CE Nº 2.363.777 (FAA)

ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIONES DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el accidente, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago /44) Ratificado por Ley 13.891 y en el Artículo 185 del CÓDIGO AERONÁUTICO (Ley 17.285), esta investigación tiene un carácter estrictamente técnico, no generando las conclusiones, presunción de culpas o responsabilidades administrativas, civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba de tipo judicial, sino con el objetivo fundamental de prevenir futuros accidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial que, en relación con el accidente pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Aeródromo Rincón de los Sauces, Provincia de Neuquén

FECHA: 14 de Agosto de 2003 HORA: 18:10 HOA

AERONAVE: Helicóptero MARCA: BELL

MODELO: 206 B MATRICULA: LV-WOP

PILOTO: Piloto Transporte de Línea Aérea - Helicóptero

PROPIETARIO: Privado

NOTA: Las horas están expresadas en la Hora Oficial Argentina (HOA) que corresponde al huso horario –3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo:

Aproximadamente a las 18:00 hs del 14 de agosto de 2003, el piloto del BELL 206-B matrícula LV-WOP, después de haber realizado un vuelo de reconocimiento entre la zona del campamento Base Aucamauida y el Aeropuerto Rincón de los Sauces, en

la Provincia de Neuquén, procedió a realizar un control del sistema de rueda libre, para lo cual realizó una autorrotación, encontrando la novedad que las indicaciones en el instrumento “Dual Tachometer” (Motor y Rotores) no eran las correctas.

Por ello repitió la operación cuatro veces y mientras realizaba la última autorrotación, el helicóptero impactó con violencia sobre la superficie.

El accidente ocurrió de día y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a las personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	1	1	

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 En la célula se produjo la rotura del cono de cola con el desprendimiento del estabilizador vertical y horizontal. Además la rotura de los esquís y los parabrisas frontales superiores e izquierdo inferior. Daños generalizados en el fuselaje.

1.3.2 Se cortó la transmisión al rotor de cola, el brazo del comando de control de paso del rotor principal y el brazo del comando del plato basculante del rotor principal resultaron fracturados.

1.3.3 Rotores: Daños en el extradós de una pala del rotor principal con faltante de material y leve deformación hacia abajo de la otra pala. Con el desprendimiento del rotor de cola, una pala del mismo se seccionó en dos partes y la otra se deformó hacia el intradós.

1.3.4 En general los daños fueron evaluados como de importancia.

1.4 Otros daños

No hubieron.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 42 años de edad, es titular de la Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea de Helicóptero, con habilitación para vuelos nocturnos e instrumentos en helicópteros Hiller, UH-12ET, BELL 205, SA 315B – LAMA y BELL 206.

El Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba vigente hasta el 13 de Octubre de 2003.

No registra infracciones ni accidentes.

La experiencia en horas de vuelo era:

Total de vuelo5.000.0
En los últimos 90 días 150.0
En los últimos 30 días 50.0
El día del accidente 0.7
Vuelo por instrumentos 30.0
Adiestrador terrestre 25.0
Vuelo nocturno 50.0
En el tipo de helicóptero3.000.0

1.5.2 El acompañante de 30 años de edad es titular de la Licencia de Piloto Comercial de Helicóptero con habilitación para vuelos nocturnos y por instrumentos en helicópteros A 109, B06, B22, H269, H500, B105, LAMA, AS50 y AS65.

El Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba vigente hasta el 01 de Noviembre de 2003.

No registra infracciones ni accidentes.

La experiencia en horas de vuelo era:

Total de vuelo2.100.0
En los últimos 90 días 60.0
En los últimos 30 días 20.0
El día del accidente 0.7
Vuelo por instrumentos 17.0
Vuelo nocturno 15.0
Adiestrador terrestre 20.0
En el helicóptero 70.0

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

Es un helicóptero marca BELL, fabricado por la BELL HELICOPTER TEXTRON, Modelo 206 B, con el número de serie 4379, construído en octubre de 1995.

Posee un Certificado de Matriculación de Aeronave, desde el 19 de Enero de 1996, con las marcas de nacionalidad y matrícula LV-WOP.

El Certificado de Inscripción de Propiedad de Aeronave está a nombre de la Compañía Aérea Patagónica SA, se encuentra vigente desde el 21 de marzo de 2003.

El Certificado de Aeronavegabilidad es de clasificación standard en la categoría normal, vigente desde el 20 de marzo de 2002 y con vencimiento de su habilitación

anual el 30 de abril de 2004, de acuerdo con el formulario DNA 337, por lo cual la aeronave se encontraba en condiciones aeronavegables en el momento del accidente.

La libreta Historial de Aeronave Nº2 identificada como “Historial Nº 1980” fue abierta el 05 de Agosto de 2003 y al momento del accidente consignaba un TG de 2085.4 hs y DUI de 43.0 hs.

1.6.2 Motor

La libreta Nº1 del Historial de Motor fue iniciada el 26 de Abril de 1996, constando que es marca ALLISON modelo 250–C20J, fabricado bajo el número de serie CAE 270744, de 420 HP de potencia, fue instalado en el LV-WOP en Octubre de 1995. Al momento del accidente este motor registraba un TG de 2085.4 hs, DUR 320.4 hs. y DUI 43.0 hs.

1.6.3 Rotores

Los rotores no disponen de las Libretas Historiales por lo que su actividad fue obtenida de acuerdo a los datos que figuran en el último formulario DNA 337 del 22 de Abril de 2003 y de la planilla titulada “AIRFRAME COMPONENT STATUS”, confeccionada por la Firma Helicenter S.A.

El rotor principal marca BELL, modelo 206-010-100-157, número de serie HB – 745, integrado por dos palas modelo 206-010-200-133, cuyos números de serie son A2576 y A2551, acumuló un TG de 2085.4 hs referida a todo el conjunto.

El rotor de cola marca BELL, modelo 206-011-810-153, numero de serie HB – 691, compuesto de dos palas modelo 206-016-201-131, cuyos números de serie son CS1291 y CS1225, acumuló un TG de 2085.4 hs referida a todo el conjunto.

1.6.4 Peso y balanceo

Pesos

Máximo de Despegue	1.500	kg
Vacío	900	kg
Carga útil autorizada	600	kg
95 lts. de combustible (x 0.72)	68	kg
Piloto	80	kg
Acompañante	80	kg
Carga total	228	kg
Diferencia	372	kg (en menos)
Autonomía	01:25	Hs
Consumo horario	50	Lt / hora
Tipo de Combustible utilizado	JP-1	

La aeronave tenía el Centro de Gravedad dentro de los límites autorizados en el Manual de Vuelo por el fabricante.

1.7 Información meteorológica

Informe producido el día 02 de Setiembre de 2003. Datos proporcionados por el Servicio Meteorológico Nacional, extraídos del mapa sinóptico de superficie de 21:00 UTC y visto los registros horarios de las estaciones meteorológicas Malargüe y Neuquén Aero, las condiciones meteorológicas eran, el viento Noroeste a 5 Kts., visibilidad 10 Km., sin fenómenos significativos, la nubosidad 1/8 de Cúmulos y Stratos Cúmulos a 1.050 metros, 2/8 de Altos Cúmulos y Cirrus, la temperatura 16.5ºC, la temperatura del punto de rocío -04ºC, la presión atmosférica 1022.0 hPa y la humedad relativa del 24%.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No aplicable.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

El accidente ocurrió en proximidades del aeródromo Rincón de los Sauces, cuyas coordenadas geográficas son 37º 23’ 40’’ S – 068º 54’ 23’’ W y tiene una elevación de 595 metros MSL. La superficie del terreno es irregular, tipo desértico y escasa vegetación.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

El helicóptero tocó la superficie del terreno primero con el patín de cola y luego sobre ambos esquís.

Desde el punto de impacto hasta su detención, la aeronave recorrió 11,20 mts.

Por efecto de la violencia del impacto y la inercia de las palas del rotor principal, estas seccionaron el cono de cola, muy cerca de su unión con el fuselaje, ocasionando daños a las palas del rotor principal con impactos visibles.

Todos los componentes del rotor de cola fueron dispersados en un radio de 63 m, tomando como centro el lugar donde quedó el fuselaje, orientado con rumbo 120º aproximadamente.

1.13 Información médica y patológica

No se conocen antecedentes médico / patológicos del piloto que pudiesen haber influido en el accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

La cabina no sufrió ninguna deformación visible. El arnés de hombros del puesto de copiloto no se encontraba instalado en la aeronave. El resto de los arneses se encontraron correctamente asegurados.

1.16 Ensayos e investigaciones

En el lugar del accidente se pudo comprobar una clara y visible marca sobre el terreno producida por el patín de cola, esta señala el lugar del primer impacto, produciéndose aquí el desprendimiento del estabilizador vertical y del conjunto del rotor de cola.

Se identificaron las partes dispersas sobre el terreno, el conjunto rotor de cola y parte del cono de cola que contiene al estabilizador horizontal derecho, se encontraban por delante de la aeronave, además se encontró un segmento del eje de la transmisión al rotor de cola.

Al unir las partes del cono de cola, se comprobó que las deformaciones son continuas y uniformes y en el borde de ataque de una de las palas, se encontraron raspaduras con pintura de color azul, pudiendo afirmar que las deformaciones encontradas coinciden con la silueta del borde de ataque de la pala del rotor principal.

También la marca de impacto que se dibujó justo debajo del soporte tubular del estabilizador horizontal izquierdo, ocasionó el desprendimiento del mismo y la consiguiente falta de material desprendido en el extradós de la pala del rotor principal.

Los brazos de comando de paso del rotor principal y del plato basculante están fracturados aproximadamente a la mitad de su longitud, no observando otros daños a su alrededor.

Los esquís se encontraban seccionados en varias partes debajo del fuselaje y el segmento delantero izquierdo se encontraba a 7 mts. detrás de la aeronave.

El tubo pitot ubicado en la parte frontal de la cabina, se encontraba con el orificio totalmente obstruido con tierra.

En la cabina se pudo comprobar que:

1) Las puertas de la cabina fueron abiertas desde el interior, el freno del rotor

principal fue accionado, probablemente, para asegurar la detención del mismo, los interruptores de batería y del generador estaban desconectados.

2) El comando de acelerador estaba en IDLE y el control de fricción completamente aplicado.

3) El control de la baliza ELT estaba “armado” pero el equipo transmisor en 406 Mhz estaba desconectado.

4) El altímetro se encontraba ajustado a 30.1 In Hg / 1020 Mb, indicando 270 pies.

5) Los interruptores de la válvula de combustible, calefacción de pitot y las luces de posición y anticolisión estaban desconectados.

6) El fusible del generador se encontraba adentro y el interruptor del sistema hidráulico conectado.

7) Los arneses de seguridad estaban instalados excepto el de hombros del puesto de copiloto.

8) Los pedales para el comando del rotor de cola, tenían un movimiento totalmente libre.

9) Los comandos del paso cíclico y colectivo tenían movimientos normales y sin obstrucciones.

En el motor se pudo comprobar que:

1) No había daños visibles en el exterior del mismo ni de sus componentes accesorios.

2) No se encontraron tomas de aire ni conductos de ventilación obstruidos.

3) Comparando la posición de la manivela del accionamiento de la unidad de control de combustible, conocida como “GAS PRODUCER CONTROL THROTTLE LEVER” y la posición de la manivela de accionamiento del gobernador de la turbina de potencia, llamada “POWER TURBINE GOVERNOR LEVER”, confirman la posición “IDLE” de la empuñadura del acelerador en el bastón de mandos de cabina.

4) El filtro de baja presión del sistema de combustible de la aeronave no contenía impurezas significativas que pudieran obstruir el pasaje del combustible y se obtuvo una muestra para ser analizado en el Laboratorio de Ensayo de Materiales (LEM). El combustible utilizado cumplía con las especificaciones técnicas para el uso aeronáutico .

5) Se verificó el cableado y conexiones entre la caja de ignición y la bujía de encendido sin encontrar discrepancias. También fue verificado el cableado y conexiones eléctricas entre el solenoide de sobre velocidad, el control

electrónico y el “MONOPOLE” (sensor) del conjunto de N_2.

6) Se desmontó el inyector de combustible, ubicado en la parte posterior del motor sobre la cámara de combustión, sin encontrar depósitos de carbón considerables ni el filtro obstruido.

7) No se observaron conductos rígidos ni flexibles flojos o sueltos, tanto del sistema de combustible como de los sistemas hidráulico, neumático y de lubricación.

8) Se desmontó el filtro de alta presión del sistema de combustible del motor y se verificó visualmente el estado de limpieza, sin detectarse novedades.

9) Fueron desmontados los principales componentes del sistema de combustible para su ensayo en banco tales como la bomba mecánica de combustible del motor, la unidad de control de combustible y el gobernol, verificándose que los correspondientes ejes y encastres de acople y transmisión, desde la caja de accesorios del motor, se encontraban sin novedad.

10) Se comprobó el correcto funcionamiento de la rueda libre y del embrague con el fin de constatar el acople y desacople del motor con el rotor principal, ante una probable falla eventual de la potencia entregada por el turbo eje, surgiendo de esta prueba el correcto arrastre del conjunto en un sentido y su liberación en el sentido opuesto.

1.17 Información orgánica y de dirección

El LV-WOP era propiedad de una empresa de trabajo aéreo y se encontraba afectado para realizar trabajo aéreo en las especialidades de “Carga Externa y Montaje“ desde el 25 de abril de 2003.

1.18 Información adicional

No se formula.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

No se utilizaron nuevas técnicas

2 ANALISIS

2.1 Aspecto Operativo

El piloto luego de realizar la tarea prevista y en proximidades del Aeródromo Rincón de los Sauces, habría decidido comprobar el funcionamiento del instrumento dual para la indicación de las RPM del motor y rotores (“Dual Indicator Tachometer”).

Según sus declaraciones, hasta ese momento el piloto y su acompañante, también piloto de la empresa, no habían advertido ninguna indicación errónea.

Para efectuar una comprobación, redujo la potencia y realizó tres auto rotaciones consecutivas, “donde al parecer habría observado” alguna indicación errónea, pero no manifestada en el funcionamiento del motor y las prestaciones de los rotores.

En la cuarta auto rotación, que se habría iniciado con 150 metros de altura sobre el terreno (500 pies), apreció que el rotor principal perdía rápidamente vueltas y entonces habría tratado de recuperar las RPM sin éxito y, ante la inminencia del contacto con la superficie, restableció para amortiguar el impacto.

Como la nariz del helicóptero se elevó en demasía por la restablecida, impactó en primer lugar el patín de cola.

Luego apoyaron los esquís violentamente y las palas del rotor principal, por efecto de inercia, flexionaron hacia abajo y seccionaron el cono de cola.

Todo esto ocurrió casi con simultaneidad y se evidenció, en los daños que se produjeron.

Otro aspecto importante que demuestra lo ocurrido es la escasa distancia que se desplazó el fuselaje del helicóptero, unos 11,20 mts., lo cual demuestra que el impacto sobre la superficie fue casi plano, primero la cola y luego el fuselaje.

Por lo expresado, se puede concluir que el accidente tuvo origen en la realización de una maniobra, “prácticas de auto rotación”, que por razones que no pudieron ser determinadas no pudo finalizar exitosamente.

Es probable que esta maniobra, sumamente crítica, haya sido ejecutada deficientemente.

El piloto tenía una amplia experiencia en este tipo de aeronave, estaba habilitado, mantenía una actividad continua e intensa y la Aptitud Psicofisiológica estaba en vigencia.

La meteorología no tuvo influencia en el accidente.

2.2 Aspecto técnico

De las verificaciones y ensayos efectuados no se encontraron novedades en el funcionamiento de los sistemas o componentes del helicóptero, que puedan haber contribuido al accidente.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto estaba habilitado, tenía el Certificado de Aptitud Psicofisiológica en vigencia y una muy buena experiencia en vuelo en este tipo de aeronaves.

3.1.2 El piloto efectuó en forma repetida, tres maniobras de auto rotación, al intentar una cuarta, por causas que no pudieron ser determinadas no pudo finalizarla con éxito.

3.1.3 La aeronave se encontraba dentro de la envolvente de vuelo autorizada respecto del peso y balanceo.

3.1.4 La correcta realización de la maniobra de autorrotación es esencial para la seguridad de las almas a bordo y su ejecución es sumamente crítica, exigiendo un buen estado de adiestramiento para su realización.

3.1.2 En el helicóptero no se detectaron fallas de componentes o sistemas que pudieran haber tenido influencia en el mismo.

3.2 Causa

Durante una auto rotación, impacto violento del helicóptero con la superficie, debido a la utilización de una técnica de vuelo inadecuada.

4 RECOMENDACIONES

4.1 Al piloto

Ante la posibilidad de una indicación errónea del instrumento dual para medición de las RPM del motor y rotores, no es conveniente efectuar maniobras donde esa indicación es prioritaria. El instrumental debe ser comprobado en los talleres especializados.

4.2 A la empresa propietaria del helicóptero:

Siendo la práctica de la emergencia de falla de potencia y consiguiente autorrotación indispensable para la seguridad de las almas a bordo y terceros que pudieran verse afectados, considerar la necesidad de establecer un programa de instrucción donde la práctica de esta emergencia y de las demás que contemple el Manual de Vuelo de la aeronave, de acuerdo a los criterios que se consideren más adecuados, sea taxativamente establecida y adecuadamente planificada para contribuir a la seguridad de la operación aérea.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes en un plazo nunca mayor a SESENTA (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo.
(Disposición Nº 51/02 Comandante de Regiones Aéreas (19 JUL 02) publicada en el Boletín Oficial del 23 de julio de 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil
Avda Pedro Zanni 250
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(1104) Capital Federal

o a la dirección Email
buecrcp@faa.mil.ar

BUENOS AIRES, enero de 2004.

Investigador Técnico

Investigador Operativo

Director de Investigaciones