



**FUERZA AÉREA URUGUAYA**  
**COMANDO GENERAL**  
**DIRECCIÓN DE SEGURIDAD DE VUELO**  
**PREVENCIÓN DE ACCIDENTES**



El único propósito de esta investigación es la prevención de futuros accidentes e incidentes, por medio de producir recomendaciones de seguridad ajustadas a la realidad operativa; procurando corregir aspectos organizacionales, disminuir la ocurrencia de condiciones locales desfavorables y mitigando los errores individuales, **SIN DETERMINAR CULPAS O RESPONSABILIDAD.**



Reporte final, UH-1B, FAU 062, 30 de Abril de 1982, Rincón de Pando, Canelones.



#### **Sinopsis:**

El día 30 de abril de 1982 se dispuso la realización de un vuelo de instrucción en formación táctica a 5 (cinco) helicópteros con punto de partida en el Aeródromo de Carrasco, con destino a los sectores de la Escuela Militar de Aeronáutica y posterior aterrizaje en el punto de partida. Siendo la hora 17:30L aproximadamente el último helicóptero de la formación alerta al guía de la escuadrilla que un helicóptero se había precipitado a tierra, tomando fuego y causándole la muerte a los cuatro tripulantes.

#### **1. Información de los hechos:**

##### **a. Historia del Accidente Mayor:**

El FAU 062 era el Número 2 de una formación táctica de entrenamiento integrada por cinco elementos. El despegue de SUMU con destino propuesto sector Este se realizó a las 17:10 L. del día 30 de abril de 1982.



Luego del decolaje la formación realizó un pasaje sobre B.A.I con rumbo Norte 500 pies de altitud, puso rumbo a "Gral. Artigas", efectuó un viraje de 360° por izquierda y pasó sobre instalaciones de la E.M.A. con rumbo N. E. a 400 o 500 pies de altitud a una velocidad de 90 a 95 nudos. Aproximadamente dos minutos posterior a este pasaje y cuando la formación se encontraba a unas 3 MN al Este de "Gral. Artigas", volando con rumbo Este a una altitud de 300 a 400 pies, el número 2 efectúa un cambio de posición de la izquierda a la derecha. Pocos segundos después se observa un comportamiento extraño del FAU 062 consistente en pequeñas oscilaciones sobre sus tres ejes, baja la nariz perdiendo altura y aproximadamente con 200 pies de altitud nivela e inmediatamente se inclina bruscamente 80° a la derecha y luego hacia la izquierda, realizando una trayectoria descendente pronunciada en actitudes extremas o anormales no bien definidas.

Próximo al terreno en una secuencia no determinable con seguridad, se produce la rotura del mástil del Rotor Principal de Cola y Caja 90°, impactando en una actitud de nariz abajo y levemente inclinado a la derecha, resultando sus cuatro tripulantes fallecidos y el helicóptero completamente destruido por acción del impacto y fuego posterior.

b. **Lesiones a personas:** Los 4 tripulantes fallecidos.

c. **Daños a la aeronave:** Irrecuperable.

d. **Meteorología:**

Las condiciones meteorológicas del momento eran:

16:00 (L) SUMU 180/06 9999 2 CU 040 22-17 1019

17:00 (L) SUMU 170/05 9999 1 CU 040 4 Ci Cs 200 22-18 1019

e. **Otros daños:** No.

f. **Información personal:**

FAU 062	Piloto Cabina Derecha	Piloto Cabina Izquierda
Calificación	PP	PP
Psicofísico	Apto	Apto
Certificado Vuelo por	No	Si

<b>Instrumentos</b>		
<b>Horas totales</b>	<b>1570,0 horas</b>	<b>1704,0 horas</b>
<b>Horas en el modelo</b>	<b>828,0 horas</b>	<b>582,0 horas</b>
<b>Horas en los últimos 30 días</b>	<b>7,5 horas</b>	<b>14,0 horas</b>

**g. Información de la aeronave:**

Fabricante: Bell Helicopter Textron.  
 Modelo: UH-1B  
 Operador: Fuerza Aérea Uruguaya.  
 Número de Serie: 63-8730 (955)  
 Año de Fabricación: 1963.  
 Horas de vuelo del helicóptero: 6.590,6 horas.  
 Motor Lycoming T-53-L-11:

<b>062</b>	<b>Motor</b>	<b>Rotor Ppal</b>	<b>Rotor Cola</b>
<b>Nº de Serie</b>	<b>Le 09979</b>	<b>Cubo 1010,3 TSN</b>	<b>Cubo 272,6 TSN</b>
<b>T.S.N.<sup>1</sup></b>	<b>848,5</b>	<b>Palas 1010,3 TSN</b>	<b>Cubo 794,3 TSN</b>

**2. Análisis.**

**a. Estructura o restos de la misma.**

La estructura resultó completamente destruida a consecuencia del impacto e incendio posterior, salvo la porción posterior del botalón de cola (a partir de los estabilizadores) la cual se separó de la estructura principal al ser cortada por el Rotor principal. En el punto del impacto se pudo identificar partes estructurales del techo, puerta de carga derecha y ametralladora y soporte derechos así como también trozos de áreas transparentes. A partir de este punto el resto de la estructura se desplazó en la dirección general del vuelo (080º) desintegrándose, quedando esparcidos trozos de metal de imprecisa identificación, tapizados, instrumentos, etc. a unos 10 mts. Del punto de impacto inicial con la transmisión y un trozo de mástil. Los componentes restantes (motor, parte mayor de la cabina y mitad anterior del botalón de cola, aunque este último separado ya de la estructura principal) quedaron reunidos a unos 25 mts. del impacto inicial y se incendiaron. Próximo a la zona del incendio y hacia el punto de impacto inicial se encontraba el trozo posterior del botalón de cola desde la ubicación de los estabilizadores horizontales encontrándose unido al mismo el estabilizador derecho. El hecho de la proximidad de esta parte del fuselaje a los restos principales da la pauta de que la sección de dicha parte por el R/P ocurrió a muy baja altura por lo que se puede deducir que el R/P se desprendió también muy cerca del terreno, instantes previos al impacto. Del análisis de los restos y de las declaraciones de los testigos se puede presumir que no existió previo al desencadenamiento de los hechos algún daño estructural que pueda haber influido en el accidente.

**b. Sistema hidráulico.**

El sistema hidráulico resultó parcialmente destruido no obstante lo cual se pudieron recuperar los tres servo-cilindro y la bomba hidráulica. En relación a este sistema se dispuso el chequeo del estado del líquido hidráulico siendo normal y adjuntándose la correspondiente certificación. Asimismo se dispuso el análisis del funcionamiento de las válvulas piloto de los servo-cilindros siendo este normal adjuntándose también la certificación. No obstante los análisis efectuados en la Fuerza Aérea, los técnicos de la BELL HELICOPTER TEXTRON efectuaron en sus laboratorios otro chequeo completo de su funcionamiento, descartando definitivamente la intervención de estos componentes en el accidente.

**c. Análisis de Laboratorio.**

Las siguientes partes enviadas al laboratorio de la Bell Helicopter Textron, fueron una pieza fracturada del mástil del rotor principal de 5 pulgadas de largo, la varilla de cambio de paso del rotor de cola y el conjunto de cubo y mordazas del rotor de cola.

Mástil del rotor principal, P/N 204-011-450-1. Varilla de cambio de paso del rotor de cola, P/N 204-010-742-9, S/N SS29-01880. Conjunto de cubo del rotor de cola P/N 204-011-728-19, S/N GR29-4124. Mordazas del rotor de cola P/N 204-011-728-19, S/N A3-97921;A3-98088.

Todas las partes recibidas exhibieron evidencias de fracturas por sobrecarga y deformación. El mástil del rotor principal se fracturó por carga torsional y fuerzas de deflexión, en el área que contactó con los topes estáticos del rotor principal.

Los hilos de rosca en la porción final izquierda de la varilla de cambio de paso del rotor de cola, estaban estropeados y porciones de nylon de la arandela autofrenable usada en la tuerca, estaban encajadas sobre algunos de los hilos de rosca.

La mordaza, S/N A-397921 fue desmontada del conjunto del cubo del rotor de cola, durante el accidente.

El examen reveló que aproximadamente 4 ½ hilos de rosca estaban completamente conectados con la tuerca de la mordaza del rotor de cola, cuando las fuerzas de sobrecarga causaron que los hilos de la mordaza se estropearan. Esta es una cantidad normal de



de enroscado, para un conjunto de tuerca y mordaza del rotor de cola apropiadamente torquado. La dureza de la mordaza era ROCKWELL "B" 80, lo cual está por encima del "B" 78 mínimo requerido por BPS4467 para el 2014-T6 de partes de aleación de aluminio. No estaba el tornillo de unión de la articulación de paso en el cuerno de paso de esta mordaza.



El examen dentro del agujero de la unión de la articulación de paso, reveló múltiples marcas circunferenciales en la pared del agujero, hechas por movimientos del tornillo de articulación de paso.

Había marcas y rayaduras longitudinales las cuales parecerían haber sido producidas por arenilla y

grava de la tierra que entró en el agujero cuando el conjunto de la pala y mordaza impactaron y se hundieron en el suelo.

El tornillo de la articulación de paso y una porción de la articulación de paso permanecieron conectados a la mordaza opuesta, S/N A3-98088. La articulación de paso se fracturó por el over stress adyacente (próximo) a la contratuerca de la varilla de articulación de paso. Deformación plástica del metal ocurrió en los puntos de contacto de los topes estáticos en la horquilla del rotor de cola, debido al fuerte contacto con los topes estáticos.

No se notaron discrepancias materiales en ninguna de las partes recibidas. Todas las fracturas por over stress y las deformaciones presentes en las partes ocurrieron durante el accidente.

**d. Resumen del factor material.**

La falla que inició la secuencia de eventos que culminó en el accidente fue el desprendimiento o rotura del tornillo de sujeción del brazo de cambio de paso de una pala del rotor de cola. Este hecho conduce a creer que el tornillo había sido instalado pero que carecía del seguro de la tuerca con la chaveta, y produjo las múltiples marcas como si hubiera trabajado hacia afuera del agujero de la unión y permitió que la pala del rotor de cola se soltara de cualquier control de cambio de paso por parte del piloto. Esta falta de control de paso en una pala del rotor de cola, corresponde aproximadamente a la imagen descrita por los testigos cuando la aeronave pareció estar “balanceándose”. La tripulación, determinó que tenían una emergencia, (el nivel de vibración en ese momento debe haber sido muy alto) comenzó un descenso con baja potencia directamente al frente (Como fue notado por los testigos) hacia la mejor área de aterrizaje disponible.

Con la separación de la pala de rotor y la mordaza, S/N A3- 97921, del conjunto del cubo del rotor de cola, (el reporte de laboratorio dice):“El examen reveló que aproximadamente 4 ½ hilos de rosca estaban completamente conectados con la tuerca de la mordaza del rotor de cola, cuando las fuerzas de sobrecarga causaron que los hilos de la mordaza se estropearan. La aeronave fue dejada semi-controlable, resultando en las condiciones anormales de guiñada y rolido.

La aeronave impactó con nariz abajo y levemente hacia la derecha.

La separación del rotor principal debido a la severidad de los contactos entre los topes estáticos y el mástil, con toda probabilidad, ocurrió casi antes del impacto en la tierra. La distribución de los restos, la ubicación de las marcas en

la tierra producidas por las palas del rotor principal y la ubicación final del conjunto del rotor principal.

No es probable que la aeronave haya entrado en una posición completamente invertida, pero indudablemente, si alcanzó grandes ángulos de rolido y guiñada tanto como en la combinación de estos ejes. Estas actitudes anormales que fueron indudablemente fuera del desarrollo normal del vuelo, condujeron a la separación del mástil del rotor principal.

Retrospectivamente no se encontró evidencia de que la tripulación no estuviera bien entrenada. Ellos no crearon nada inapropiado que tuviera consecuencias en la misión y no es considerado la acción de la tripulación un factor de accidente en este caso. Siguiendo con la trayectoria de vuelo de la aeronave se estima que el balanceo se produjo en el momento en que el piloto estaba teniendo la separación del control de paso de una pala debido a la pérdida del brazo de cambio de paso. Sin embargo la evidencia indica que esa pala se soltó del conjunto del cubo destornillándose paulatinamente de la tuerca de retención. La misma se encontró con el conjunto de cubo y la pala ausente, teniendo el clip de retención de seguridad en el lugar con el tornillo de ajuste y el alambre de seguridad en la posición correcta. Por lo tanto la única presunción que se puede concluir es que la pala dinámicamente se zafó de su posición y de forma que estaba asegurada, no sabiendo exactamente en qué momento, pero indudablemente el piloto estaba en el proceso de establecer una autorrotación o un descenso con baja potencia. El descenso fue probablemente a baja potencia, en forma normal y bastante controlado, con el control de combustible completamente cerrado o casi cerrado, probablemente sin suficiente velocidad como para hacer autorrotación, pero muy cercana a ella. Durante este descenso, el piloto aparentemente tenía un grado razonable de control de la aeronave manteniendo lo que se podría llamar un descenso normal siempre que no hubiera movimiento lateral o balanceo.

### **3. Conclusiones:**

De acuerdo con las evidencias que se poseen podría establecerse como causa probable del accidente la pérdida del control de paso del rotor de cola del helicóptero por el desprendimiento del tornillo de sujeción de la varilla de cambio de paso. Esto podría haber sido provocado por fatiga de dicho material, por un torqueo incorrecto del mismo, o por la falta del seguro de la tuerca correspondiente.

### **4. Recomendaciones:**

- 1) Que se controle el cumplimiento de las directivas de mantenimiento impartidas en base al informe producido por los técnicos de la Bell Helicopter.
- 2) Que se dé énfasis a la correcta supervisión del mantenimiento en lo referente al torqueo adecuado y frenado de los ítems que correspondan.
- 3) Que se tenga en cuenta lo establecido en la Directiva de Mantenimiento No. 15/80 referente a la altitud mínima de vuelo.



- 4) Que se realice un control efectivo del cumplimiento de los mínimos de horas requeridas para mantenerse habilitados en los diferentes tipos de aeronaves.

**Anexos.**

El original y sus anexos están almacenados en la D.S.V.