

INFORME DE ACCIDENTE

DATOS GENERALES

MARCA Y MODELO DE LA AERONAVE:	Bell, 206 L-1
TIPO DE OPERACIÓN:	Trabajos aéreos
RUTA DEL VUELO:	Coca-OBE (01° 10'08" S, 075° 53'26" W)
PERSONAS A BORDO:	Dos
FECHA Y HORA DEL ACCIDENTE:	25 de mayo del 2001, 21:25 UTC
LUGAR DEL ACCIDENTE:	Cercanías del pozo AMO B, coordenadas 00°57'23" S, 076°13'23" W, provincia del Napo.
FASE DEL VUELO:	Ruta
TIPO DE ACCIDENTE:	Pérdida de control en vuelo, Impacto con el terreno



INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

RESEÑA DEL VUELO

El día viernes 25 de mayo del 2001, la aeronave Bell 206 L-1, con el piloto y un load master a bordo, cumplía el tercer vuelo del día en la ruta Francisco de Orellana (Coca)-OBE. Los otros dos vuelos anteriores, en la ruta Coca-Huaorani-Coca, se habían cumplido sin novedad.

A las 20:22:21 UTC (15:22:21 H.L.), fue autorizada por la Torre de Control del Aeropuerto de Francisco de Orellana para despegar desde su base de operaciones ubicada en el Batallón de Selva Número 19 Napo y dirigirse a las instalaciones de la compañía Helmech y Paine (HP), ubicadas frente al aeropuerto para recoger carga externa. Para el efecto, se le había colocado una eslinga de 150 pies de longitud.

La carga consistía en 110 galones de diesel, distribuidos en 2 tanques metálicos de 55 gls. cada uno, dentro de una malla (mochila) de cuerdas, y debía trasladarse hacia el campamento petrolero OBE. La carga fue enganchada al extremo de la eslinga por el guardián de la compañía HP.

A las 20:31:07 UTC (15:31:07 H.L.) la aeronave inició su vuelo hacia OBE, indicando a la Torre de Control que mantendría 2.000 pies sobre el terreno y que estimaba su arribo a las 21:40 UTC.

A las 20:47:54 UTC (15:47:54 H.L.) el helicóptero reportó a la Torre de Control del aeropuerto Francisco de Orellana que se encontraba a 19 millas de esta estación, el controlador respondió "afirmativo, autorizado a frecuencia de compañía, notifique retornando", a las 20:48:00 UTC (15:48:00 H.L.) el piloto contestó "ere (recibido) cambiando a frecuencia de compañía, notificaré retornando".

Aproximadamente a las 21:15 UTC (16:15 H.L.) se comunicó con otra aeronave de la compañía, indicándole que se encontraba en vuelo normal a unas 20 millas de OBE. Esta fue el último contacto que se mantuvo con el helicóptero.

Personal que esperaba el arribo del helicóptero en OBE, al notar la demora del vuelo, se comunicó con la base de Coca e indicó que no había llegado como estaba previsto. Debido a que no se logró establecer comunicación con el helicóptero, y las averiguaciones radiales a las otras bases no permitieron conocer su paradero, se inició la búsqueda con dos helicópteros de Aeromaster, tarea que se suspendió ese día con la puesta del sol.

Al día siguiente, aproximadamente a las 20:00 UTC el piloto y su acompañante fueron encontrados en la carretera que conduce al pozo AMO B (00° 57' 22" S,

076° 09´ 36" W) hasta donde habían salido por sus propios medios desde el lugar del accidente.

La aeronave se localizó estrellada cerca del pozo petrolero AMO B.

LESIONES A PERSONAS

LESIONES	TRIPULACIÓN	PASAJEROS	OTROS
Mortales	-	-	-
Graves	01	01	-
Leves	-	-	-

DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

Debido a las fuerzas de impacto se destruyó la cabina de pilotaje, se desprendieron la zona posterior del tail boom, el estabilizador horizontal, que se partió en dos fragmentos, y el eje de la transmisión del rotor de cola.

Las palas de rotor principal estaban unidas al mástil, presentaban daños por la caída y rozamiento con los troncos de los árboles, una de ellas sufrió daños importantes en la punta y en el borde de salida, que se rasgó a lo largo de los últimos 3 metros.

El fuselaje sufrió hundimientos especialmente en el costado derecho y roturas y deformaciones en la zona posterior adyacente al tail boom.

OTROS DAÑOS

No se produjeron daños a terceros.

INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL

PILOTO

El piloto al mando de 38 años de edad era titular de una Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea de Helicópteros con su Certificado Médico Clase 1 vigente a la fecha del accidente.

En su récord personal constan las habilitaciones como Piloto de equipo Bell 206-L1 e Instructor de equipo Allouette SA-316.

Dentro de la documentación relativa al proceso de habilitación como piloto de equipo Bell 206 consta que:

- El 18 de febrero del 2000, la Dirección General de Aviación Civil, autorizó el inicio del curso teórico práctico en equipo Bell 206B.

- El 2 de marzo del 2000, el piloto que estuvo a cargo del chequeo de vuelo, anotó en el formulario correspondiente chequeo en vuelo del curso inicial en equipo Bell 206 B, que debía volar 10 horas con piloto de seguridad en long line y revisar los conocimientos sobre sistemas de este equipo. En el formulario respectivo, el piloto inspector de la Dirección de Aviación Civil volvió a reiterar la recomendación efectuada por el instructor sobre la necesidad de que cumpla 10 horas de vuelo con piloto de seguridad en long line.

- El 17 de marzo del 2000, la Unidad de Inspección solicitó a la División de Operaciones que se le otorgue la habilitación en equipo Bell 206 B, pues había cumplido satisfactoriamente los chequeos con un piloto inspector de la Dirección de Aviación Civil.

- El 25 de agosto del 2000, la Unidad de inspección autorizó que reciba entrenamiento sobre las diferencias de equipo Bell 206 L1. En la Hoja de Control de instrucción de Vuelo para Pilotos y Copilotos de Helicóptero, el piloto instructor anotó que recibió Instrucción en long line, pero debido a que no había volado en este tipo de operación necesitaba un refrescamiento de tres horas antes de iniciar un contrato. En el formulario de Chequeo en Vuelo de la Dirección de Aviación Civil anotó esta misma recomendación.

La habilitación como piloto del equipo Bell 206 L-1 se la otorgó el 05 de octubre del 2000.

Hasta el 25 de mayo del 2001 había completado el siguiente record:

Horas totales de vuelo: 2.155:11

Horas en equipo Bell 206 L1:

Alumno:	3:48
Piloto:	106:12
Total:	110:00

Además se registra que había volado:

En los últimos 90 días:	131:12
En los últimos 60 días:	72:18
En los últimos 30 días:	36:36
En los últimos 07 días:	8:36

Desde el 15 de mayo, día en que se integró a la base de Coca, hasta el 22 de mayo del 2001, voló 15:48 horas en equipo Allouette SA316B.

Desde el 23 hasta el 25 de mayo voló 10:24 horas en el helicóptero Bell 206 L1, en que sufrió el accidente.

No registra accidentes anteriores.

LOAD MASTER

El load master no posee ningún tipo de licencia aeronáutica.

INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

La aeronave Bell 206 L-1, tenía su Certificado de Aeronavegabilidad vigente a la fecha del suceso.

De acuerdo con este documento la aeronave estaba aprobada para transportar carga y pasajeros, y destinada a trabajos aéreos especializados. Estaba equipada para vuelo por contacto.

A la fecha del accidente tenía el siguiente récord de vuelo:

AERONAVE

Serie: 45588
Horas totales: 8.656

MOTOR

Marca: Allison
Modelo/Tipo: 250-C30P
Serie: CAE-890400S
Horas totales: 6.752
TSO: 3.931,8 horas
TBO: O/C
Fecha de instalación: 03-sept-1998

TURBINA

Serie: CAT-90411
Horas totales: 7,662,7
TSO: 1.602,4 horas
TBO: 2.000 horas
Remanente: 397,6 horas
Fecha de instalación: 03-sept-1998

TRANSMISIÓN

Serie: BMC-00129
Horas totales: 16.573,6
TSO: 184 horas

TBO: 4.500 horas
Remanente: 4.316 horas
Fecha de instalación: 02-abr-2001

MAIN ROTOR HUB

Serie: A-4408
Horas totales: 3.026,1
TSO: 2.084,1 horas
TBO: 2.400 horas
Remanente: 315,9 horas
Fecha de instalación: 04-feb-1998

TAIL ROTOR HUB

Serie: A-6447
Horas totales: 2.083,4
TSO: 2.083,4 horas
TBO: 2.500 horas
Remanente: 416,6 horas
Fecha de instalación: 04-feb-1998

TAIL ROTOR GEAR BOX

Serie: AMM-45040
Horas totales: 19.836,1
TSO: 2.26,6 horas
TBO: 6.000 horas
Remanente: 5.773,4 horas
Fecha de instalación: 07-abr-2001

El programa de mantenimiento se cumple de acuerdo a las especificaciones del fabricante.

Al 30 de abril del 2001, fecha del último reporte del master de componentes rotables y status, todos se encuentran dentro de los límites de vida útil.

Los últimos trabajos relevantes de mantenimiento efectuados fueron:

- El cambio de la transmisión, P/N 206-040-004-1001, S/N BMC-00129, con un tiempo total de 16.389,6 horas y cero horas desde overhaul, el 02 de abril del 2001, cuando el helicóptero tenía 8.472 horas.

- El cambio del swash plate, Ring Assy Inner S/N RE 245 y Ring Assy Outer S/N REO 678, con cero horas desde overhaul, el 22 de mayo del 2001, cuando el helicóptero tenía 8.649,9 horas.

PESO Y BALANCE

De acuerdo con el Formulario Plan de Vuelo Operacional, preparado por la compañía Aeromaster y aprobado por el piloto, los datos de peso para este vuelo eran:

Peso vacío:	2.448 lb.
Piloto:	170 lb.
Pasajero (load master)	170 lb.
Carga	950 lb.
Combustible:	480 lb.

Peso real de despegue: 4.218 lb.

El peso máximo de despegue, de acuerdo con el Certificado de Aeronavegabilidad es de 4.249 libras.

INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

Según manifestaron pilotos que volaron por el sector el día del accidente, y trabajadores del pozo AMO B, las condiciones meteorológicas eran buenas.

El aeropuerto Francisco de Orellana, emitió los siguientes reportes meteorológicos:

20:00 UTC

Viento:	calma
Visibilidad:	10 kilómetros o más
Nubosidad:	de 3/8 a 4/8 de nubes a 2.600 pies de altura y de 3/8 a 4/8 de nubes a 30.000 pies de altura
Temperatura:	33°C
Punto de rocío:	22°C
Reglaje altimétrico:	1009 hPa.

No existieron fenómenos significativos:

21:00 UTC

Viento:	calma
Visibilidad:	10 kilómetros o más
Nubosidad:	de 1/8 a 2/8 de nubes a 3.000 pies de altura y de 3/8 a 4/8 de nubes a 30.000 pies de altura
Temperatura:	34°C
Punto de rocío:	22°C
Reglaje altimétrico:	1008 hPa.

No existieron fenómenos significativos

COMUNICACIONES

La compañía lleva un seguimiento radial de vuelos desde la base principal en la ciudad de Quito, pero para el vuelo en el que ocurrió el accidente, el operador encargado había dejado sus funciones porque salió a comer, delegando esta función, según su versión, a la base de Coca. Sin embargo, en los registros que llevan en dicha base, solo se anotaron las comunicaciones efectuadas con la Torre de Control al inicio del vuelo y al salir del área de control de esta dependencia. No recibió del helicóptero otra notificación, ni realizó ningún contacto después de su salida.

El piloto de otra aeronave que volaba por la zona, indicó que mantuvo un contacto con el piloto del helicóptero accidentado, aproximadamente a las 21h15 UTC, en el cual indicó que estaba a 20 millas de OBE y que el vuelo era normal.

INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO



La aeronave tenía un rumbo de 90 grados cuando se produjo un impacto con la carga externa, la que golpeó contra un árbol, a 12 metros del suelo, arrancando de su copa una rama de 10 metros de longitud. Luego, los tanques de diesel que transportaba impactaron a 7 metros del suelo contra dos árboles entre los cuales pasó la carga, 19 metros más adelante. En este sitio, la eslinga quedó colgando en el árbol del lado izquierdo, a 16 metros de altura.

El extremo de la eslinga con el gancho que se sujeta al helicóptero estaba cerca del suelo, 4,7 metros después y la carga, con la malla intacta y todavía enganchada a la eslinga, estaba 2,5 metros adelante.

El helicóptero cayó 7,5 metros más allá y quedó asentado sobre su costado derecho, orientado hacia los 040 grados.

Junto a la nariz del helicóptero se encontró la parte posterior del tail boom, la que estaba en posición vertical y en dirección contraria a la de la aeronave. El rotor de cola, mostraba las palas rotas casi simétricamente cerca de su base, y el estabilizador vertical tenía hundido todo el borde de ataque del plano superior.

Las palas del rotor principal presentaban dobladuras transversales a su cuerda y los bordes de ataque intactos. En una de ellas se había desprendido parte de la punta y en la otra faltaba un pedazo de unos 25 centímetros de la punta y daños en el borde de salida cerca de ella.

Hacia el suroeste, a 5 metros de la cola del helicóptero, se encontró el estabilizador horizontal derecho completo, con su plano vertical doblado contra el plano horizontal, unido a una parte de 18 centímetros de longitud del estabilizador horizontal izquierdo. A 3 metros, en esa misma dirección, estaba la barra de transmisión del rotor de cola.

Hacia el sur, a 7 metros de la cola del helicóptero se encontró uno de los slats del estabilizador horizontal y la otra porción de estabilizador horizontal izquierdo, que estaba a 9 metros del helicóptero.

No fue posible localizar las partes desprendidas del rotor de cola ni las puntas desprendidas de las palas del rotor principal.

INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA

El piloto sufrió un hemoneumotorax y fracturas de la clavícula, escápula y primera y segunda costillas del lado derecho.

El load master sufrió traumatismos múltiples y la fractura de la epífisis inferior de la tibia.

Después de su rescate fueron trasladados a Quito e internados en el Hospital Metropolitano.

INCENDIO

No se encontraron evidencias de incendio en la aeronave o sus componentes.

SUPERVIVENCIA

La búsqueda se inició cerca de las 22:30UTC, luego de recibir la notificación del personal del campo OBE, de que el helicóptero no había llegado. Para el efecto se utilizaron dos helicópteros de la misma compañía operadora. La búsqueda se suspendió ese día debido a la puesta del sol.

Al día siguiente se reinició la búsqueda en las primeras horas de la mañana, con tres helicópteros de la operadora.

Cerca de las 20h00 UTC del 26 de mayo del 2001, se recibió la notificación de personal del pozo petrolero AMO B, de que los ocupantes del helicóptero habían sido encontrados en la carretera que conduce a este pozo y los habían trasladado a un campamento cercano para proporcionarles primeros auxilios.

El piloto y el load master decidieron abandonar la aeronave por sus propios medios pues, a pesar de escuchar el paso de los helicópteros que les buscaban e incluso haber disparado una bengala, no fueron avistados desde el aire.

Durante las operaciones de búsqueda no fue posible detectar la señal del ELT (Emergency Locator Transmitter). El switch de este equipo se encontró en la posición de apagado (OFF).

La Jefatura y el personal de Tránsito Aéreo del aeropuerto de Coca omitieron la notificación de la desaparición del helicóptero al Centro Coordinador de Búsqueda y Salvamento de Guayaquil. Esta dependencia, después de recibir el reporte sobre el suceso por parte de la Junta Investigadora a las 16h30 UTC del 26 de mayo del 2001, programó el envío de una aeronave para efectuar la búsqueda. Esta operación se suspendió al conocerse del hallazgo de los ocupantes del helicóptero.

Los asientos y cinturones de seguridad resistieron las fuerzas del impacto.

ENSAYOS E INVESTIGACIONES

- ENTREVISTAS

En la entrevista al piloto del helicóptero, dijo que el día del accidente había cumplido sin novedad 2 vuelos anteriores, que este era el tercer vuelo y debía llevar carga desde Coca hasta OBE, que después de despegar de la Brigada se dirigió a la plataforma de HP a recoger 2 tanques de combustible, que el vuelo fue normal hasta más o menos el campo SPF, que el helicóptero tenía tendencia a irse hacia adelante y regresar, comenzando movimientos oscilatorios y un cabeceo, que lo volvió incontrolable, por lo que soltó la carga pero se precipitó a tierra. Indicó que no giró durante la caída sino que tuvo movimientos de bamboleo antes de perder sustentación y topar con los árboles. Que estaba volando a 1.500 pies sobre el terreno, pero con el cabeceo perdió altura. Que cuando comenzó el cabeceo intentó controlar y como tenía cerca la plataforma petrolera, quiso llegar para aterrizar.

Que no soltó la carga antes porque intentó llegar a la plataforma, además de los problemas que esto implicaba por las normas de protección del medio ambiente. Que los instrumentos estaban normales, aunque las RPM comenzaron a fluctuar.

Que existían buenas condiciones meteorológicas. No sintió ninguna falla del helicóptero ni ruido alguno. Que no vio la carga porque se preocupó de los instrumentos y de mantener a la vista la plataforma. Que desde que empezó el cabeceo hasta cuando se agravó el problema pasaron unos dos minutos.

En el informe escrito, presentado el 4 de junio del 2001, indicó que sintió un cabeceo brusco con pérdida de potencia, que se percató que cayeron los valores de N1 y rpm, que perdió sustentación y se precipitó a tierra, sin lograr aterrizar en AMO B.

Posteriormente, en una nueva entrevista y en un informe escrito complementarios, indicó que en este vuelo tenía una velocidad de entre 75 y 80 nudos, pero más cercana los 80 nudos, pues su preocupación era la de llegar pronto al destino y retornar a su base antes de exceder el límite diario de seis horas de vuelo, establecido reglamentariamente.

LOAD MASTER

El señor load master indicó que hasta AMO 1 volaron unos 45 minutos y estaba todo normal pero al pasar este punto el piloto sintió una falla en el helicóptero, y se dio cuenta que el helicóptero comenzó a cabecear y pensaron llegar al AMO B para aterrizar pero el helicóptero empezó a “torcerse” hacia la izquierda, dio dos vueltas y se fueron a pique. Que pensaba que falló el rotor de cola.

Que era el tercer vuelo y anteriormente el piloto voló 4 horas. Que salieron desde Coca en forma normal y él estaba sentado al lado izquierdo y llevaban 2 bidones de diesel de 50 galones en una mochila.

Que cuando sintió que el helicóptero empezó a cabecear, miró al capitán quién en señas le hizo entender que estuviera tranquilo y que iba a avanzar a AMO B. Que antes del impacto el piloto le dijo “agárrese duro” y después le comentó que se fueron las RPM.

Pasaron la noche del viernes en el sitio del accidente pero al ver que no les localizaban salieron por su cuenta.

COMBUSTIBLE

El helicóptero se abasteció para los tres vuelos en la base de Coca, de acuerdo al siguiente detalle:

Primer vuelo	40 galones	09h20 H.L.
Segundo vuelo	28 galones	11h55 H.L.
Tercer vuelo	36 galones	14h35 H.L.

No se pudieron obtener muestras de combustible en el lugar del accidente por la posición en que quedó el helicóptero. No se detectaron fugas de este elemento.

La compañía dispone de un surtidor de combustible para abastecer sus helicópteros en la base que mantiene en la Brigada de Selva Nro. 19 Napo. No se conocieron de problemas en las otras aeronaves que hagan presumir una mala calidad del combustible.

EXAMEN DE LOS RESTOS

FUSELAJE

El tailboom muestra evidencias de haberse desplazado de derecha a izquierda justamente atrás de la primera sección.

La porción central del tailboom, cerca del estabilizador horizontal, sufrió severos daños. Restos de corteza de árbol estaban encajados en las partes del estabilizador horizontal.

El borde de ataque de la porción superior del plano vertical del estabilizador muestra daños por impacto.

Los dos tercios exteriores de ambas palas del rotor de cola se desprendieron y muestran evidencias de medias a altas revoluciones en el impacto.

MOTOR

Presentaba deformaciones por impacto concordantes con un vuelco hacia la derecha. El lado derecho del tubo de descarga del compresor estaba deformado en dos puntos adelante y atrás. La pared de fuego horizontal presenta un impacto fuerte, y la pared de fuego vertical está deformada.

La palas del impulsor del compresor mostraban daños leves desde la mitad del borde e ataque hacia la punta.

Las líneas del sistema neumático, tuercas (B) y acoples estuvieron en su lugar, ajustados y no mostraban evidencia de desprendimientos, fracturas o daño por impacto. Las partes correspondiente mostraban las marcas de torque.

Todas las líneas de combustible, tuercas y acoples estaban intactas y aseguradas.

Se drenó aproximadamente un litro de combustible que se observó claro y limpio. No presentaba contaminación por presencia de agua después de la prueba con pasta.

El control de paso de combustible estaba libre y se movía de tope a tope.

El mando del gobernador de la turbina estaba libre y se movía de tope a tope.

La caja de accesorios se drenó para remover los detectores de limallas. Ambos detectores magnéticos fueron encontrados limpios.

Los actuadores de la FCU estaban asegurados y regulados en sus posiciones correspondientes para Start/Acel y Start Derich.

Se drenaron cerca de 200 centímetros cúbicos de combustible que estaba libre de impurezas.

Había continuidad mecánica de los ejes y engranajes de N1 desde el compresor hasta la caja de accesorios y rotaban libremente.

Había continuidad mecánica de los ejes y engranajes de N2 desde la turbina de potencia hasta la caja de accesorios y rotaban libremente.

SISTEMA DE TRANSMISION

El embrague de la rueda libre funcionaba normalmente.

El engranaje macho dentado del extremo de la transmisión muestra una pérdida uniforme de material en la porción delantera del engranaje, consistente con rotación con desalineamiento.

El acople de la transmisión al motor presenta evidencias de sobrecalentamiento. El exterior del acople estaba descolorido. Los marcadores de temperatura no estaban en su sitio, pero aparentemente estuvieron colocados y se desprendieron debido al recalentamiento producido.

El acople hembra del eje de la transmisión apareció normal sin evidencia de elevada temperatura. Los indicadores de temperatura estaban colocados.

El acople principal estaba halado fuera del acople hembra, sin poder determinarse en que momento se produjo este desacople.

El eje de transmisión del motor contiene marcas de contacto rotacional a lo largo del eje, que aparentaban haber sucedido mientras giraba y se desplazaba a través del orificio por donde atraviesa la pared de fuego.

La transmisión giró libremente. El brazo de la viga izquierda estaba fracturado cerca de la mitad de la envergadura.

Los acoples de la transmisión en el techo de la cabina habían sido severamente comprimidos.

El mástil estaba doblado en el punto en que emerge de la transmisión y tenía una deflexión de aproximadamente 10°. Los actuadores del colectivo se rompieron como consecuencia del accidente.

Había un ligero contacto del mástil con la capota pero no correspondía a un golpeo del mástil.

SISTEMA DEL ROTOR PRINCIPAL

PALA BLANCA:

Presenta una dobladura de 30° hacia arriba y una moderada torcedura con deformación hacia atrás en la zona media con severas marcas de compresión-

La parte trasera de la pala, a 9 pies del encastre con el mástil está severamente dañada, el borde de salida está separada y deslaminada.

Le faltaban unas 26 pulgadas de la punta, que no pudieron ser localizadas en el lugar del accidente.

PALA ROJA:

Con excepción de una porción trasera del casquete de la punta, la pala esta completa.

Presenta una dobladura hacia debajo de unos de 20 grados en el extremo exterior de las aletas; una dobladura hacia arriba de unos 15 grados, que comienza a 12 pies 6 pulgadas y se extiende hasta los 13 pies 6 pulgadas.

Se notaba una torcedura hacia delante de casi 10 grados aproximadamente en la mitad de la pala.

CONTROLES DE VUELO

Los controles cíclicos desde la estación del piloto a la mitad del acople de cambio de pitch estaban conectados y se movían adecuadamente.

En la investigación efectuada en los talleres de la compañía, fue posible mover los controles en forma normal, incluyendo los servos hidráulicos del cíclico.

El swahplate giraba ligeramente desalineado por la torcedura del mástil.

Ambos vástagos de unión para el cambio de inclinación se fracturaron por la torcedura del mástil cerca de la mitad de su longitud.

La articulación de cambio de inclinación de la pala blanca presentaba dobladura por sobrecarga. La abrazadera superior estaba sujeta a la palanca de cambio de inclinación.

La pala blanca aparentemente había sobrerotado.

CONTROLES DEL ROTOR DE COLA

El acelerador estaba en posición full abierto.

Los actuadores del colectivo presentaban daños severos debido a las deformaciones y roturas de fuselaje, las separaciones lucían consistentes con la deformación del fuselaje y no se encontraron anomalías antes del impacto.

ESTRUCTURA DEL TAILBOOM

Las mayores áreas de deformación se observan en la porción de transición del fuselaje y desde el área de transición hacia la parte trasera del estabilizador horizontal.

El estabilizador horizontal y las áreas asociadas tuvieron sustanciales daños debido a las fuerzas de impacto con los árboles y la vegetación.

La deformación de los restos de la aeronave sugieren que fueron, producidas por fuerzas que actuaron de derecha a izquierda.

No se observaron evidencias de contacto entre las palas del rotor principal con el tailboom.

La aleta vertical estuvo sujeta al empenaje, presentaba moderados impactos a lo largo del borde superior desde el frente a la cola.

SISTEMA DE TRANSMISIÓN DEL ROTOR DE COLA

El eje de metálico de la transmisión mostraba moderada evidencia de contacto con las líneas del neumático y del combustible

El soporte del cojinete delantero del rotor de cola no presenta marcas

La pared cortafuego número 1 no tiene marcas.

A pesar de la distorsión del fuelle del radiador del aceite, el fan y el cojinete giraban libremente.

El soporte del rodamiento número 2 mostraba una deflexión hacia atrás y fue parcialmente sacado fuera del rotor

La parte 3 del eje de transmisión estaba separado 4 pulgadas después del soporte del cojinete, debido posiblemente a una para súbita del rotor.

El acople Thomas delantero, número 4, del eje de transmisión muestra moderado desplegamiento.

El soporte que sostiene el cojinete número 3 fue roto fuera de la punta del tailboom.

El soporte del cojinete número 3 fue trabado en una posición de sobregiro con desplazamiento de derecha a izquierda adelante del soporte del cojinete.

El eje de la transmisión número 4 doblado y perforado 2 pulgadas delante de la línea de unión.

El soporte del cojinete en su lugar y rotando libremente. El sustento del soporte esta roto.

El eje de la transmisión número 5 esta doblado y perforado aproximadamente 2.5 pulgadas en la línea de unión

El eje de la transmisión número 6 separado delante de la línea de unión. Por aparente sobre carga.

CAJA DE ENGRANAJES DEL ROTOR DE COLA Y PALAS

La caja engranajes 90 grados, giraba libremente.

Sistema de cambio de pitch del rotor de cola.- Las porciones en la estructura y tailboom son consistentes con los daños previamente descritos.

El mecanismo de cambio de pitch montado en la caja de engranajes y rotor de cola funcionaban normalmente

El sistema del rotor de cola montado al mástil y controles de rotación no presentan daños.

Los daños en ambas palas del rotor de cola debido al impacto.

Ambas palas muestran impacto rotacional.

PALA ROJA DEL ROTOR DE COLA:

Presenta un desprendimiento de 1 pie 7 pulgadas medido desde el centro del eje.

La piel superior e inferior desprendida hacia fuera

Tenía una arruga por compresión a 9.5 pulgadas hacia fuera del eje.

PALA BLANCA DEL ROTOR DE COLA:

Estaba rota a un pie y 3.5 pulgadas medidos desde el centro hacia el eje

Presentaba una arrugada por comprensión a 9.5 pulgadas hacia fuera del eje, más severa que la de la pala roja.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE

Las válvulas y los filtros del sistema de combustible demostraban haber sido recién remplazados.

Por efecto del impacto se produjeron daños en las válvulas de combustible y en las líneas. No había indicios de derrame.

Se observó que el switch del combustible estaba ON y protegido en la cabina.

El nivel de combustible observado en el tanque posterior estaba en la marca de 3 pulgadas en la regla que indica el combustible remanente.

Aproximadamente 4 pulgadas de combustible tenía el tanque delantero izquierdo.

La válvula de drenado de combustible de la estructura estaba en posición cerrada.

La línea de drenado de combustible de la estructura estaba rota aproximadamente 2 pies de la posición cerrada de la válvula.

El filtro del combustible estaba limpio, sin residuos de combustible.

Las líneas al control de combustible, bomba y pulverizador estaban intactos.

El indicador superior y delantero izquierdo de cantidad de combustible fue removido e inspeccionado, se encontró que estaba limpio y sin marcas.

EXAMEN DE LOS ELEMENTOS PARA LLEVAR CARGA EXTERNA

La revisión de la mochila (red) y eslinga demostraron estaban en buen estado y que no tenían daños. En el cable eléctrico se encontró un corte que llegaba hasta la capa aislante de uno de los conductores (cable negro), sin poder afirmarse si se produjo durante el accidente, pero aparte de esta novedad estaba en buen estado.

No se encontraron daños en los conductores, soporte ni gancho de carga del helicóptero. Este elemento fue probado y funcionaba normalmente en los modos normal y automático.

EXAMEN DE PARTES DEL HELICOPTERO Y DEL MOTOR EN LAS COMPAÑÍAS BELL HELICOPTERS Y ROLLS ROYCE-ALIISON

El examen metalográfico de la punta de la pala del rotor principal, que sufrió el desprendimiento de una parte del intrados, demostró que su fractura se debió a los esfuerzos del impacto al momento de producirse el accidente.

El análisis de los daños que presentaban las dos palas del rotor de cola demostró que se produjeron al golpear contra los árboles al momento que el helicóptero inició su caída a través de ellos y que estaban girando a gran velocidad.

Las pruebas metalúrgicas de las fracturas y deformaciones del eje de la transmisión del rotor de cola, indican que se produjeron por el sobreesfuerzo al que fueron sometidos cuando impactaron las palas del rotor de cola contra los árboles y a los efectos de torsión a que fueron sometidos.

En el engranaje del eje principal se encontró que el sobrecalentamiento, con la consecuente quemadura de sus empaques, en la zona que conecta el motor con la transmisión se produjo porque continuó girando con un desalineamiento del eje, mayor a 3°, ocasionado por los impactos. Este examen se complementó con un análisis de la calidad de la grasa en este elemento, el que demostró que antes del accidente, estaba bien lubricado y que la grasa tenía un 95 % de pureza, siendo los contaminantes encontrados resultado de la alta temperatura generada por esta rotación anormal.

Se encontró que también el desgaste de los dientes el engranaje del extremo opuesto de este eje, fue resultado de la rotación excéntrica del eje.

Se solicitó una prueba en simulador para tratar de reproducir las condiciones en que se produjo el accidente, siendo imposible pues estos equipos no están en capacidad de reproducir las condiciones para vuelos con carga externa.

Como complemento a estos exámenes, se efectuó una reunión con técnicos de la compañía Bell Helicopters, Rolls Royce y un Representante Acreditado nombrado por la National Transportation Safety Board, para analizar los posibles escenarios del accidente conforme los testimonios del piloto y del load master y los resultados obtenidos en las pruebas realizadas en la compañía Bell.

El examen del motor en los talleres de la Compañía Rolls Royce en Indianápolis, arrojó los siguientes resultados:

El tubo de descarga y pared de fuego del lado derecho presentaban daños substanciales ocasionados por el impacto sufrido por la aeronave en tierra.

La bomba y la unidad de control de combustible estaban en buen estado. No se encontró combustible en las líneas debido a que fugó por la manguera, que fue cortada para la remoción del motor del sitio del accidente.

Se comprobó que el acelerador funcionaba normalmente en todo el rango de operación.

El sistema de ejes y engranajes del N1 rotaba libremente existiendo continuidad de movimiento entre el compresor y la caja de accesorios.

El sistema de ejes y engranajes de N2 rotaba libremente existiendo continuidad mecánica entre la turbina de potencia y la caja de accesorios.

Se comprobó que los orificios primarios y secundarios de los inyectores de combustible estaban libres de obstrucciones. Los agujeros para circulación del aire tenían un nivel moderado de oxidación.

En el módulo de la turbina se encontró que:

El escudo de la primera etapa del estator mostraba que la superficie del domo estaba rugosa al tacto y contenía una capa de material color plata de finas partículas metálicas.

El rotor de la primera etapa de la turbina también presentaba depósitos de pequeñas partículas de color plata en todas las paletas del lado de succión. Dos paletas mostraban aceite recalentado en su superficie.

Igualmente, el rotor de la segunda etapa de la turbina tenía depósitos de pequeñas partículas de color plata en todas las paletas del lado de succión. Un área de 90° de esta rueda mostraba depósitos de aceite recalentado.

La segunda etapa del estator de la turbina mostraba también salpicaduras metálicas en todas las paletas en el lado de succión en sus 360 grados y depósitos de aceite quemado. Casi 270° grados de su área tenían muestras de melladuras, como si partículas duras hubiesen pasado a través de su anillo interior.

La rueda de la tercera etapa del estator tenía salpicaduras en las paletas en los 360° del lado de succión.

Varias paletas de la rueda del rotor de la tercera etapa del rotor contenían una cantidad moderada de salpicaduras en el lado de la presión hacia el borde de ataque y en el lado de succión hacia el borde de salida de las paletas.

El rotor de la cuarta etapa mostraba varias paletas con salpicaduras en el borde de ataque del lado de la succión.

La cuarta etapa del estator tenía salpicaduras en el lado de succión, en los 360° de las paletas. La pista tenía rozamiento moderado con coloración azulada entre las posiciones 8h00 y 3h00.

Todos los cojinetes de la turbina, 5, 6, 7 y 8, tenían lubricación y giraban normalmente.

Se desarmó el módulo del compresor, encontrándose lo siguiente:

El impulsor mostraba rozamiento moderado en los 360° del exducer. Dos palas contenían ligeras torceduras causadas por material ingestado durante la caída del helicóptero.

El cobertor de la rueda del compresor contiene de moderada a fuerte rozamiento en el exducer, en las posiciones 11h00 a 12h00 y desde las 3h00 a 4h30. Las dos áreas presentaban una decoloración. El revestimiento desde el induzor hasta la curvatura mostraba rozamiento y levantamiento de material en los 360°, se podía divisar el material principal en una área de aproximadamente tres pulgadas, localizada en la posición 12h00.

Este rozamiento hizo que el metal levantado se funda con el calor de los gases y sea lanzado hacia la turbina, produciéndose las adherencias anotadas anteriormente:

No pudo determinarse un nivel específico de potencia al momento del impacto, sin embargo los daños encontrados son consistentes con el funcionamiento del motor a un régimen un poco bajo del de potencia de crucero.

Para complementar los exámenes se solicitó que la unidad de control de combustible y el gobernador de la potencia de turbina sean sometidos a pruebas de funcionamiento en los talleres de los fabricantes.

ANALISIS

Los exámenes de laboratorio efectuados en la compañía Bell Helicopters permite establecer que no hubo falla de la estructura, mandos, sistemas o componentes del helicóptero, pues todos los daños se produjeron como consecuencia de los impactos contra los árboles y el terreno.

Los trabajos efectuados en los laboratorios de la compañía Rolls Royce, permitieron establecer que el motor funcionó normalmente hasta el momento del accidente, basados en que:

Existe el rozamiento del impulsor con el exducer en dos puntos. El rozamiento es de profundidad moderada con evidencias de coloración azulada. Todas las paletas del impulsor mostraban moderado rozamiento y torceduras al contrario de la dirección de operación del motor.

El rozamiento de las puntas de las palas en la pista de la segunda etapa del estator fue observada en casi los 360° de la segunda etapa del estator. El rozamiento era ligero y contenía evidencias de impacto de partículas duras.

El rozamiento de las puntas de la pala de la cuarta etapa de la turbina en la pista la cuarta etapa del estator encontrada entre las posiciones 8h00 y 11h00. Este

contacto fue de moderado a fuerte, con distintas rayaduras por contacto con los borde de las palas.

Las posibilidades para explicar el origen de las oscilaciones, que según el testimonio del piloto inició la secuencia de eventos que culminó con el accidente, son las siguientes:

Cambio del centro de gravedad
Carga inducida por la slinga
Contacto de la carga con los árboles
Movimiento distorsionado del mástil
Pérdida de la punta del rotor principal
Desatención o fijación
Condiciones meteorológicas
Oscilaciones inducidas por el piloto (Fricción)

1.- Se descartó que el suceso se haya originado por una variación de la posición del centro de gravedad, debido a que no se estaba transportando carga interna, cuyo desplazamiento normalmente origina este tipo de problemas.

2.- Una carga inducida por la eslinga podría producirse si la carga empieza a girar y a torcer la eslinga hasta el límite máximo de torsión, luego de lo cual empieza a girar en sentido contrario, adquiriendo grandes velocidades rotacionales. Su origen es un vuelo con la nariz desviada respecto al rumbo que sigue la aeronave, y cuando no se cuenta, como en esta oportunidad, con un gancho de la eslinga provisto de destorcedor. Esta posibilidad se deshechó porque el cable no presentaba evidencias de haber sufrido movimiento de torsión.

3.- Un posible contacto con los árboles por una inadvertida reducción de la separación con el terreno habría provocado una inmediata caída del helicóptero, pero en una actitud totalmente diferente a la que tuvo en el accidente, y los daños hubieran sido diferentes a los que presenta el helicóptero, además, la red, el cable y la parte inferior del fuselaje, donde está el gancho hubieran presentado daños por efectos del esfuerzo al interrumpir y cambiar el movimiento de la aeronave.

4.- Un descentramiento del eje del rotor principal se descarta porque esto hubiera ocurrido solo si se hubiesen roto en vuelo los montantes del motor, situación que hubiera variado el plano de giro del rotor principal. En la inspección se encontró que tres montantes estaban intactos, y el cuarto se había roto por fuerzas del impacto al producirse el accidente.

5.- El examen metalúrgico de la punta de la pala dio lugar a que se elimine como posibilidad del accidente un bamboleo por desbalanceamiento del peso de las palas.

6.- Debido a que el vuelo se realizaba en horas de la tarde, después de que el piloto había completado 8 horas de servicio, se discutió una posible disminución

en la atención del piloto en mantener la actitud de vuelo, pero considerando que unos cinco minutos antes del accidente mantuvo comunicación con otro piloto que volaba por la zona, reportando un vuelo normal, se descartó esta opción.

7.- Debido a que la zona del accidente está a 54,5 millas al sur este del aeropuerto del Coca, no se dio como válida la información meteorológica originada en este aeropuerto.

Los testimonios del piloto y otros pilotos que volaron la misma zona, indicaron que las condiciones meteorológicas eran buenas, sin vientos fuertes.

Las características de la selva, con vegetación uniforme y carente superficies de suficiente dimensión como para alterar el calentamiento uniforme del aire, permite descartar la presencia de corrientes descendentes. Este fenómeno tampoco provoca oscilaciones en la aeronave, como las descritas por el piloto.

8.- Se calculó la velocidad máxima de vuelo para la carga que se estaba transportando (V_{ne}), tomando en cuenta la altitud de vuelo (1.500 pies sobre el terreno) y la temperatura ambiente (34°C), obteniendo que para esas condiciones su valor era de 87 nudos. Este cálculo se efectuó ante la posibilidad de que por un no adecuado ajuste en el control del colectivo, pudo no haber existido la suficiente fricción y por tanto el piloto inadvertidamente inclinó la nariz del helicóptero haciendo que aumente la velocidad de la aeronave produciendo el movimiento de la carga y la oscilación de la aeronave.

La velocidad de crucero era de 75 a 80 nudos, es decir que tenía un margen de solo 7 nudos antes de que se iniciara cualquier oscilación por un incremento de velocidad. Este hecho y la preocupación del piloto de cumplir lo más pronto posible con el vuelo, en su deseo de no exceder el límite diario de horas de vuelo, hicieron que inadvertidamente incrementara la velocidad y exceda los 87 nudos máximos permitidos para esta operación, haciendo que se inicien las oscilaciones de la aeronave.

En el afán de llegar a aterrizar en la plataforma que tenía adelante no puso atención a los valores de velocidad por lo que se agravó el problema provocando la total pérdida de control. Además, contribuyó la demora en la decisión de soltar la carga, acción que cumplió solo cuando la red estaba entre los árboles, poco antes de la caída de la aeronave.

CAUSA PROBABLE

Efectuado el análisis de todas las posibilidades, se concluyó que el origen las oscilaciones que provocaron la pérdida de control y estrellamiento del helicóptero probablemente fue el vuelo con una velocidad superior a la máxima establecida para esta operación (V_{ne}) de 87 nudos, que sacó de la posición estacionaria a la carga, dando lugar a su oscilación, con el consecuente desequilibrio en el helicóptero.

FACTORES CONTRIBUYENTES

La demora del piloto en tomar la acción correctiva apropiada, que en este caso era reducir la velocidad lentamente y soltar la carga inmediatamente después del inicio de las oscilaciones.

El desconocimiento de los valores máximos de operación con carga externa.

La preocupación del piloto de terminar pronto los vuelos de ese día, para no exceder los límites diarios de horas de vuelo estipulados reglamentariamente.

RECOMENDACIONES

Que se instruya a los pilotos de helicóptero que efectúan operaciones con carga externa, sobre la importancia de efectuar los cálculos de las velocidades de operación, especialmente la Vne.

Que se instruya a los pilotos de helicóptero que efectúan operaciones con carga externa, sobre la decisión oportuna de soltar la carga en el caso de que experimenten situaciones que pongan en peligro el normal desarrollo del vuelo.

Que la compañía operadora reitere al personal de mantenimiento la obligación de verificar la operación normal de los radios localizadores de emergencia y de asegurarse la posición del switch de activación.

Que se recuerde a las dependencias de Control de Tránsito Aéreo la obligación de cumplir estrictamente con los procedimientos de emergencia, para alertar oportunamente a los Servicios de Búsqueda y Salvamento.

Que se reitere a las Jefaturas de Aeropuerto la obligación de verificar que se hayan cumplido con todos los procedimientos para casos de emergencia, particularmente en lo referente a alertar a los Servicios de Búsqueda y Salvamento.