INFORME TÉCNICO A-045/2011

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 12 de noviembre de 2011, 11:12 h local ¹
Lugar	Andratx, zona boscosa de La Trapa (Illes Balears)

AERONAVE

Matrícula	G-WOOW
Tipo y modelo	HUGHES 369E
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	ROLLS ROYCE 250-C20B
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	53 años	
Licencia	Piloto privado de helicóptero (PPL(H))	
Total horas de vuelo	110 h	
Horas de vuelo en el tipo	40 h	

LESIONES	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación	1		
Pasajeros	1		
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	450 m² de monte bajo y matorral

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado	
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a baja altura	

INFORME

Fecha de aprobación	28 de noviembre de 2012
---------------------	-------------------------

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora UTC salvo que se indique específicamente lo contrario. La hora UTC se calcula restando 1 hora a la local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El sábado 12 de noviembre de 2011 la aeronave Hughes 369E, matrícula G-WOOW, despegó del aeropuerto de Son Bonet (Illes Balears) a las 10:40 h aproximadamente para realizar un vuelo privado con dos personas a bordo de 1 hora y 15 minutos de duración según el plan de vuelo presentado. El destino era el mismo aeropuerto de salida y la aeronave contaba con combustible suficiente para una autonomía de 2 horas y 40 minutos.

Los dos ocupantes de la aeronave eran el piloto, quien volaba frecuentemente esta aeronave debido a la amistad que le unía con el dueño de la misma, y un pasajero que volaba en el asiento delantero libre al lado del piloto, amigo de éste desde hacía unos 20 años aproximadamente. El pasajero no tenía licencia de vuelo, pero había volado con anterioridad en helicópteros.

El vuelo discurrió inicialmente hacia el norte de la isla, dejando la localidad de Sóller a su izquierda, emprendiendo entonces rumbo noreste hacia el monte Puig Mayor, que dejaron a su izquierda (véase figura 1). Un poco más adelante, se realizó un viraje de



Figura 1. Plano general

unos 90 grados a la izquierda y así continuó el vuelo en dirección hacia el mar, saliendo a éste en las inmediaciones de Sa Calobra. Una vez sobre la costa, el vuelo discurrió paralelo a la misma, en rumbo suroeste hasta que se adentró en la isla con rumbo sureste por el valle Es Ratjolí (al norte de Andratx).

3 minutos después aproximadamente el helicóptero realizó un vuelo estacionario en un valle conocido como Comellar de Sa Guixería orientada la aeronave hacia el sureste a una altura sobre el terreno de alrededor de 80 m, muy próxima al punto kilométrico 106 de la carretera MA-10 (zona boscosa a unos 4 km al norte de Andratx).

Durante el mencionado vuelo estacionario la aeronave se desestabilizó y realizó un descenso prácticamente vertical describiendo 2 giros completos alrededor de su eje vertical en sentido a derechas. Al finalizar el segundo giro colisionó contra la ladera de la montaña.

Tras el impacto se incendió la aeronave quedando completamente destruida. El incendio en la vegetación se extendió a un área de unos 450 m² y tuvo que ser sofocado por bomberos.

Los dos ocupantes de la aeronave fallecieron en el acto.

1.2. Información sobre el personal

El piloto a los mandos poseía licencia de piloto privado de helicópteros PPL (H) desde el 20 de enero de 2011 emitida por la autoridad aeronáutica del Reino Unido, válida hasta el 19 de enero de 2016. Asimismo poseía las siguientes habilitaciones de tipo:

- R44 válida hasta el 7 de diciembre de 2012.
- Hughes 369E, obtenida el 3 de junio de 2011 y válida hasta el 2 de junio de 2012.

También contaba con certificado médico JAA de clase 2 válido y en vigor hasta el 4 de noviembre de 2012.

El piloto de la aeronave era amigo del propietario de la misma y volaba con asiduidad en ella en los últimos meses.

El libro de vuelos del piloto no se pudo recuperar, pues iba dentro de la aeronave y resultó calcinado. Por ello las horas de vuelo totales (y en el tipo) del piloto han sido estimadas con ayuda del personal de la escuela en la que realizó los estudios y vuelos conducentes a la obtención de sus licencias. El último registro que se tiene del libro de vuelos del piloto es del 8 de diciembre de 2010, cuando contaba con 66 h de vuelo.

1.3. Información sobre la aeronave

El helicóptero Hughes 369E (también conocido como MD 369E) con matrícula G-WOOW fue fabricado en el año 1989 con número de serie 0344E. Estaba equipado con un motor Rolls Royce 250-C20 con número de serie CAE 835726 que proporciona una potencia máxima en despegue de 420 SHp².

La aeronave no estaba equipada con registradores de vuelo ni de voz ni de datos (no era preceptivo para este tipo de aeronave).

El peso máximo al despegue es de 3.000 lb (1.361 kg) y hasta el día anterior al del accidente contaba con 3.116 h de vuelo y 3.098 h de motor. Tenía capacidad para 4 personas.

El rotor principal está formado por 5 palas, y su diámetro es de 8,1 m. El rotor de cola de este modelo, cuyo diámetro es de 1,4 m, está compuesto por 2 conjuntos de 2 palas cada uno que son actuados mediante sendos pares de links independientes para cada conjunto y hacen variar el paso de las 4 palas a la vez cuando así es requerido por el piloto.



Figura 2. Fotografía de la aeronave siniestrada

² «Shaft Hp»: Caballos de vapor de salida en el eje de la turbina.

El sentido de giro del rotor principal es antihorario visto el helicóptero en planta. El rango de operación normal en vuelo del rotor principal es de 487 a 492 rpm³.

La aeronave está certificada para operación de un solo piloto y en este caso estaba configurada para que éste volase a la izquierda. Asimismo, contaba con doble mando en el puesto delantero derecho.

1.3.1. Certificados de aeronavegabilidad y matrícula

El certificado de aeronavegabilidad había sido expedido por la autoridad de aviación civil británica (UK CAA⁴) el 19 de mayo de 2011.

Esta aeronave había sido comprada por su actual dueño (de nacionalidad británica) al anterior en la primavera de 2011, motivo por el cual la aeronave fue matriculada en el Reino Unido el 21 de abril de 2011 como G-WOOW frente a su anterior matrícula francesa F-GTLF (cuyo certificado de aeronavegabilidad expedido por la autoridad francesa expiraba el 29 de enero de 2012).

1.3.2. Mantenimiento

Con motivo de la compra de la aeronave y de su nueva matriculación en el Reino Unido el mantenimiento dejó de ser hecho en Francia y pasó a realizarse en el Reino Unido. El último mantenimiento efectuado en Francia fue una revisión anual, coincidente con la de 100 h, cuando la aeronave contaba con 6.062 ciclos, 3.046:15 h de vuelo, 3.028:35 h de motor y 18.277 TE⁵, el 1 de abril de 2011.

Pocos días después en el centro de mantenimiento del Reino Unido se realizó una nueva medición de pesada y centrado de la aeronave, así como una inspección general especial a la célula y al motor que se hizo coincidir con la revisión de 50 horas o 6 meses. Dichas actividades se realizaron entre los días 6 de abril y 24 de mayo de 2011, cuando la aeronave contaba con 6.080 ciclos, 3.050:55 h de vuelo, 3.033:15 h de motor y 18.295 TE.

En el certificado de puesta en servicio de la aeronave⁶ firmado el 24 de mayo de 2011 por el centro de mantenimiento autorizado que lo llevó a cabo se hace constar que en

⁴ United Kingdom Civil Aviation Authority.

³ Sección 2-6 del Manual de vuelo de la aeronave.

⁵ Torque Event. MD Helicopters Inc. ha definido el término como toda situación de transición a vuelo estacionario desde vuelo horizontal o cualquier operación de carga externa. Según el fabricante, dichas situaciones pueden contribuir a generar fatiga en el helicóptero y por ello deben ser contabilizadas por el piloto en cada vuelo y anotadas en el libro de vuelos del helicóptero para ser tenidas en cuenta para el mantenimiento.

⁶ Habitualmente denominado CRS («Certificate for Release to Service»).

40 horas de vuelo más o en 200 TE más debe volver a mantenimiento para cumplir con la Directiva de Aeronavegabilidad *FAA AD 2005-21-02 & SB369E-095 R2 M/R blade torque event inspection*⁷. Dicha inspección se llevó a cabo el 12 de julio de 2011 cuando la aeronave contaba con 6.125 ciclos, 3.084,4 h de vuelo, 3.066,8 h de motor y 18.446 TE. Como resultado se le convocó para la siguiente inspección de la directiva antes de cumplir 3.119,4 h de vuelo o 200 TE más.

Tras la puesta en servicio de la aeronave el 24 de mayo de 2011, la siguiente revisión de 50 h debería haber sido prevista para cuando la aeronave contase con 3.100:55 h de vuelo, sin embargo, por error fue prevista para cuando llegase a las 3.146:15 h, esto es 100 h después de la última revisión anual llevada a cabo en Francia.

Los futuros mantenimientos programados por el centro de mantenimiento en el Reino Unido eran (previstos por horas de vuelo realizadas):

• Inspección de 50 h Coincidente (por error) con la de 100 h

Inspección de 100 h-célula: 3.146,2 h
Inspección de 300 h-célula: 3.263,9 h

• Inspección de 150 h/anual-motor: 3.196,2 h/31 de marzo de 2012

• Inspección de 300 h/anual-motor: 3.263,9 h

• Inspección anual general célula y motor: 31 de marzo de 2012

1.3.3. Peso y centrado

Utilizando como documento de partida el último peso y centrado certificado de la aeronave efectuado el 24 de mayo de 2011 (peso en vacío 1.606,60 lb a 109,21 in 8 dando un momento de 175.456,786 lb \times in) y las siguientes consideraciones:

- La aeronave partió con los depósitos de combustible llenos.
- El tiempo de vuelo estimado hasta que ocurrió el accidente fue de 30 minutos aproximadamente, lo que equivale a unas 100 lb de combustible consumido⁹.
- El combustible se va consumiendo primero del tanque principal.

⁷ Básicamente dirigida a la detección de grietas en las palas e indicios de fatiga.

⁸ El datum o referencia para el centrado se sitúa 100 in (2,54 m) por delante del eje del rotor principal.

⁹ El consumo de esta aeronave en el tipo de vuelos que habitualmente realizaba estaba estimado alrededor de 30 galones (113,56 l) de Jet A-1 por hora de vuelo. Teniendo en cuenta que la densidad del Jet A-1 es 0,8 kg/l se calcula un valor de 100 lb de combustible consumido.

	ĺtem	Peso (lb)	Brazo de palanca (in)	Momento (lb × in)
	Peso básico en vacío	1.606,60	109,210	175.456,786
Sin combustible	Piloto	200,00	73,500	14.700,000
	Pasajero delantero	200,00	73,500	14.700,000
	Peso y momento total sin combustible	2.006,60		204.856,786
	Centro de gravedad sin combustible		102,091	
	Depósito principal	435,00	98,100	42.673,500
Con combustible	Depósito auxiliar	136,50	119,000	16.243,500
a tope al despegue	Peso y momento total sin combustible	2.578,10		263.773,786
	Centro de gravedad sin combustible		102,313	
	Depósito principal	335,00	98,100	32.863,500
	Depósito auxiliar	136,50	119,000	16.243,500
Tras 30 min. de vuelo	Peso y momento total tras 30 min. de vuelo	2.478,10		253.963,786
	Centro de gravedad tras 30 min. de vuelo		102,483	

Tabla 1. Peso y centrado

En la página 2-3 del Rotorcraft Flight Manual¹⁰ del MD 369E correspondiente al punto *2-4 Weight limitations* se puede encontrar la figura 3, que es la envolvente de centro de gravedad, en la que se han situado los puntos obtenidos en la tabla anterior.

En color verde se representa la situación de plena carga de combustible al despegue y en color rojo a la que se llega tras 30 minutos de vuelo. En ambos casos, la operación se estaba realizando dentro de los límites establecidos por el fabricante.

¹⁰ Manual de vuelo del fabricante.

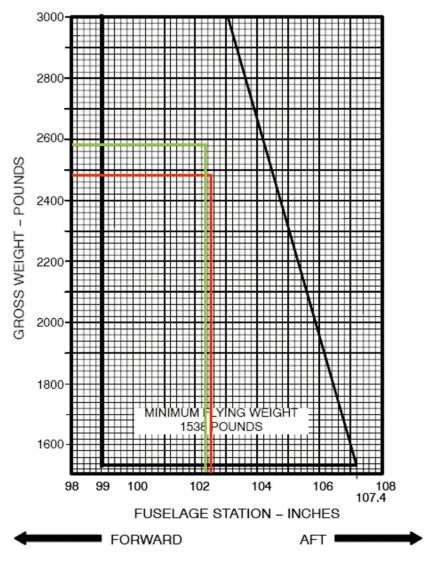


Figura 3. Centro de gravedad

1.4. Información meteorológica

Se ha recabado información meteorológica procedente de 3 estaciones meteorológicas distantes 10, 22 y 23 km respectivamente del lugar del accidente y de los testigos que presenciaron el mismo. Asimismo, también se ha consultado el METAR¹¹ del aeropuerto de Palma de Mallorca, distante 28 km del lugar del accidente.

Los datos recogidos en las 3 estaciones citadas indican que a las 11:10 h los vientos eran de componente Este, de intensidad entre 3 y 6 kt, con rachas máximas de 13 kt. La temperatura entre 20 y 21 °C, humedad relativa alrededor del 75% y cielo poco nuboso o despejado.

¹¹ Informe meteorológico de aeródromo.

Los datos en el aeropuerto de Palma de Mallorca indican que a las 11:00 h los vientos eran de componente Noreste (50° de predominio, pero variables entre 10° y 80°) con 7 kt de intensidad, la temperatura 20 °C y 1.025 hPa de QNH¹². A las 11:30 h los vientos eran de componente Este (60° de predominio, pero variables entre 30° y 120°) con 6 kt de intensidad, la temperatura 21 °C y 1.025 hPa de QNH. En ambos casos no se preveían cambios significativos.

No se produjeron precipitaciones ni otros fenómenos adversos y las condiciones de visibilidad eran óptimas.

Del testimonio de varios testigos se desprende que los vientos reinantes en la zona del accidente eran flojos, con alguna racha. Asimismo, las condiciones de luz y visibilidad eran óptimas con ausencia de nubes (el testimonio de los testigos se refuerza con un video grabado por uno de ellos en la zona en el que confirman las condiciones descritas).

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

El lugar donde impactó la aeronave es una ladera con pendiente (aproximadamente del 20% en el punto donde el helicóptero impactó) de monte bajo y matorral. Los restos de la aeronave quedaron concentrados en un área rectangular de aproximadamente 20 x 15 m. En el gráfico situado en el apartado 1.7.2 se puede observar un esquema del accidente.

Tras el impacto se produjo un incendio, que tuvo que ser sofocado por los bomberos, en el que se calcinaron la gran mayoría de los restos de la aeronave y la vegetación de la zona.

En la parte más alta de la zona marcada en el plano fue donde la aeronave golpeó inicialmente y es donde se encontró mayor concentración de cristales procedentes de las ventanas del helicóptero. También en la parte alta se encontró el patín derecho.

En la parte más baja de la zona marcada en el plano es donde se encontraron los restos principales (y más pesados) de la aeronave, que se encontraba orientada hacia el sur. Entre la parte más alta y más baja había restos dispersos de menor tamaño y peso.

En los restos de la aeronave se encontró que:

• La posición del puño de mando de gases y la posición de la leva del control de combustible del motor («Bendix fuel control») encontradas eran congruentes y ambas estaban situadas en posiciones de vuelo.

¹² Reglaje de la subescala del altímetro para obtener elevación estando en tierra.

• De los 2 conjuntos de 2 palas cada uno que componen el rotor de cola, uno (el más exterior) estaba separado de sus puntos de anclaje al conjunto.

Se recuperaron las piezas que hacen de unión de los componentes que se encontraron separados, y que presentaban roturas para ser analizadas. Del estudio de dichas fracturas se ha concluido que fueron provocadas como consecuencia del impacto contra el terreno y se han descartado tanto roturas por fatiga como roturas en vuelo.

Los restos del rotor de cola, incluidas sus partes sueltas, estaban concentrados y ninguno de sus componentes se encontró fuera de la zona de concentración de los restos.

1.6. Información médica y patológica

En los estudios forenses toxicológicos efectuados se muestra que el piloto de la aeronave contaba con un contenido de alcohol etílico en sangre de 0,76 g/l \pm 0,05 g/l.

1.7. Ensayos e investigaciones

1.7.1. Combustible del último repostaje

La aeronave realizó su último repostaje de combustible (Jet A-1) el día 11 de noviembre de 2011, entre las 11:14 y 11:21 h tras haber regresado de volar. Se repostó combustible hasta llenar los depósitos.

Dicho combustible procedía de la unidad de repostaje U/R 302 del Aeropuerto de Son Bonet.

Desde que la U/R 302 fue llenada el 6 de noviembre de 2011 a las 12:00 h realizó hasta el 14 de noviembre 12 repostajes (4 de ellos a la aeronave G-WOOW los días 8, 9, 10 y 11 de noviembre). Ninguna de las aeronaves que repostaron combustible de la citada unidad de repostaje reportó incidencia alguna relacionada con el combustible suministrado.

No obstante, el día 12 de noviembre, tras ocurrir el accidente, se tomaron muestras de combustible de la U/R 302 para ser analizadas.

Se realizó un primer análisis urgente el 12 de noviembre de 2011 que indicó normalidad en la muestra. Posteriormente se realizó otro análisis el 17 de noviembre de 2011 que confirmó la calidad del combustible.

1.7.2. Testigos

Muy próximo al lugar del accidente se encontraba un equipo de cámaras profesionales de televisión grabando un anuncio publicitario de un automóvil. El equipo se encontraba realizando grabaciones y fotografías del vehículo estacionado en un mirador que se encuentra en la carretera MA-10 a escasos 200 m al sur del punto kilométrico 106, lugar desde el que se divisa el valle y a lo lejos la salida de éste hacia el mar. Desde este lugar los testigos tuvieron una visión directa de la aeronave desde que llegó al lugar donde ellos se encontraban y más tarde cuando ocurrió el accidente.

Según la declaración del testigo que presenció la secuencia completa de los hechos, el helicóptero inicialmente entró en el valle volando procedente del mar (que él veía al noroeste), sobrevoló la zona en la que más tarde se produjo el accidente y seguidamente se marchó de allí hacia el noreste siguiendo la carretera MA-10 hacia Estellencs, alejándose del testigo. El testigo calcula que la distancia más próxima entre él y el helicóptero fue de unos 200 m y que éste volaba a una altura sobre el terreno de unos 100 m aproximadamente.

Al cabo de un rato (varios minutos en su opinión), el helicóptero regresó, apareciendo por donde antes se había marchado y volvió a la misma zona (la más cercana al testigo) por la que había volado anteriormente. Allí se detuvo en el aire, con orientación mirando hacia el sureste y aproximadamente a una altura sobre el terreno de unos 70-80 m. El testigo veía el helicóptero casi de frente y afirma haber estado todo el rato mirándolo dado que la cercanía del mismo y su vistosidad llamaron su atención.

Se mantuvo en esa posición parado en el aire alrededor de 20-30 segundos, tras los cuales el helicóptero encadenó una inclinación hacia delante algo brusca seguida de otra hacia atrás, volviéndose a quedar más o menos donde estaba y nivelado, pero inmediatamente comenzó a realizar un giro alrededor de su propio eje a derechas a la vez que descendía en vertical perdiendo bastante altura. Completó un giro y comenzó otro más mientras seguía cayendo, y fue al terminar el segundo giro completo cuando chocó contra la ladera de la montaña en una actitud de ligero picado y alabeo a derechas.

En la figura 4 se puede observar una representación esquemática (no a escala) de la ubicación de los diferentes elementos que se citan.

El testigo recuerda que el sonido del motor fue siempre uniforme, sin que él notase ningún tipo de discontinuidad ni de cambios en el sonido durante el rato que se detuvo en el aire hasta que se estrelló. Tampoco oyó ningún otro tipo de ruido que se asemejara a golpes o roturas de piezas. No vio nada que se desprendiera o saliera despedido del helicóptero, ni humo, ni llamas.

Al golpear contra el suelo explotó incendiándose y los restos descendieron unos metros ladera abajo hasta detenerse.

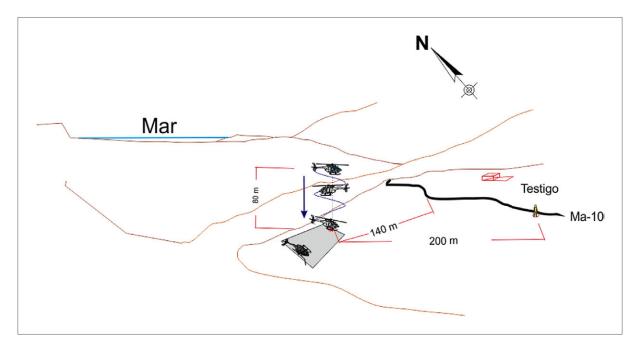


Figura 4. Representación esquemática local

El testigo calcula que el tiempo que transcurrió desde que el helicóptero comenzó a desestabilizarse hasta que golpeó contra el suelo fue de 7 segundos.

La cámara de vídeo estaba grabando, enfocando al vehículo. Cuando uno de los testigos se dio cuenta de que el helicóptero comenzaba a caer trató de enfocarle y logró grabar los instantes previos al choque (unos 3 segundos), aunque muy desenfocado, quedando la imagen finalmente enfocada tras el momento del impacto. La grabación incluye el sonido ambiente.

La grabación fue remitida a la CIAIAC por el testigo para la investigación.

También fueron remitidas 13 fotografías tomadas desde el mirador: las 7 primeras fueron tomadas con el helicóptero en vuelo y la octava fue tomada apenas producido el impacto contra el terreno. Según el reloj de la cámara, la primera y la segunda fotos están tomadas en el mismo minuto, de la tercera a la séptima dentro del minuto siguiente, y la octava dentro del minuto posterior al de las 5 anteriores.

En la foto #2 el helicóptero se dirige hacia el este. En la foto #3 el helicóptero ha vuelto y se encuentra en el vuelo estacionario anteriormente referido.

Altitudes relativas entre el testigo, vuelo estacionario del helicóptero y zona de la colisión

La altitud del lugar en el que se encontraba el testigo es de 345 m sobre el nivel del mar.

La altitud del punto de impacto de la aeronave sobre la ladera es de 320 m.

El vuelo estacionario se estaba realizando alrededor de 80 m sobre el punto del impacto, o sea, a unos 400 m sobre el nivel del mar, que equivalen a unos 1.312 ft.

1.7.3. Estudio del sonido de la grabación de vídeo

En el laboratorio de la CIAIAC se aisló el sonido procedente de la grabación en vídeo del testigo con objeto de realizar un análisis espectral del mismo, en particular del vuelo estacionario hasta que se produce el impacto contra el terreno.

En el análisis se identificaron las frecuencias del rotor principal y del rotor de cola, así como el primer armónico de cada una de ellas.

Durante el periodo de tiempo analizado de la grabación existe continuidad hasta el final de la misma de dichas frecuencias sin cambios en ellas.

1.7.4. Operación del mando de gases del helicóptero

En el extremo libre de la palanca del colectivo, en el lugar donde el piloto actúa sobre dicha palanca, está ubicado el puño del mando de gases.

A medida que el puño de gases se va rotando hacia el exterior se va incrementando el régimen de potencia que el motor es capaz de suministrar. El giro del puño del mando de gases se transmite mecánicamente al Bendix fuel control (localizado anexo al motor), el cual posee una leva que se sitúa sobre un arco graduado que indica la posición en la que se encuentra. El rango de posiciones de giro del puño está comprendido entre 0 y 90°. Al alcanzarse los 30° se produce una suelta de una leva o pestillo¹³ en la cabeza del colectivo que hace que ya no se pueda volver a 0° sin antes volver a armar intencionadamente esa leva. Alcanzar los 30° implica situar el puño de gases en ground idle o estado de ralentí en tierra.

Al pasar a 90° (fin de carrera de giro del puño) se alcanza la posición en la que se incrementan las vueltas de la turbina de potencia (N_2) hasta el 100%. Es en esa posición en la que se vuela.

Las demandas de mayor o menor potencia realizadas por el piloto al actuar sobre la palanca del colectivo generarán una respuesta del motor que será supervisada por el governor, que se encarga de mantener las vueltas del rotor principal dentro de los límites prescritos.

¹³ Se conoce como «idle ring».

1.7.5. Capacidad de la aeronave para realizar vuelo estacionario sin efecto suelo¹⁴

El gráfico 8-1 del Manual de Vuelo del fabricante muestra la capacidad del helicóptero para realizar un vuelo estacionario sin efecto suelo en función del peso, altitud de presión y temperatura exterior.

Con las condiciones en el momento del accidente (peso en el entorno de 2.500 lb, temperatura exterior de 18 °C¹⁵) resulta una capacidad para realizar vuelo estacionario en el entorno de los 9.000 ft como techo máximo.

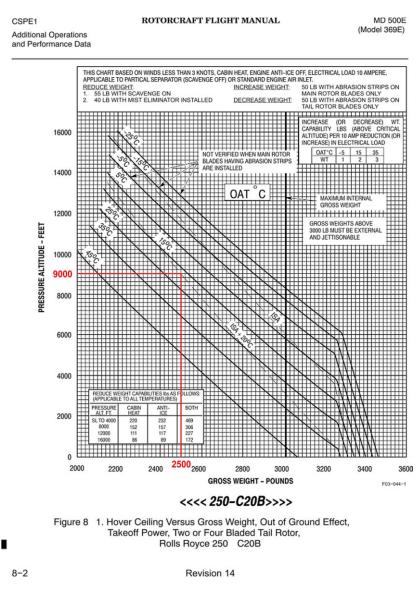


Figura 5. Vuelo estacionario sin efecto suelo

¹⁴ El efecto suelo en helicópteros se manifiesta como un incremento de la sustentación cuando se encuentra a una distancia del suelo menor o igual que el diámetro de su rotor principal.

¹⁵ Dado que la temperatura era alrededor de 21 °C a nivel del mar, hay que hacer una corrección por altitud de vuelo de unos 3 °C a la baja, pues el estacionario se estaba realizando alrededor de 1.300 ft sobre el nivel del mar.

En esas condiciones de vuelo estacionario la posición de la palanca del mando colectivo se suele situar dentro del tercio más alto de su recorrido.

En cuanto al par¹⁶, es difícil precisar con exactitud el valor para realizar esa maniobra, sin embargo en opinión de instructores de vuelo de esta aeronave con amplia experiencia en la misma sería necesario situarse alrededor de 65-70 psi¹⁷. Dado que el máximo continuo¹⁸ está en 81,3 psi equivaldría a una demanda de par alrededor del 80-85% del máximo continuo.

1.7.6. Vuelos previos al del accidente

La aeronave estaba equipada con un GPS modelo Garmin 695 que pudo ser recuperado de los restos.

Del análisis de su memoria interna se ha extraído información relativa al vuelo del accidente y a otros precedentes. Gracias a ello se ha podido reconstruir la trayectoria, velocidades y rumbos de los diferentes puntos en los que el GPS realizó grabaciones con objeto de reconstruir los últimos vuelos realizados.

En particular, los días 8 y 9 de noviembre de 2011 (esto es 4 y 3 días respectivamente antes del día del accidente) esta misma aeronave realizó vuelos por la isla en los que se produjeron sobrevuelos a baja velocidad por la zona en la que tendría lugar el accidente. En los mencionados vuelos no volaba a los mandos el piloto que fallecería en el accidente, lo hacía el dueño de la aeronave, pero se sabe que sí viajaba en uno de esos vuelos. La razón del interés de los dos amigos en la zona era una construcción que estaban estudiando comprar¹⁹ que podía ser vista volando por el lugar en el que días más tarde ocurriría el accidente.

Asimismo, se han obtenido copias de los planes de vuelo de la aeronave para los vuelos realizados en la isla los días previos al del accidente. De su estudio se sabe que el piloto accidentado voló a los mandos de la aeronave 2 veces el día 10 de noviembre realizando sendos vuelos de 1,1 y 0,3 h de duración. También voló el día antes del accidente como pasajero, estando a los mandos el dueño de la aeronave en un vuelo de 0,9 h de duración.

psi es unidad de presión (libras por pulgada cuadrada), no de par, sin embargo el fabricante expresa el par en unidades de psi referidas a presiones registradas en el motor.

¹⁶ Más conocido por «torque» en terminología aeronáutica.

¹⁸ Siempre que la temperatura de salida de gases de la turbina (TOT) sea igual o inferior a 738 °C. En caso de ser superior a 738 °C, el máximo continuo sería de 74,3 psi. Se desconoce el valor de TOT que se alcanzó durante la maniobra en concreto, pero se estima inferior a 738 °C.

¹⁹ Información suministrada por la familia de la víctima.

1.7.7. Vuelo del accidente

De los datos extraídos del GPS se ha podido reconstruir el vuelo del día del accidente hasta segundos antes al impacto.

Las alturas y velocidades²⁰ fueron las típicas para este tipo de vuelos y aeronave hasta llegar a la zona en la que tendría lugar el accidente.

En concreto, en lo que a velocidades se refiere, en el tramo que sobrevuela el mar dejando la isla a su izquierda la velocidad es más o menos constante alrededor de 120 kt.

Una vez que la aeronave retorna a sobrevolar la isla, dejando el mar a su espalda, la velocidad es de 80 kt y sigue en disminución hasta situarse en unos 45 kt cuando se encuentra en el valle con rumbo sureste (es en estos momentos cuando el testigo tiene la aeronave a la vista y va volando «hacia él»). A continuación la aeronave describió un cambio de rumbo hasta orientarse hacia el noreste manteniendo la velocidad en el entorno de los 45 kt y termina por abandonar la zona en la que luego tendría el accidente.

Cuando abandona el lugar hacia el noreste, alejándose del testigo, incrementa la velocidad hasta el entorno de los 55 kt. Esa velocidad fue mantenida durante el resto del vuelo hasta el momento de retornar al valle y volver a ser vista por el testigo. En esos momentos se produjo un descenso continuo de la velocidad hasta llegar a la vertical donde se produciría el accidente y quedar sin prácticamente velocidad traslacional para realizar un vuelo estacionario.

1.7.8. Diagrama Height-Velocity del helicóptero

El gráfico 5-15 del Manual de Vuelo del fabricante muestra el diagrama en el que se especifican qué combinaciones de velocidad y altura (sobre el terreno) deben ser evitadas con objeto de resolver satisfactoriamente un eventual fallo de motor (diagrama habitualmente conocido como H-V). Las dos zonas sombreadas del gráfico representan combinaciones de altura y velocidad en las cuales la realización de una maniobra de autorrotación sería difícil de conseguir con éxito.

La operación dentro de las dos zonas sombreadas no está prohibida por el manual, pero éste especifica que deben ser evitadas.

Las zonas no sombreadas representan combinaciones en las cuales una autorrotación puede conseguirse de manera segura estando a los mandos un piloto con una capacidad y tiempos de reacción estándar.

²⁰ Al ser velocidades obtenidas de un GPS son velocidades respecto a tierra.

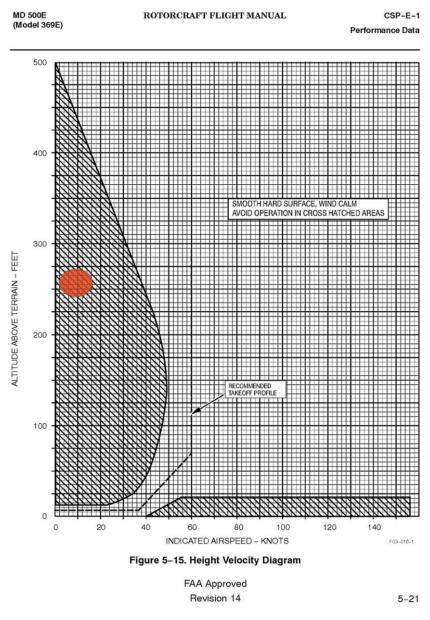


Figura 6. Diagrama H-V

La zona sombreada en rojo representa las condiciones es las que se estaba realizando el vuelo estacionario previo a la pérdida de control del helicóptero y el subsiguiente accidente.

1.8. Información adicional

1.8.1. El fenómeno de pérdida de efectividad del rotor de cola

La pérdida de efectividad del rotor de cola o LTE («Loss of Tail Rotor Effectiveness») es una condición crítica característica de vuelos a baja velocidad, que puede finalizar en

una guiñada incontrolada, no comandada y rápida²¹ que no desaparece por sí misma a no ser que sea corregida por el piloto y que puede resultar en una pérdida de control de la aeronave. Es una de las causas fundamentales de accidentes asociados con una pérdida de control del helicóptero y puede aparecer en cualquier helicóptero que cuente con sistema de rotor anti-par. Existe material informativo sobre este fenómeno como el desarrollado por la FAA²² en su *AC 90-95 Unanticipated Right Yaw in (US Manufactured) Helicopters*.

Un factor contribuyente para que se produzca una LTE durante el vuelo de un helicóptero (cuyo rotor principal gire a izquierdas) volando a baja velocidad (IAS por debajo de los 30 kt) es el viento procedente del sector comprendido entre 210° y 330° (tomando como vértice el centro del helicóptero y su eje longitudinal hacia delante como lado de inicio del sector y abriendo su ángulo hacia la derecha): al oponerse al empuje generado por el rotor de cola, puede generar un «estado de anillos turbillonarios» («Vortex Ring State» o VRS se explica en el punto 1.8.2) en el rotor de cola causando un flujo desestabilizado y una oscilación del empuje generado por el rotor de cola.

En julio de 1994 el NTSB publicó 4 Recomendaciones de Seguridad dirigidas a la FAA en relación con la necesidad de educar y entrenar a los pilotos sobre el fenómeno. Todas ellas originaron acciones por parte de la FAA. Entre ellas la publicación de una AC o «Advisory Circular» sobre el fenómeno LTE y su inclusión en el texto de referencia de formación de pilotos «Rotorcraft Flying Handbook».

Otras comisiones de investigación de accidentes e incidentes como la AAIB británica²³ y la AAIU irlandesa²⁴ han emitido diversas recomendaciones a raíz de accidentes donde se ha identificado la contribución de LTE para que se incremente la divulgación de dicha característica entre los operadores y los pilotos, incluyendo la necesidad de incorporar el fenómeno LTE en los programas de formación de los pilotos. Dichas recomendaciones iban dirigidas por un lado a las autoridades nacionales (CAA e IAA respectivamente) y por otro lado a la EASA como autoridad supranacional a nivel europeo.

También la CIAIAC a raíz del accidente ocurrido a un Bell 206 en el 2005²⁵ emitió una recomendación de seguridad en este sentido dirigida a la DGAC. Recientemente la CIAIAC ha emitido otra recomendación de seguridad a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea en la misma línea tras el accidente sufrido por otro Bell 206 en 2011.

²¹ Velocidades de guiñada mayores de 30 grados por segundo no son recomendadas en operación normal, sin embargo en situaciones de LTE o de fallo de rotor de cola es habitual alcanzar velocidades de guiñada del orden de 90-120 grados por segundo.

²² Federal Aviation Administration (Estados Unidos).

²³ Accidente de un Bell 206B Jet Ranger III, G-BAML el 30 de mayo de 2003. Informe Final EW/C2003/05/07. Accidente de un Robinson R44, G-SYTN el 8 de mayo de 2005. Informe final EW/G2005/05/07.

²⁴ Accidente de un Bell 206B Jet Ranger II, G-AYMW el 5 de abril de 2004. Informe Final n.º 2004/0021.

²⁵ Informe final A-068/2005.

Tanto la CAA británica como la IAA irlandesa procedieron a emitir sendas publicaciones²⁶ con el objetivo de familiarizar a los operadores con el fenómeno LTE y recomendar a los mismos una adecuada distribución de la información entre sus tripulaciones.

Por su parte la EASA emitió en el 2010 un Boletín de Seguridad²⁷ donde se recomendaba a las autoridades nacionales que se aseguraran de que los programas de formación de pilotos de helicópteros incluyeran contenidos sobre el LTE y sus técnicas de recuperación.

1.8.2. Estado de anillos turbillonarios

El estado de anillos turbillonarios o VRS es una situación transitoria en la cual el rotor pasa a través de su propia estela y una parte significativa de las palas opera a ángulos de ataque superiores al máximo (el helicóptero «se desploma» dentro de su propio flujo inducido o downwash). Los torbellinos de punta de pala se agrandan hasta formar un anillo alrededor del rotor. Hay un flujo turbulento inestable en una gran área del disco del rotor que hace que se pierda la eficiencia del rotor incluso aunque siga recibiendo potencia, de hecho, el VRS puede ocurrir en descensos verticales con alta potencia. En consecuencia, la tasa de descenso o ROD («Rate of Descent») aumenta rápidamente para una misma potencia del motor.

Un VRS se puede producir en caso de descenso con potencia, con una velocidad inferior a 30 kt y una tasa de descenso cercana a la «velocidad inducida» del rotor principal. La velocidad inducida depende del tipo de helicóptero y de su peso bruto, pero en general, la ROD es generalmente considerada como peligrosa cuando ésta sobrepasa los 500 ft/min²⁸.

1.8.3. Perfil altimétrico en la situación de vuelo estacionario

A continuación se muestra una sección a escala del terreno mediante un plano vertical que contiene la aeronave en el vuelo estacionario en la dirección hacia la que estaba aproada.

²⁸ European Helicopter Safety Team (EHEST de EASA).

²⁶ Flight Operations Department Communication (FODCOM) 1/2004.

²⁷ EASA SIB 2010 12 febrero de 2010 revisado por SIB 2010-12R1 de octubre de 2010.

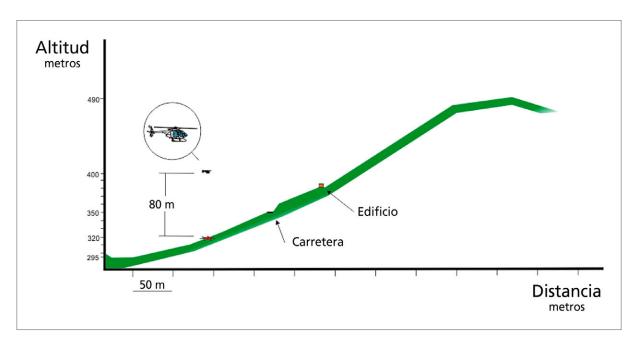


Figura 7. Perfil altimétrico local

1.8.4. Disposiciones en el Reglamento de la Circulación Aérea

El Reglamento de Circulación Aérea, aprobado por el Real Decreto 57/2002, de 18 de enero, contiene en los artículos 6.1.5 y 7.2.3.13 la prohibición expresa de pilotar mientras se esté bajo la influencia de bebidas alcohólicas.

2. ANÁLISIS

2.1. Consideraciones generales

El vuelo que finalmente resultó accidentado era un vuelo privado cuya finalidad era dar un paseo aéreo por la isla de Mallorca.

El vuelo transcurrió con normalidad por zonas conocidas por el piloto en unas condiciones meteorológicas óptimas para el vuelo.

De la reconstrucción de la trayectoria seguida por la aeronave el día del accidente se observa que las alturas y velocidades eran las habituales para este tipo de vuelo y de aeronave hasta llegar a la zona en la que tendría lugar el accidente.

En el mismo lugar en el que se produjo el accidente se habían realizado varios vuelos en días anteriores volando en la aeronave tanto el piloto accidentado como su amigo y

dueño del helicóptero²⁹. Ambos tenían interés en adquirir una construcción muy cercana al lugar del accidente que podía ser observada volando por el valle. Muy probablemente esta era la razón por la cual se realizó una primera pasada con el objetivo que se quería divisar a la vista a velocidad más baja de la que habitualmente se realizaba el vuelo y se volvió seguidamente al valle para realizar un vuelo estacionario orientado en dirección sureste hacia el mismo objetivo.

La violencia del impacto contra el terreno y la gravedad del incendio tras el mismo hacen descartar cualquier posibilidad de supervivencia.

La documentación de la aeronave estaba en regla, y el piloto contaba con la licencia, habilitación y certificado médico adecuados en vigor.

2.2. Mantenimiento de la aeronave

El mantenimiento de la aeronave se había efectuado cumpliendo con su programa de mantenimiento aprobado, excepto por el error en la última revisión de 50 h, que no se llevó a cabo a las 3.100:55 h. El accidente ocurrió 16 h de vuelo más tarde, cuando la aeronave contaba con 3.116 h aproximadamente, a falta de 30 h de vuelo para la revisión de 100 h.

Al margen del mencionado error de planificación no se ha encontrado evidencia que muestre que el mantenimiento se realizara de forma incorrecta.

2.3. Estudio toxicológico del piloto

Los resultados de los análisis forenses y toxicológicos muestran que la tasa de alcohol etílico encontrada en la sangre del piloto presenta un valor incompatible con la práctica del vuelo. Sin embargo, la posibilidad de que parte de ese alcohol (o todo él) se haya producido post-mortem en un proceso de descomposición normal no debe ser excluida³⁰.

Por ello, no se puede asegurar la presencia de alcohol en la sangre del piloto en el momento del accidente.

2.4. Consideraciones generales de la operación

Tanto al despegue como durante todo el vuelo hasta suceder el accidente el peso y centrado de la aeronave fueron correctos y ajustados dentro de los límites establecidos por el fabricante.

²⁹ Estas dos personas eran los pilotos habituales de la aeronave.

³⁰ Kugelberg and Jones (2007). «Interpreting results of etanol analysis in postmortem specimens: a review of the literature». *Forensic Science International, 165,* pp. 10-29.

La autonomía de la aeronave al despegue era máxima, de alrededor de 2 horas y 40 minutos (para un consumo típico de 30 galones de combustible por hora volada), para realizar un vuelo cuya duración prevista era de 1 hora y 15 minutos. En el último repostaje de combustible antes del vuelo se llenaron al completo los depósitos y ello confirma que la estimación de autonomía era correcta, como así también se constató en el plan de vuelo. En el momento en el que sucedió el accidente el tiempo transcurrido de vuelo era de aproximadamente 30 minutos y no existía, por tanto, ningún tipo de escasez de combustible. La explosión de la aeronave tras el impacto y la cantidad de superficie quemada por el fuego confirman la presencia notable de combustible.

El combustible repostado el día anterior al vuelo no presentaba ninguna anomalía cualitativa y su calidad fue confirmada mediante análisis.

La meteorología reinante el día del accidente era óptima para el vuelo. La visibilidad era máxima y el viento moderado.

2.5. Análisis de los restos

Del estudio de los restos se desprende que:

- a) Los controles del helicóptero que actúan sobre la gestión del combustible al motor estaban en posición de vuelo y eran congruentes entre sí.
- b) La separación de uno de los 2 conjuntos de 2 palas cada uno que componen el rotor de cola respecto de sus puntos de anclaje al conjunto se produjo al colisionar la aeronave contra el terreno.

Los restos de la aeronave estaban concentrados en una misma zona y ninguno de sus componentes se encontró fuera de la zona de concentración de los restos (20×15 m aproximadamente).

La forma de la zona de concentración de restos es compatible con un impacto muy vertical, con muy poca o ninguna velocidad traslacional, en la parte más alta de la zona (en la ladera de un monte) y una caída de los mismos por la ladera hasta quedar detenidos aproximadamente 20 m más abajo.

En la parte más alta se encontraron los cristales de la cabina y el patín derecho del helicóptero, lo cual confirma el punto de impacto y la actitud de alabeo a la derecha en el momento del impacto al desprenderse el patín derecho y quedar arriba.

Tras el impacto y explosión los restos de la aeronave se deslizaron ladera abajo quedando finalmente la aeronave aproada al sur. De la orientación final de la aeronave y de los daños en el cono de cola se puede deducir que en el arrastre sobre la ladera

la aeronave pudo realizar algún giro alrededor de su eje longitudinal en sentido a derechas, pero no alrededor de sus otros ejes, lo que confirma la muy escasa o nula velocidad traslacional en el momento del impacto.

Entre la parte más alta y baja de la mencionada zona quedaron restos dispersos de menor masa y dimensiones.

2.6. Maniobra previa a la desestabilización de la aeronave

De la información extraída de la memoria del GPS, más la aportada por el testigo se desprende que el helicóptero inició una maniobra de vuelo estacionario con orientación hacia el sureste, teniendo a la vista la finca que era objeto de interés.

El vuelo estacionario se estaba realizando a una altitud de unos 400 m sobre el nivel del mar, equivalente a unos 1.312 ft, y a unos 80 m sobre el terreno que suponen estar fuera del efecto suelo.

Para las condiciones de peso en ese momento y temperatura exterior se ha calculado que hasta 9.000 ft de altitud de presión es factible realizar un vuelo estacionario fuera de efecto suelo, por lo tanto la maniobra desde el punto de vista de las actuaciones de la aeronave no suponía ningún problema.

Sin embargo, según el diagrama Height-Velocity del fabricante, la combinación de velocidad (nula) y altura sobre el terreno (unos 80 m) a la que se estaba realizando la maniobra sí implicaba que ésta era arriesgada en la medida en que ante una eventual pérdida de potencia la realización de una maniobra de autorrotación sería difícil de conseguir con éxito. La operación, al situarla en el diagrama H-V, se ubica dentro de una de las dos zonas sombreadas en las que el manual especifica que se debe evitar el vuelo. Según el diagrama H-V, para realizar este vuelo estacionario se habría necesitado el doble de la altura respecto al suelo a la que se realizó.

La maniobra de vuelo estacionario fuera de efecto suelo demanda potencias altas que implican posiciones de la palanca del mando colectivo dentro del tercio más alto de su recorrido. El peso estimado de la aeronave en esos instantes es de 2.500 lb aproximadamente, lo cual equivale al 83% de su peso máximo al despegue (3.000 lb). Por otra parte, en cuanto a par, la situación descrita equivaldría a una demanda de alrededor del 80-85% del máximo continuo. Por todo ello, la condición de demanda de potencia era alta.

2.7 Desestabilización de la aeronave

En la desestabilización de la aeronave no se produjo variación del régimen de giro de

las palas del rotor principal ni del de cola según se desprende del análisis de las frecuencias del sonido grabado en el vídeo del testigo y se descarta un fallo del rotor de cola tras el análisis de las roturas que presentaba.

No obstante, la aeronave inició un descenso muy fuerte con giro a derechas alrededor de su eje vertical. Teniendo en cuenta que desde la desestabilización hasta el impacto transcurrieron unos 7 segundos y que realizó 2 giros completos alrededor de su eje vertical, ello implica una tasa media de descenso de 2.245 ft/min y una velocidad media de guiñada de 103 grados por segundo. Ambos valores son extraordinariamente altos para haber sido comandados en la situación tan próxima al terreno.

Por otra parte, el viento estimado en la zona era de componente Este y Noreste (si además se tiene en cuenta la orografía del valle y que el viento se encajona en el mismo es de esperar que la componente fundamental del viento era Noreste). Si se sitúa el helicóptero con orientación sureste resulta que el viento le incide por su costado izquierdo, alrededor de los 270° (tomando como vértice el centro del helicóptero y su eje longitudinal hacia delante como lado de inicio del sector y abriendo su ángulo hacia la derecha).

La intensidad registrada del viento era del orden de 6 kt con rachas que llegaban nominalmente a 13 kt, que podrían ser mayores si se tiene en cuenta el efecto del encajonamiento del viento en el valle.

Bajo estas condiciones de incidencia del viento, alta demanda de potencia y prácticamente nula velocidad la aparición del fenómeno de LTE explicaría la guiñada a derechas (a tan alta velocidad de giro) sin fallo del rotor de cola. Una vez en estas condiciones la aplicación de pedal izquierdo y/o demanda de potencia mediante el mando del colectivo agravan más la situación induciendo una pérdida de sustentación del rotor principal, con la inmediata pérdida de altura y la subsiguiente entrada en régimen de anillos turbillonarios que explican la tasa de descenso tan elevada pese a que se vuele a alto régimen de potencia demandada.

Existe otra posible explicación³¹ a la pérdida de altura que se experimenta tras la aparición del fenómeno de LTE: al aparecer la guiñada a derechas se produce un incremento de la velocidad de giro del rotor principal con respecto a la célula, lo que llevaría al governor a reducir potencia para tratar de mantener el régimen de giro del rotor, y a consecuencia de ello se podría iniciar el descenso.

Este hecho es tanto más acusado cuanta mayor sea la velocidad angular de guiñada por pérdida de efectividad del rotor de cola (nótese que 103 grados por segundo de guiñada equivalen a 17 rpm, que es un valor alrededor del 3,5% del valor típico de revoluciones del rotor principal de esta aeronave en vuelo).

³¹ Coyle, S. (2003). *Cyclic and collective*. Mojave (California): Helobooks.

Por otra parte, la sustentación del rotor es proporcional al cuadrado de sus vueltas, con lo que perdiendo un 3,5% de revoluciones en el rotor principal, la sustentación pasa a ser un 93% de la que se tenía.

La solución a la desestabilización pasaba por identificar rápidamente la emergencia y aplicar mando cíclico hacia adelante, sin embargo la gran proximidad al terreno, unido al efecto de mayor proximidad aún que producía la cercanía de la ladera y la poca experiencia en vuelo del piloto pudieron contribuir negativamente a solventar la emergencia, y el helicóptero no se salió de su vertical y descendió hasta impactar contra el terreno.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

- El helicóptero contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor y había cumplido con su programa de mantenimiento aprobado, excepto con una revisión de 50 h que debía haber realizado 16 horas antes del accidente.
- El error en el citado mantenimiento no se considera causante del accidente ni factor contribuyente al mismo.
- El peso y centrado del helicóptero se encontraba dentro de límites desde el despegue.
- El piloto contaba con la licencia de vuelo, habilitación de tipo y certificado médico adecuados, todos en vigor.
- Las condiciones meteorológicas y de visibilidad eran adecuadas para la práctica del vuelo.
- El vuelo transcurrió sin evidencia de ningún fallo desde el momento del despegue hasta la pérdida súbita de control.
- La aeronave contaba con combustible más que suficiente para el vuelo que estaba realizando y la calidad del mismo fue certificada mediante análisis.
- Los ocupantes de la aeronave tenían especial interés en una zona de la isla en la que había una finca que querían observar. Dicha finca se puede observar desde el aire a una cierta altura, razón por la cual se hizo una primera pasada por la zona a baja velocidad (unos 45 kt) y a los pocos minutos se volvió a la zona, pero esta vez a realizar un vuelo estacionario.
- El vuelo estacionario se realizó a una altura sobre el terreno que el manual del fabricante desaconseja explícitamente. Por otra parte, la orografía de la zona y la orientación del helicóptero hacia la ladera complicaron más la resolución de la emergencia, pues aplicar palanca del cíclico hacia adelante en los primeros instantes de la desestabilización habría supuesto dirigirse de frente a la ladera, a escasa distancia.
- La aeronave contaba con potencia suficiente para realizar el vuelo estacionario que se pretendía realizar con las condiciones de peso, atmosféricas y de altitud reinantes.
- La aeronave se desestabilizó cuando se encontraba realizando un vuelo estacionario a unos 80 m sobre el terreno orientada hacia el sureste.

- La desestabilización se tradujo en un movimiento de guiñada a derechas con alta velocidad angular (del orden de 103 grados por segundo) acompañado de un súbito descenso vertical con tasa media de pérdida de altura de 2.245 ft/min. Ambas maniobras se interpretan como no comandadas; es decir, se produjeron sin que la intención del piloto fuera llegar a ellas.
- El viento en la zona en la que se realizaba el vuelo estacionario a la hora del accidente era moderado (de 3 a 6 kt) pero había rachas que llegaban casi a triplicar esos valores. La incidencia del mismo durante el vuelo estacionario se producía por el costado izquierdo del helicóptero alrededor de los 270° (tomando como vértice el centro del helicóptero y su eje longitudinal hacia delante como lado de inicio del sector y abriendo su ángulo hacia la derecha), lo cual contribuía a disminuir la efectividad del empuje del rotor de cola.
- Las circunstancias del vuelo en términos de velocidad, peso, demanda de potencia y viento han sido identificadas como de riesgo desde el punto de vista de la probabilidad de aparición del fenómeno de pérdida de efectividad del rotor de cola (LTE) y estado de anillos turbillonarios (VRS).
- Los ensayos e inspecciones realizados en los restos de la aeronave no proporcionaron evidencias de fallo mecánico alguno en el sistema del rotor de cola.
- El análisis del sonido de los rotores en la grabación en vídeo de un testigo no identifica cambios en las frecuencias y apunta a que hubo continuidad en el funcionamiento de ambos con potencia.

3.2. Causas

La causa probable del accidente fue la pérdida de control de la aeronave como consecuencia de la aparición del fenómeno de pérdida de efectividad del rotor de cola, que indujo un movimiento de fuerte guiñada a derechas y posterior entrada en régimen de anillos turbillonarios con potencia que hizo perder sustentación a la aeronave y descender rápidamente.

Se consideran factores contribuyentes en el accidente:

- La realización de un vuelo estacionario en condiciones de poca altura respecto del terreno que dejaba poco margen para gestionar una eventual emergencia.
- La poca experiencia del piloto, que le impidió haber gestionado mejor la emergencia.

4. RECOMENDACIONES

Ninguna.