicado. Como consecuencia, el helicóptero continuó incrementando el ángulo de balance hacia la izquierda hasta los -40º, mantuvo la posición de morro arriba en +19º y el régimen de guiñada modificó el sentido pasando desde los +54º/s a la derecha hasta los -31º/s hacia la izquierda, para un segundo después volver a aumentar hacia la derecha. La velocidad había disminuido a los 113 kt IAS. En este momento el CVR registró la aparición en cabina de un ruido aerodinámico muy fuerte, probablemente producido por el desprendimiento de una de las ventanillas.

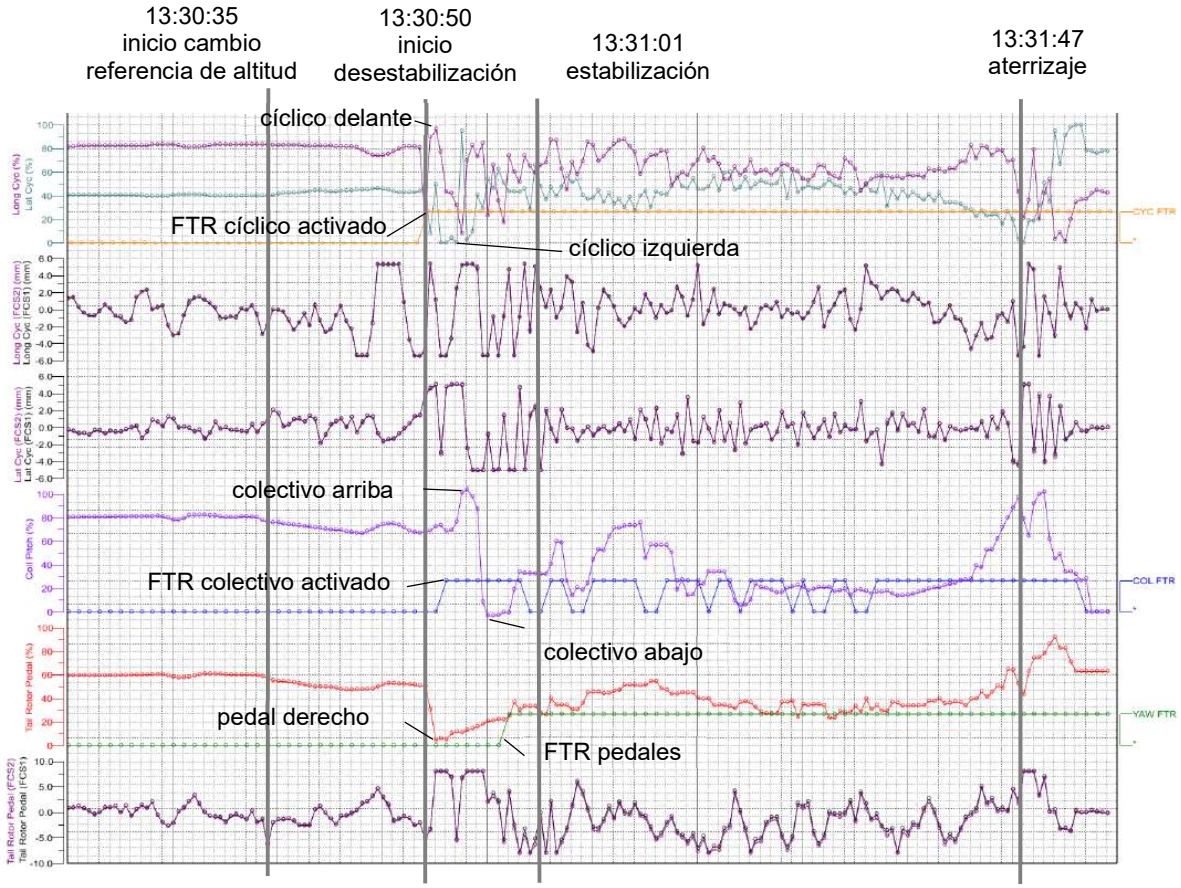

Figura 10. Parámetros de mandos de vuelo desde el evento hasta el aterrizaje

Máxima desestabilización

A las 13:30:53, el piloto desplazó el cíclico completamente atrás y a la izquierda, manteniendo el pedal derecho pisado, a la vez que tiraba del colectivo hasta su tope superior. En este momento el helicóptero sufría su mayor desestabilización, situándose en una actitud de balance de -140º, generándose en cabina el aviso acústico BANK ANGLE (se genera por encima de los ±55º). La velocidad cayó por debajo de los 55 kt, (el FDR registró 3 kt), por lo que se desactivaron todos los modos del FD simultáneamente. El régimen de variación de guiñada pasó desde los -31º/s a su valor máximo en el evento de +70º/s. El ángulo de asiento se fue reduciendo, pasando por +9º y +2º durante este segundo y el helicóptero comenzaría a descender a un régimen cercano a los -2000 fpm. El rotor principal registró una deceleración hasta el 94%, lo que generó en cabina la aparición del aviso acústico de ROTOR LOW (se activa cuando las NR son inferiores al 98%).

Desde este momento hasta prácticamente hasta el final del vuelo, el CVR confirmó la aparición y superposición en cabina de avisos acústicos de peligro que fueron apareciendo según el orden de prioridad de los fallos: BANK ANGLE, ROTOR LOW, SINK RATE, ROTOR HIGH, LOW SPEED, WARNING, TERRAIN y PULL UP.

Recuperación del balance y sobrevelocidad de las turbinas

Tras la máxima desestabilización del helicóptero a las 13:30:53, con un balance hacia la izquierda de -140º, el piloto intentó recuperar el control del helicóptero.

- 13:30:54: el colectivo se mantuvo completamente arriba para, en la última mitad de este segundo, comenzar a bajarse bruscamente hasta su tope inferior. El cíclico fue desplazado completamente hacia delante longitudinalmente mientras se mantenía hacia la izquierda. El pedal derecho se mantenía pisado. Las revoluciones del rotor principal se mantenían por debajo del 97%. El FDR registró la activación de los avisos de peligro de ROTOR LOW, de FUEL PUMP Y ENG OIL PRESS de los dos motores, producidos por la posición invertida en que se encontraba el helicóptero (el balance estaba en -131º). El helicóptero alcanzaba una posición de morro abajo de -8º y el régimen de guiñada disminuía desde los +66º/s a los +29º/s. El helicóptero seguía descendiendo a un régimen superior a los -5000 fpm.
- 13:30:55: el colectivo permanecía en su posición más baja manteniéndose así durante 3 segundos. En consecuencia, el torque disminuyó hasta el 0%. El cíclico relajó su posición a la izquierda, desplazándose ligeramente hacia el centro, a la vez que se mantenía completamente hacia delante y la presión sobre el pedal derecho se redujo ligeramente. El balance disminuyó hasta los -79º y -55º en un segundo. El ángulo de asiento alcanzó su máximo positivo de +22º y el helicóptero registraba su máximo descenso a casi -6500 fpm. Como consecuencia, los motores comenzaron a acelerarse, superándose el valor del 111% de N2 ya finalizando el segundo 13:30:55, lo que condicionó la entrada en funcionamiento del sistema de protección ante sobrevelocidad del motor, que redujo el flujo de combustible al mínimo en un intento de disminuir las N2 por debajo del 109%. Este sistema de protección se mantendría activo durante casi 6 segundos. Durante dos segundos se activó el aviso de MGB OIL PRESS.

Respecto a los avisos acústicos, en cabina se escucharon superpuestos los avisos de BANK ANGLE y ROTOR LOW, y un segundo después el de SINK RATE, que se repetiría hasta el aterrizaje.

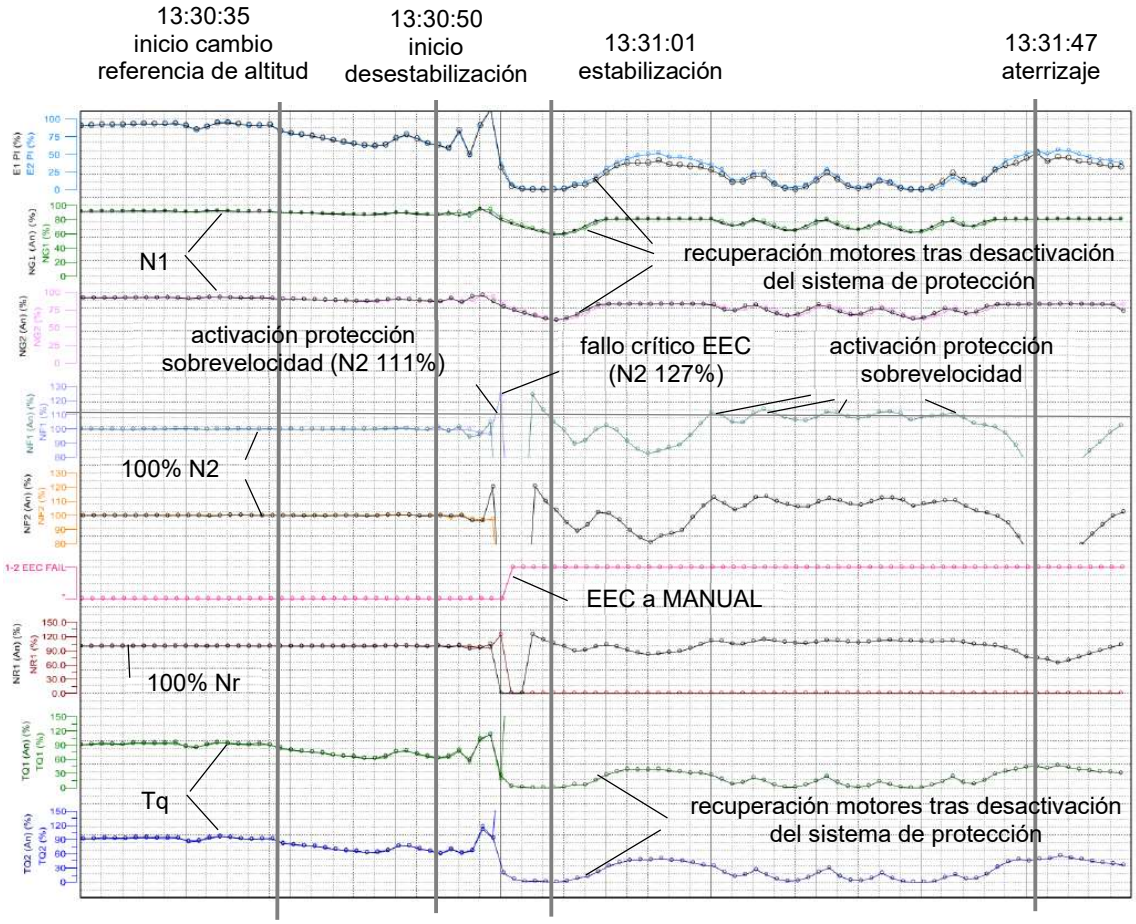

Figura 11. Parámetros de motor desde el evento hasta el aterrizaje

<u>Fallo de las EEC: transición de AUTO a MANUAL</u>

A las 13:30:56 los ángulos de balance y asiento seguían disminuyendo (-37º de ángulo de balance y +6º de morro arriba) y la velocidad registraba 57 kt IAS. A partir de este momento el descenso comenzaba a reducirse (-5500 fpm). El piloto mantenía el colectivo completamente abajo. Los motores y el rotor principal mantuvieron la tendencia a acelerarse que habían iniciado en el segundo previo, a pesar de la reducción de combustible, superando la turbina de potencia el 127% de N2 (con N1 por encima del 70%), produciendo el fallo crítico de los dos EEC y, registrándose en el FDR el fallo completo de los EEC. Por su parte, el rotor principal superaba el 115% de NR activándose el aviso de alta velocidad del rotor principal ROTOR HIGH (se activa cuando las NR son superiores al 104%).

Estos parámetros (activación del sistema de protección de sobrevelocidad de los motores, fallo de las EEC, posición del colectivo, torques, y revoluciones de las turbinas), son coincidentes con los datos extraídos de las DCUs (apartado 1.11.1) y, por lo tanto, se considera que la referencia horaria de las 13:30:56 es válida para referenciar el paso de AUTO a MANUAL de las EEC. Este cambio de estado de AUTO a MANUAL de la EEC se produjo cuando el combustible estaba ya

siendo limitado al mínimo por parte del sistema de protección, y que explica la reducción de N1 de ambos motores hasta el mínimo valor. Puesto que esta restricción de combustible estuvo activa hasta las 13:31:00, las actuaciones del piloto tirando del colectivo a las 13:30:58 para aumentar la potencia no tuvieron ningún efecto en los motores, sino que las N1 seguían reduciéndose por estar operativos los sistemas de protección de los motores. Una vez se desactivó este sistema, las N1 aumentaron hasta el valor en el que estaban cuando los EEC realizaron la transición de AUTO a MANUAL que, además, estaba reduciéndose como consecuencia del sistema de protección.
Respecto a la información en cabina, tras el paso de AUTO a MANUAL, la presentación de la información no fue cambiada a analógica, por lo que el piloto realizó el resto del vuelo sin disponer de indicación de los motores, a excepción del PI (Power Index) en la PFD (Primary Flight Display) de la posición del piloto.

Finalizando este periodo los avisos de ROTOR HIGH finalizaron, para dar paso a los avisos de ROTOR LOW.

Estabilización

La pérdida de control finalizó a las 13:31:01, coincidiendo con la desactivación del sistema de protección del motor. La velocidad se estableció entre 75-85 kt IAS, el ángulo de balance se mantuvo entre 0 y -8º, el de asiento entre +2 y +8º. El régimen de descenso osciló entre los -3000 fpm y -1500 fpm. El helicóptero se encontraba a 669 ft sobre el terreno y había girado hacia la izquierda durante el evento, encontrándose en este momento con 239º de rumbo. Los parámetros de los motores evidenciaron que estaban activos, descartando fallos de funcionamiento de los mismos proporcionando la potencia asociada al valor de N1 que quedó fijado durante la transición de AUTO a MANUAL de los EEC.

Durante todo el descenso, se evidenciaron problemas para mantener las N2 y NR, lo que generó alternancia de avisos de bajas y altas vueltas. En concreto, entre las 13:31:01 y las 13:31:14 se registraron avisos de ROTOR LOW.

A partir de las 13:31:16 y hasta las 13:31:41 se activaron los avisos de ROTOR HIGH y SINK RATE y, hasta en un total de cinco ocasiones, el sistema de protección contra la sobrevelocidad de los motores se volvió a activar debido a que las N2 de ambos motores superaban los 111%. Durante el descenso, que se estaba realizando a un régimen de -3000 fpm, se activaron, además, los avisos TERRAIN y PULL UP del sistema de proximidad del terreno.

A las 13:31:32 se escuchó en cabina el aviso de 150 FEET, unido al de PULL UP. Se identificó el inicio de la recogida incrementándose el ángulo de asiento hasta casi los 30º. Durante todo el proceso se mantuvieron activos los avisos de ROTOR HIGH, SINK RATE y PULL UP.

A las 13:31:45, dos segundos antes de realizar la toma se activó el aviso de ROTOR LOW de nuevo. A las 13:31:47 el helicóptero realizaba la toma de contacto, a algo menos de -700 fpm y con una velocidad traslacional de 12 kt IAS. Rodó sobre el terreno, como confirmaron las huellas encontradas y, finalmente, se detuvo.

La finalización de la grabación de datos se produjo a las 13:31:55. A las 13:32:14 y 13:32:22 se pudieron escuchar las primeras palabras del piloto desde el inicio del evento.

1.12. Información sobre los restos de la aeronave

Restos:

El helicóptero se encontró apoyado sobre el lado izquierdo del fuselaje inferior, la pata derecha del tren principal y el tren de morro. Toda la zona de la estructura de la pata izquierda y el alojamiento de la balsa, situada encima, estaba desplazada hacia arriba. Como consecuencia de este desplazamiento, la balsa se había eyectado, justo al lado de donde quedó el helicóptero detenido y la pata izquierda había colapsado. El soporte del faro de búsqueda presentaba fracturas y estaba apoyado en el terreno. En la zona izquierda del carenado del rotor principal se identificaban restos verticales de aceite del dumper, indicativos de que se habían producido durante el contacto con el terreno, pero no en vuelo. El resto de la estructura no presentaba daños. Los rotores estaban intactos y no tenían marcas de impacto.

Las dos ventanas desprendidas, una de cada lado, eran salidas de emergencia preparadas para poder desprenderse tirando de una cinta roja. La del lado izquierdo se recuperó en el interior del helicóptero con la curvatura invertida. Esta ventana mantenía todavía instalada la cinta roja que se utiliza para eyectar la ventana y la junta. La del comandante no se pudo recuperar. En el desprendimiento de esta ventana se detectó que la junta también se había desprendido y que había discontinuidades en el adhesivo.

Marcas en el terreno:

En el terreno se identificaban marcas del tren de aterrizaje a lo largo de 57 m. El terreno, visto en el sentido de avance, tenía numerosas ondulaciones y una ligera pendiente descendiente hacia la derecha, con dos grandes socavones de tierra en la zona final del recorrido. Las marcas evolucionaban en dos tramos: los primeros 30 metros y los últimos 27 metros hasta llegar al helicóptero:

- En los primeros 30 metros se identificaban las dos huellas continuas de las ruedas del tren principal, separadas el ancho del tren del AW139. En este tramo, aunque desnivelado, no existían socavones.
- Los últimos 27 metros:
  - La huella del tren izquierdo continuaba otros 27 m hasta el helicóptero.
  - La huella del tren derecho se identificaba dividida en tres tramos, ya que atravesaba dos grandes socavones de tierra de 15 y 10 m^2 (ver figura 8).
  - La huella doble del tren de morro se había marcado en dos tramos: en el primero de ellos se encontraba a 70 cm de la huella izquierda y, en el último tramo, ya cercano al helicóptero, se encontraba a 40 cm de la huella del tren derecho, indicativo de un derrape primero hacia la izquierda y después hacia la derecha.
  - La separación entre las huellas del tren principal en este tramo disminuía desde los 3 metros iniciales hasta los 2 metros cerca del helicóptero, coherente con el desplazamiento lateral que evidenciaban las huellas del tren de morro respecto a las del tren principal.

1.13. Información médica y patológica

El piloto no sufrió daños durante el evento. A la zona del accidente acudió un helicóptero del SESCAM, que le desplazó hasta un hospital donde fue examinado con resultado satisfactorio.

1.14. Incendio

No se encontraron evidencias de incendio en vuelo o después del impacto.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

Los sistemas de retención realizaron correctamente su función y el habitáculo de cabina mantuvo su integridad estructural, por lo que el piloto no sufrió daños y pudo abandonar el helicóptero sin ningún problema.

Tras detener el helicóptero el piloto comprobó que no había cobertura por lo que activó la baliza de emergencia, que fue detectada por el Servicio Aéreo de Rescate (SAR) a las 13:35 h. Tras una hora andando en busca de cobertura consiguió encontrar una zona donde realizó dos llamadas. Regresó al helicóptero. A la zona acudieron un helicóptero del SESCAM, una ambulancia y dos patrullas de la Guardia Civil de Cuenca.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1 Pruebas en el Laboratorio de Biodinámica del CIMA

Los datos obtenidos del FDR mostraron que el helicóptero estuvo sometido a aceleraciones verticales y oscilaciones en el ángulo de asiento antes de iniciarse la desestabilización. Con objeto de valorar el posible efecto de estas oscilaciones, así como las condiciones de luz, en las capacidades del piloto, se realizaron ensayos en el simulador de la Unidad de Desorientación Espacial del Laboratorio de Biodinámica del CIMA.

Las pruebas se realizaron con dos pilotos de helicópteros, de más de 5000 h de vuelo, a los que no se les proporcionó ninguna información sobre el accidente. Se les situó en la misma zona geográfica, a la misma hora y con las mismas condiciones meteorológicas y de visibilidad. Los escenarios fueron los siguientes:

- Escenario 1: Establecidos en vuelo recto y nivelado, con los mismos valores de altitud y velocidad, se indujeron externamente las aceleraciones verticales registradas en el FDR.
- Escenario 2: Establecidos en vuelo recto y nivelado, con los mismos valores de altitud y velocidad, y en condiciones de vértigo de parpadeo (flicker vértigo)[12], se indujeron las aceleraciones verticales registradas en el FDR previas a la desestabilización.

[12] El vértigo de parpadeo (flicker vértigo) es un fenómeno de desorientación espacial que produce percepciones erróneas de la posición, velocidad y altura de la aeronave. Puede producir la sensación de giro en el piloto, así como otros efectos como náuseas, mareo o confusión. Tiene su origen en la exposición intermitente a una luz brillante de baja frecuencia, como por ejemplo la luz de sol cenital a través del rotor principal de un helicóptero, la luz del sol de tarde a través de la hélice de una aeronave de ala fija, o las luces estroboscópicas en entornos de niebla. En el evento del EC-NEH la posición del sol y las condiciones del cielo favorecían este efecto.

Las conclusiones fueron las siguientes:

- Escenario 1: Las oscilaciones previas al evento no tuvieron ningún efecto en los pilotos, no les generaron sensaciones de malestar físico y eran conscientes de su posición respecto al entorno. La recuperación del helicóptero fue rápida (del orden de 3 segundos). Su valoración personal es que el escenario simulado era normal en zonas de montaña.
- Escenario 2: El efecto de la luz intermitente del flicker vértigo fue reportado como “molesto” pero no tuvo ningún efecto adicional. Las reacciones y recuperación del helicóptero fueron similares a las del escenario 1.

Adicionalmente se simuló un tercer escenario, colocando el helicóptero en la actitud anormal de vuelo de 140º de balance para valorar la capacidad de recuperación. Si bien los pilotos consiguieron recuperar el control del helicóptero en un tiempo relativamente corto, no ha permitido obtener conclusiones relevantes, puesto que el accidente responde a un escenario altamente inestable y cambiante en los tres ejes, que no era posible reproducir en simulador.

1.16.2 Pruebas funcionales de las ventanas

Se realizaron pruebas funcionales de apertura en emergencia de dos ventanas del helicóptero EC-NEH: en la ventana del copiloto, cuya instalación es idéntica a la del comandante y en otra ventana de la cabina de pasaje, del mismo lado que la desprendida. Los resultados fueron satisfactorios: las ventanas se abrían ejerciendo una fuerza normal y quedando las juntas unidas a la puerta y a la ventana, respectivamente. Se confirmó que el adhesivo utilizado tanto en las ventanas desprendidas en el evento como en las comprobadas en la inspección era el mismo.

1.16.3 Pruebas del material de instalación de las ventanas

Se tomaron muestras de las juntas, cuñas de relleno y los adhesivos de pegado que forman parte de la instalación de las ventanas. Estas muestras fueron llevadas a un laboratorio y sometidas a pruebas[13] de dureza, fluencia, térmicas y de cristalización. Las mismas pruebas fueron realizadas también en juntas, cuñas de relleno y adhesivo nuevos, para comparación con los instalados en el helicóptero. Los resultados de estas pruebas fueron concluyentes: los materiales eran conformes con las especificaciones requeridas, y no mostraban cambios químicos o físicos respecto a los nuevos.

1.16.4 Cargas de diseño sobre las ventanas desprendidas

Con objeto de determinar las cargas máximas a las que, por certificación, las ventanas pueden estar sometidas, se consultaron las especificaciones de diseño. La normativa de certificación CS29 con la que se certificó el AW139, establece 16 casos de estudio (figura 12) definidos mediante combinaciones de velocidad, ángulos de asiento, ángulos de guiñada y zonas de aplicación de la carga, para los que se deben realizar los cálculos de carga. Los resultados de interés para el accidente indican que:

[13] Hardness SHORE A ref. ASTM D2240, creep tests in compression at 50ºC and 70ºC, thermal analysis, DSC and crystallization.

- La ventana del comandante está diseñada para soportar una carga máxima[14] de succión de 197 kg (obtenido en un escenario definido con el helicóptero volando a 185 kt, -5º de ángulo de asiento y -8º de guiñada).
- La ventana de la cabina de pasaje está diseñada para soportar una carga máxima de compresión de 144 kg (para un escenario definido con el helicóptero volando a 130 kt, 0º de ángulo de asiento y -60º de guiñada).

caso de estudio	V_{EAS} (kt)	α_F (º)	β_F (º)
1	100,2 (0,6 V_{NE})	0	-90
2	130	0	-60
3	167 (V_{NE})	0	-20
4	185 (V_D)	0	-10
5	185 (V_D)	-5	-8
6	185 (V_D)	+18	-8
7	130	-17	0
8	150	-13	0
9	167 (V_{NE})	-10	0
10	185 (V_D)	-5	0
11	202,8 (V_D + 30ft/sec)	+2	0
12	202,8 (V_D + 30ft/sec)	+5	0
13	185 (V_D)	+18	0
14	167 (V_{NE})	+20	0
15	150	+22	0
16	130	+24	0

Figura 12. Casos de estudio para cargas de diseño

1.16.5 Cargas aerodinámicas en el evento

Partiendo de los datos del FDR, se realizó una simulación utilizando CFD (computational fluid dynamics) para el cálculo de las cargas a las que estuvo sometido el helicóptero durante el evento. Como el objetivo de la simulación era determinar las cargas más críticas sobre las ventanas, no se simuló todo el vuelo, sino los momentos con las condiciones más críticas y que corresponden al inicio del evento. La simulación contempló 17 condiciones, con distintas combinaciones de velocidad, ángulo de ataque (0-20º) y resbalamiento (0º-90º).

Como comentario general, los cálculos realizados tienen una limitación, debido a que el modelo CFD asume condiciones estacionarias, mientras que el evento estuvo caracterizado por ser no estacionario. En este sentido, todos los resultados obtenidos deben considerarse como inferiores, con mucho, a los que tuvieron lugar en el evento real.

<u>Zonas más cargadas:</u>

Los resultados de este estudio confirmaron que las ventanas sometidas a mayores presiones fueron las que, precisamente, se desprendieron en el evento:

- El lado derecho del helicóptero estuvo sometido a succión, siendo la ventana del comandante la sometida a mayor presión.
- El lado izquierdo del helicóptero estuvo sometido a sobrepresión, siendo la ventana central de la cabina de pasaje la que presentaba el valor máximo.

[14] La carga máxima es la carga límite incrementada por un factor de multiplicación de 1,5.

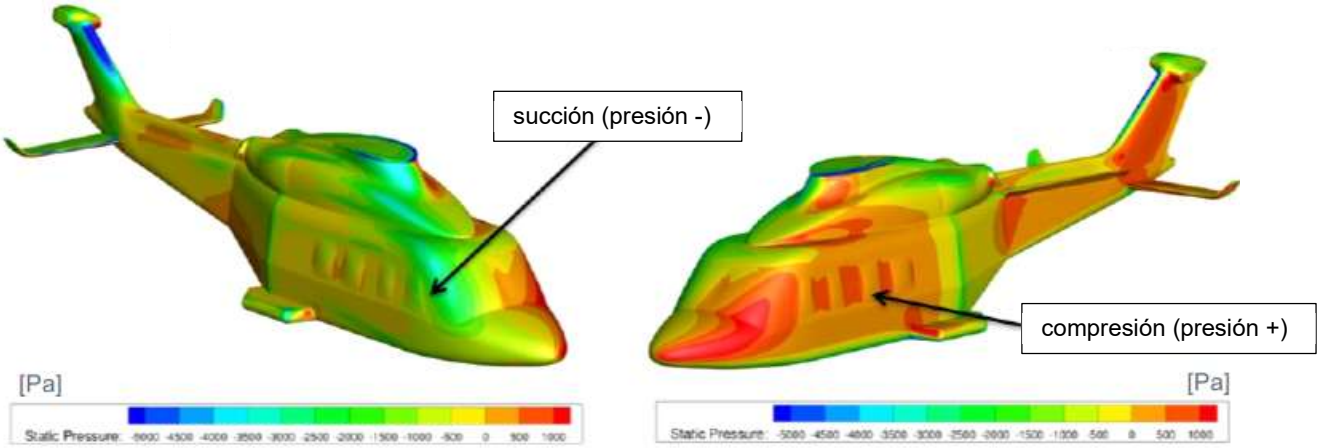

Figura 13. Diagrama de presiones para un caso de estudio (0º ángulo de ataque y 30º resbalamiento)

Secuencia de desprendimiento:

El estudio aerodinámico del evento permitió determinar que la secuencia de desprendimiento de las ventanas fue la siguiente: primero la del comandante y después la de la cabina de pasaje.

1.16.6 Estudio de las ventanas bajo las cargas aerodinámicas del evento

Para el estudio del comportamiento de las ventanas desprendidas se construyó un modelo de elementos finitos (FEM). Este modelo consideraba el desplazamiento en los tres ejes, las cargas aerodinámicas identificadas en el evento, el espesor de 3,2 mm, una velocidad de 140 kt y los 17 casos de combinaciones entre ángulos de ataque y resbalamiento. Como ocurría en el modelo CFD para en el análisis de cargas aerodinámicas, el estudio no reflejaba la realidad debido a limitaciones asociadas a estados estacionarios, y no incorporar condiciones de contorno, como la rigidez de la unión de las ventanas al marco, o el efecto de la disminución de presión en cabina tras el desprendimiento de la primera ventana.

Ventana de cabina de pasaje:

Los resultados obtenidos indicaban que la ventana de la cabina de pasaje se deformaría en forma de “s” (segundo orden), cuando la realidad es que la ventana sufrió deformaciones de primer orden (invirtiendo la curvatura). Los valores numéricos obtenidos con este modelo mostraban una carga máxima de 129 kg, inferior a los 144 kg de certificación, por lo que, según este valor, la ventana no debía haberse desprendido, cosa que sí ocurrió. Para invertir la curvatura el modelo indicaba un valor de 161 kg. Este último valor es muy superior a los 144 kg de carga máxima a compresión por certificación, es decir, antes de invertir la curvatura, la ventana se habría desprendido, cosa que no ocurrió. Estas discrepancias entre la realidad y los resultados del modelo confirman la complejidad extrema de la dinámica del evento, la inestabilidad de cargas, la existencia de picos de carga y la presencia de cargas muy superiores a las de certificación.

En un intento de calcular la carga necesaria para desprender la ventana sin haber debilitado el marco previamente tirando de la cinta roja, el modelo FEM tampoco permitía reproducir todas las condiciones de contorno relativas a la instalación. Considerando que la ventana está pegada a la junta, el hecho de invertir la curvatura debió debilitar la unión entre la junta y el marco de la

ventana, permitiendo su separación completa. En relación con las cargas, las conclusiones son similares a las anteriores: el helicóptero estuvo sometido a unas cargas aerodinámicas muy superiores a las de diseño y a una dinámica muy compleja.

Ventana de la cabina de pilotos:

Los resultados de la simulación arrojan un valor de 113 kg como carga resultante total actuando sobre la ventana de la cabina de pilotos, valor sensiblemente inferior al de certificación (197 kg). Al igual que ocurría en el caso anterior, las limitaciones del modelo utilizado para obtener estos cálculos hacen que estos resultados deban tomarse muy a la baja en relación con la realidad ocurrida en el evento.

1.16.7 Envolvente de certificación en guiñada

Los requerimientos de certificación del AW139 (CS 29.351) establecen una envolvente de vuelo en resbalamiento definida por dos puntos: para 167 kt (V_{NE}) un resbalamiento de 15º, para una velocidad de 100 kt ($0.6V_{NE}$) un resbalamiento de 90º. Esto permite obtener, para una velocidad del entorno de 140 kt, que es en el que se produjo el evento, un resbalamiento máximo de 45º. Este valor fue excedido, con mucho en el evento, en el que el helicóptero alcanzó ángulos de 60º-70º.

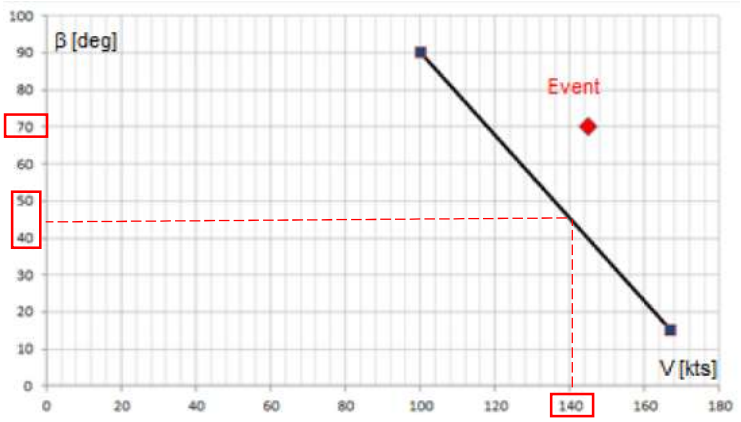

Figura 14. Evento respecto a la envolvente de certificación en resbalamiento

1.17. Información orgánica y de dirección

No aplica.

1.18. Información adicional

No aplica.

1.19. Técnicas de investigación especiales

No aplica.

2. ANÁLISIS

El evento ocurrido el 12 de junio de 2019 al helicóptero AW139 EC-NEH responde a las características de una pérdida de control en vuelo, en tanto que se desarrolló fuera de los márgenes de certificación, especialmente en balance y en resbalamiento. La investigación ha concluido que, consecuencia de esta pérdida de control en vuelo, se produjo:

- El desprendimiento de dos ventanas de emergencia, y
- El cambio a manual del control de la potencia de los dos motores que no fue reconocido por el piloto, y que le llevó a realizar un aterrizaje de emergencia.

2.1. Sobre la pérdida de control

La pérdida de control

El primer aspecto relevante en la pérdida de control fue la decisión del piloto de asumir el control manual completo del helicóptero mediante la actuación sobre los FTR de los mandos cíclico, colectivo y pedales a las 13:30:50. Con esta acción, el piloto anulaba el sistema automático de vuelo del helicóptero y el sistema de estabilización que había estado activo hasta entonces y que, según han confirmado los datos del FDR, había conseguido compensar las perturbaciones producidas por las turbulencias manteniendo al helicóptero estabilizado.

Cuando el piloto asumió el control del helicóptero, el sistema automático de vuelo estaba compensando la turbulencia aparecida 25 segundos antes, con consecuencias en el ángulo de asiento. En balance, concretamente, el helicóptero no había sufrido variaciones y se mantenía estable en el entorno de los -2º. Desde esta situación de partida, el piloto indujo acciones bruscas y extremas (cíclico a la izquierda, pie derecho y colectivo arriba) sobre los mandos que evolucionaron en una pérdida de control que, tres segundos después, alcanzaría su máximo desarrollo.

La principal conclusión del análisis de las acciones comandadas por el piloto es que no estuvieron relacionadas con la posición real en que se encontraba el helicóptero y que tampoco eran coordinadas. En este punto cobra relevancia la descripción del evento realizada por el piloto indicando que, de repente, el helicóptero se situó en una posición de morro arriba y balance de +90º. Esta descripción indica que el piloto estaba percibiendo de forma errónea su posición en el espacio y se considera que es la causa más probable del origen de la pérdida de control.

Con el objetivo de identificar el origen de esta percepción errónea, se analiza el vuelo desde el punto de vista de los movimientos, aceleraciones y cambios de posición del helicóptero, el entorno geográfico y visual en el que se desarrolló, y las tareas, actividades y movimientos que realizó el piloto antes de producirse el evento.

El vuelo previo

La pérdida de control se produjo en un vuelo correctamente planificado, con condiciones meteorológicas adecuadas para el vuelo visual, sin ningún tipo de presión y realizado por un piloto cualificado de alta experiencia que, además, no podía presentar fatiga por actividad.

Durante los 53 minutos previos al evento, el vuelo, salvo algunas dificultades en hacer contacto con ATC por falta de cobertura, había transcurrido sin incidencias. No se encontraba en una zona congestionada que hubiese podido incrementar su carga de trabajo, y tampoco se produjeron sucesos previos que hubiesen podido afectar a los recursos cognitivos y atencionales del piloto.

Respecto al estado de activación o alerta del piloto, del total de los 53 minutos de vuelo, 52 se realizaron con el director de vuelo acoplado a los autopilotos, disminuyendo el número de tareas "activas" del piloto. Con el término tareas "activas" se entienden aquellas que, de cara al análisis, evidencian que el piloto realizaba acciones conscientes sobre mandos o interruptores. En el vuelo del accidente los cambios en los modos del FD, las modificaciones en los parámetros de referencia de los modos del FD y las comunicaciones con ATC son evidencias de este estado "activo" del piloto. La revisión del FDR y CVR mostró que durante los primeros 20 minutos de vuelo las intervenciones del piloto fueron mucho más frecuentes (cada 1-4 minutos) que durante el resto del vuelo (cada 5-13 minutos). Respecto al momento del evento, las últimas evidencias de actividad del piloto se produjeron 5 minutos antes. 15 segundos antes del inicio de la desestabilización el piloto inició la modificación de la altitud de referencia que no llegó a completar. Por lo tanto, se considera que hay indicios de un posible estado de activación bajo condicionado por la fase de vuelo, la zona en la que se encontraba, la falta de estímulos externos y la baja carga de trabajo que requería el vuelo en ese momento.

Geográficamente, el evento se produjo sobrevolando una zona montañosa. El piloto, que había realizado trabajos de lucha contra incendios, estaba familiarizado con el vuelo en entornos de montaña a baja altura, por lo que los posibles efectos de inestabilidad en la atmósfera no eran nuevos para él, y el vuelo en este entorno no debía suponer una situación novedosa. El FDR confirmó que, tal como indicó el piloto en su narración del suceso, el vuelo sufrió tres fenómenos de turbulencia durante el sobrevuelo de la Serranía de Cuenca. Estos fenómenos se produjeron 29 minutos, 3 minutos y 25 segundos antes del evento y, se pueden clasificar[15] como fenómenos de turbulencia ligera, teniendo en cuenta los efectos en los parámetros de vuelo.

<u>8 segundos antes</u>

Dentro del contexto del vuelo descrito anteriormente, la única circunstancia que se ha podido identificar previa a la desestabilización está relacionada con la tercera turbulencia. Identificada como una corriente ascendente, se inició 25 segundos antes del evento y continuó hasta 8 segundos antes, en que el helicóptero pareció salir de esta corriente. Justo esta salida se produjo cuando el piloto terminaba de seleccionar 7500 ft en el ALT SEL knob, y es la única explicación a que el piloto no presionase el botón ALTA del FD para completar el proceso que anteriormente había realizado 5 veces. Considerando que este proceso es un proceso habitual y frecuente en la rutina normal de vuelo, el hecho de no finalizarlo se considera como un indicio de que la turbulencia pudo afectar, de alguna manera, al piloto.

El análisis de los efectos de esta turbulencia muestra que no generó variaciones ni posiciones anormales del helicóptero: los cambios afectaron sobre todo al ángulo de asiento, que sufrió oscilaciones entre -5º y +10º, y a la aceleración vertical que registró un máximo de 1,2 g. Estos valores no se consideran excepcionales. En guiñada y en balanceo el helicóptero se mantuvo estable sin sufrir modificaciones respecto al estado previo a la turbulencia. Estos valores, tanto

[15] De acuerdo con la UK Met Office Handbook of Aviation Meteorology.

en magnitud como en direccionalidad, no deberían haber tenido consecuencias en la capacidad de orientación del piloto. Por otra parte, el vuelo previo había transcurrido en una trayectoria recta y nivelada, no se habían producido virajes mantenidos en el tiempo, las aceleraciones habían sido prácticamente despreciables y no había habido cambios en la visibilidad que hubiesen podido contribuir a generar algún tipo de desorientación espacial en el piloto. Las pruebas realizadas en el Laboratorio de Biodinámica confirmaron estas conclusiones. Respecto a esta perturbación también se pudo descartar la posibilidad de una posible estela turbulenta producida por los ejercicios del programa TLP.

Se revisaron los movimientos que requerían las actuaciones que estaba realizando el piloto, desde el punto de vista de su contribución a una desorientación espacial. El cambio de altitud de referencia en el ALT SEL knob, que es la tarea que estaba realizando, requería una actuación sobre un instrumento situado en una posición central frente al piloto que no requería realizar ningún giro o inclinación lateral. El segundo paso, consistente en presionar el botón ALTA, sí que requería un giro de cabeza hacia la izquierda y hacia abajo y, a pesar de que este segundo paso no llegó a completarse, se desconoce si el piloto llegó a modificar la posición de la cabeza y del cuerpo en algún grado. En conclusión, respecto al proceso que estaba realizando el piloto, el primer paso no debería haber afectado a su capacidad de orientación y, el segundo, que implicaba un giro y una torsión, es el único que podría haberle afectado.

Por último, el estudio junto con el personal del CIMA de las condiciones ambientales en que se desarrolló el vuelo contempló la posibilidad de un vértigo de parpadeo (flicker vértigo), puesto que se daban las condiciones de posición e incidencia del sol sobre el rotor principal, así como de ausencia de nubes durante un periodo de tiempo mantenido. Este fenómeno ha generado ilusiones ópticas en los pilotos que lo han sufrido y, aunque las pruebas realizadas durante la investigación no proporcionaron resultados concluyentes, se incluye en este análisis como uno de los factores que podrían haber afectado al piloto.

Conclusión

El estudio de las cargas y movimientos, en cuanto a intensidad, frecuencia y direccionalidad, generados por las turbulencias previas al vuelo no están asociadas, desde el punto de vista fisiológico, a los fenómenos de desorientación más conocidos y habituales. Sin embargo, el piloto realizó acciones sobre los mandos compatibles con un estado de percepción errónea de su posición en el espacio, cuya única explicación se encuentra en una posible combinación de las siguientes condiciones:

- Un bajo estado de activación condicionado por la fase de vuelo, la zona en la que se encontraba, la falta de estímulos externos y la baja carga de trabajo que requería el vuelo en ese momento.
- Unas condiciones de incidencia de luz sobre el rotor compatibles con el vértigo de parpadeo.
- Las modificaciones en la postura del piloto durante el proceso de cambio de altitud realizado durante una turbulencia.

2.2. Sobre el desprendimiento de las ventanas de emergencia

El evento se caracterizó por ser altamente inestable y haberse desarrollado con una dinámica compleja y extrema que sobrepasó los límites de certificación del helicóptero: en tres segundos se alcanzó un ángulo de balance de -140º a la vez que se producían oscilaciones en guiñada con variaciones consecutivas de +54º/s, -31º/s y +70º/s y en variaciones en el ángulo de asiento con valores máximos alternos de -12º y 21º.

La investigación sobre el desprendimiento de dos ventanas de emergencia se centró en valorar si este hecho era esperable en un evento de estas características o, por el contrario, las ventanas deberían haber permanecido en su posición. Para ello se revisaron las cargas que, por diseño, deben soportar las ventanas y se realizaron estudios con CFD y FEM para poder determinar las que se produjeron en el evento. Estos estudios, a pesar de presentar limitaciones por la incapacidad para reproducir la dinámica del evento, han permitido confirmar que, efectivamente, el evento fue altamente inestable y que los valores de cargas calculados se deben considerar inferiores a los reales que se debieron producir en el evento. Aún con estas limitaciones, las conclusiones son claras.

Las ventanas más cargadas, según los cálculos, fueron precisamente las que se desprendieron en el evento y la secuencia de desprendimiento fue la siguiente: primero la ventana del comandante de la cabina de pilotos y segundo la ventana central izquierda de la cabina de pasaje.

El CVR permitió situar temporalmente este momento alrededor de las 13:50:52, con la aparición de ruido aerodinámico en la cabina, producido por la entrada de aire. Este ruido coincidió con los momentos más extremos del evento, donde el helicóptero que se desplazaba a 135 kt de velocidad indicaba, desarrollaba variaciones en guiñada amplias y opuestas a la vez que descendía y alabeaba situándose en invertido. Como consecuencia, el helicóptero quedaba sometido a unas cargas que fueron la causa del desprendimiento de las dos ventanas.

La ventana de cabina de pilotos, que no fue recuperada, fue la primera en salir despedida. Si bien esta ventana mostraba discontinuidades de pegado de la junta, no influyeron en el evento ni en su funcionalidad tanto en condiciones normales como de emergencia.

En el caso de la ventana de la cabina de pasaje, el hecho de que saliese desprendida con la junta roja instalada confirma que las cargas fueron muy superiores a las de diseño. La inversión de la curvatura se produjo previamente al desprendimiento, lo que confirma que estaba sometida a cargas incluso superiores a las de inestabilidad, incrementadas por el descenso en la presión de cabina después de haberse desprendido la ventana del comandante. Una vez invertida la curvatura, se redujo la capacidad de retención de la ventana en su posición y, puesto que en esta ventana el adhesivo no va aplicado al helicóptero, se desprendió el conjunto entero. Los cálculos realizados indican que antes de invertirse la curvatura la ventana se tendría que haber desprendido, cosa que no ocurrió. Estas diferencias entre la realidad y los resultados del modelo confirman la complejidad extrema de la dinámica del evento, la inestabilidad de cargas, la existencia de picos y la presencia de cargas reales muy superiores a las de diseño.

Además de los estudios teóricos, se realizó una comprobación funcional de las ventanas, confirmando que la expulsión en emergencia de las ventanas se realizaba correctamente y

cumplía con su funcionalidad, tanto en condiciones normales como en emergencia. Por último, respecto al análisis de los materiales utilizados en la instalación de las ventanas de emergencia, las pruebas y análisis permitieron confirmar que eran conformes con las especificaciones requeridas y que no mostraban cambios químicos o físicos respecto a materiales nuevos.

En conclusión, la investigación ha permitido confirmar que el desprendimiento de las ventanas tuvo su origen en las cargas estructurales producidas durante el evento, desprendiéndose en un momento cercano a las 13:30:52.

2.3. Sobre el cambio a manual del control de potencia de los motores

Durante el vuelo previo al evento los parámetros N1, N2, TQ (de ambos motores) y NR en relación con la posición del mando del colectivo, confirmaron que los dos motores estaban operando dentro de límites, acoplados al rotor principal y siguiendo los movimientos del colectivo.

En lo que respecta al evento, la investigación pudo confirmar, en ambos motores, una condición de sobrevelocidad de las turbinas de potencia que evolucionó hasta unos valores tipificados como fallo crítico del EEC, que fueron detectados por los dos EEC y que originaron el cambio automático del modo de funcionamiento de los dos EEC. Este proceso, por lo tanto, tuvo dos fases que explican por qué el piloto interpretó que los motores se habían parado: la primera fase tiene que ver con la condición de sobrevelocidad y la segunda con el fallo crítico.

La condición de sobrevelocidad de la turbina, iniciada cuando las N2 superaron el 111% a las 13:30:55, produjo que el sistema de protección del motor entrase en operación, limitando al mínimo el flujo de combustible suministrado al motor en un intento de bajar las N2 por debajo del 109%. A pesar de que el sistema de protección estaba funcionando, como se confirmó en el descenso de las N1 y en el flujo de combustible, las N2 siguieron aumentando. Se considera que el motivo por el que el sistema de protección no pudo evitar que las dos turbinas siguiesen acelerándose fue una combinación de las actuaciones sobre el colectivo (que fue bajado bruscamente desde el tope superior al tope inferior en menos de un segundo), junto con la evolución del helicóptero (balance en el entorno de los -79º, descendiendo a un régimen de -6500 fpm y un ángulo de asiento de +22º).

Las dos turbinas continuaron acelerándose hasta que a las 13:30:56, superaron el valor del 127%, mientras que las N1 estaban en el 80% y el flujo de combustible al mínimo en ambos motores. Esta condición (N2 por encima del 127% y N1 por encima del 70%) inició la segunda fase a las 13:30:56, produciendo el cambio del modo de funcionamiento del EEC de AUTOMATICO, en el que estaba, a MANUAL en ambos motores a la vez. Este cambio no fue comandado por el piloto, sino que fue automático, y, cuando se produjo, el sistema de protección contra la sobrevelocidad estaba operativo. Este sistema se mantendría varios segundos más y conseguiría que las N1 descendiesen hasta el 60% aproximadamente y bajar las N2 por debajo del 109%.

Este estado activo del sistema de protección fue lo que originó que cuando el piloto tiró del colectivo a los dos segundos no notara efecto sobre la potencia, puesto que el combustible estaba restringido al mínimo.

Más adelante, las actuaciones sobre el colectivo tampoco tuvieron respuesta en la potencia debido a que, en estos momentos el estado del EEC en MANUAL deshabilitaba el control del combustible a través del colectivo. Esta doble condición fue la que llevó al piloto a identificar que los motores habían fallado.

Puesto que el cambio a MANUAL no fue identificado por el piloto, no pudo realizar la gestión del combustible a través de las palancas ECL, que se mantuvieron fijas en la posición de FLIGHT durante el resto del vuelo. Cuando el sistema de protección contra la sobrevelocidad se deshabilitó, los motores se aceleraron hasta la condición que tenían cuando se produjo la transición de AUTO a MANUAL y que correspondía a un valor del N1 cercano al 80% y un TQ cercano al 60%.

En conclusión, el funcionamiento de los motores antes, durante y después del evento fue el esperado, descartándose problemas de funcionamiento o contribución al accidente.

2.4. Sobre el descenso, la toma y los restos

El resto del vuelo tras el cambio de las EEC, y puesto que no se actuó sobre las palancas ECL para realizar el control de la potencia del motor, consistió en un descenso con los motores activos desarrollando potencia hasta la que tenía en el momento del cambio de AUTO a MANUAL.

El descenso, que se realizó de forma controlada, tuvo un perfil bastante inestable con multitud de avisos y alarmas generadas sobre todo por las dificultades en controlar las revoluciones del rotor y de la turbina y por el exceso de velocidad de descenso que provocó alertas de proximidad al terreno. A pesar de todo, la toma se realizó de forma satisfactoria con daños limitados en el helicóptero y en el piloto.

Las conclusiones principales en relación con la toma indican que el helicóptero hizo contacto con el terreno de forma nivelada, alineado, con velocidad (700 fpm y 12 kt IAS) y que avanzó rodando sobre el tren de aterrizaje durante 57 metros.

Los daños producidos en el tren de aterrizaje, en el fuselaje inferior del helicóptero, en el rotor principal y en la balsa izquierda se produjeron durante la toma de contacto y el rodaje en tierra, descartándose su contribución al accidente y su aparición en momentos previos a la toma.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Constataciones

General:

- El vuelo se desarrolló sin incidencias antes del evento.
- El vuelo atravesó tres zonas de turbulencia ligera, la última de las cuales inmediatamente antes del evento de desestabilización y pérdida de control.
- El sistema automático de vuelo estuvo activo y funcionando adecuadamente hasta el inicio de la desestabilización del helicóptero.
- El sistema automático de vuelo había compensado las perturbaciones de las zonas de turbulencia, manteniendo al helicóptero estable y nivelado antes del evento.

Evento:

- El evento se inició cuando el piloto asumió el control completo manual del helicóptero a través de los FTR de los mandos cíclico, colectivo y pedales.
- La pérdida de control se tradujo en un ángulo de balance máximo de -140º desarrollado en tres segundos, unido a variaciones alternas en el ángulo de guiñada de +54º/s, -31º/s y +70º/s y a variaciones en el ángulo de asiento con valores máximos alternos de -12º y 21º.
- La pérdida de control se produjo debido a las acciones comandadas por el piloto sobre los mandos de vuelo. Estas acciones no estaban relacionadas con la posición real del helicóptero.
- La pérdida de control generó unas cargas en el helicóptero que provocaron el desprendimiento de dos ventanillas de emergencia.
- Durante la pérdida de control, los motores sufrieron una sobrevelocidad que superaron el 127% N2. Esta condición fue detectada por los EEC que pasaron automáticamente al modo de funcionamiento MANUAL.
- El cambio de las EEC a MANUAL no fue detectado por el piloto.
- A los 11 segundos, el piloto había recuperado el control del helicóptero.
- El descenso se realizó con los motores funcionando.
- La toma de contacto y el rodaje produjeron daños en el tren de aterrizaje, fuselaje inferior, balsa izquierda y rotor principal.

3.2. Causas/Factores contribuyentes

La causa probable del accidente ocurrido al helicóptero EC-NEH fue una pérdida de control en vuelo tras la desconexión del sistema de vuelo automático mediante los interruptores FTR (Force Trim Release) y la asunción del control manual por parte del piloto. La pérdida de control fue debida, probablemente, a una percepción errónea del piloto de la actitud real del helicóptero.

4. RECOMENDACIONES

Ninguna.