

INFORME DEL ACCIDENTE

DATOS GENERALES.-

Tipo de la aeronave:	Helio Courier 700.
Lugar del accidente:	Pista Miasal. 0236 S;07727 W
Fecha del accidente:	22 de marzo del 2000.
Hora del accidente:	19:50 UTC (aprox.)
Tipo de suceso:	Pérdida de potencia.- Impacto contra el terreno
Fase del vuelo:	Despegue
Personas a bordo:	06





RESEÑA DEL VUELO.-

La aeronave cumplía el vuelo número 12 del día. La ruta a volarse era: Miasal –Taisha, transportando cinco pasajeros y cien libras de equipaje.

La aeronave inició la carrera de despegue, aproximadamente a las 19:49:35 UTC. 25 segundos después, en el ascenso inicial, cuando el piloto realizaba los ajustes de potencia, escuchó un fuerte ruido proveniente del interior del motor, notando que en forma súbita disminuía la potencia del motor. Estimando que el problema se debía a la falta de combustible reseteó la bomba auxiliar sin obtener respuesta del motor, razón por la cual intentando retornar a la pista, para efectuar un aterrizaje de emergencia, inició un viraje por la izquierda, por la poca altura que tenía, no logró su objetivo, cayendo en la orilla del río Mangosiza, a mil metros de la cabecera de la pista.

LESIONES A PERSONAS.-

LESIONES	TRIPULACIÓN	PASAJEROS	OTROS
MORTALES	---	---	---
GRAVES	01	---	---
LEVES	---	05	---

DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE.-

Producto de la fuerza del impacto la aeronave resulto destruida.

OTROS DAÑOS.-

No se produjeron daños en la superficie terrestre.

INFORMACION SOBRE EL PERSONAL.-

El piloto era titular de la licencia de Piloto Comercial. Su certificado médico se encontraba vigente.

Mantiene vigentes las habilitaciones como piloto instructor en equipo Cessna172 y Helio Courier 295, y como piloto de Dornier 28, Cessna 206 y Helio Courier 700.

La habilitación en este último equipo la obtuvo en enero del 2000 luego de aprobar la instrucción practica impartida por la CIA. Montgomery Aviation Inc. En los Estados Unidos de Norteamérica.

Hasta la fecha del suceso, tenia un total de 11.565,23 horas de vuelo de las cuales voló:

202:49 horas en los últimos 90 días
144:47 horas en los últimos 60 días
87:43 horas en los últimos 30 días
26:09 horas en los últimos 07 días

En el equipo accidentado voló 46 horas.

No registra accidentes anteriores.

INFORMACION SOBRE LA AERONAVE.-

La aeronave llegó al país el 30 de enero del 2000 con 1311:50 horas de servicio, sus principales características eran:

Marca:	Helio Courier
Modelo:	H-700
Serie No:	H9
Año de fabricación:	1984
Tiempo total de fuselaje:	1368:85 Horas

DATOS DEL MOTOR.-

Marca:	Avco Lycoming
Modelo:	TIO-540-J2B
Serie No:	L-8265-61A
Tiempo de servicio desde Overhaul:	544:27 Horas
Tiempo remanente para el próximo overhaul:	1255:73 Horas

DATOS DE LA HÉLICE

Marca:	Hartzell
--------	----------

Modelo:	HC-E3YR-1RF/F9587A-10
Serie No:	FM 1050A
Tiempo de servicio desde Overhaul:	177:27 Horas
Tiempo remanente para el Próximo overhaul:	1822:73 Horas

CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD

La aeronave tenía vigente su certificado de aeronavegabilidad a la fecha del accidente.

MODIFICACIONES EFECTUADAS A LA AERONAVE.-

Se incorporaron a la aeronave los siguientes STC:

Instalación de un sistema gráfico de monitoreo del motor
Reemplazo del tren principal
Reemplazo de las llantas del tren principal

CUMPLIMIENTO DE DIRECTIVAS DE AERONAVEGABILIDAD.-

No existen discrepancias en el cumplimiento de las directivas de aeronavegabilidad aplicables este tipo de aeronave, motor y hélice.

INFORMACION METEOROLÓGICA.-

Según versiones del piloto, pasajeros, testigos y habitantes del sector, al momento del accidente no había lluvia, vientos fuertes u otro fenómeno meteorológico que pudieron afectar el vuelo.

INFORMACION DE AERÓDROMO.-

La pista de Miasal tiene las siguientes características:

Elevación:	1250 pies
Orientación:	010/190 grados
Largo:	600 metros
Ancho:	15 metros
Superficie:	Hierba

INFORMACION SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO.-

La aeronave impactó varios árboles de la orilla del río Mangosiza cuando tenía un rumbo de 360 grados y 3.5 metros de altura. La poca velocidad y la acción amortiguadora de los árboles, que disminuyó aún más la velocidad, hicieron que no se produzcan separaciones importantes de partes de la aeronave por la fuerza del impacto de partes importantes, salvo la puerta derecha que quedó a

7 metros de la aeronave.

No existieron desprendimientos de partes de la aeronave en vuelo.

INFORMACIÓN MEDICA Y PATOLÓGICA.-

El piloto fue atendido, en principio, en un hospital de Shell Mera el mismo día del accidente, mas no se le realizaron pruebas para determinar la posible presencia de sustancias que pudieran mermar sus aptitudes psicofísicas. Sin embargo el testimonio de quienes estuvieron atendiendo los vuelos certifican que su estado de ánimo y comportamiento era normal.

INCENDIO.-

No se produjo incendio

SUPERVIVENCIA.-

Los pasajeros y el piloto abandonaron la aeronave por sus propios medios, posteriormente fueron socorridos por pobladores del sector.

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

ENSAYOS E INVESTIGACIONES.-

Los vuelos realizados en equipo de características similares, permitieron establecer que el tiempo real de vuelo fue de 25 segundos, contados desde el inicio de la carrera de despegue, hasta el momento del impacto.

El piloto aseveró que el fallo del motor se presentó cuando, después de reducir las revoluciones por minuto de la hélice, haló del acelerador para ajustar la potencia hasta los valores de potencia máxima continua, coincidiendo con la producción de un gran ruido en el interior del motor. El supuesto fallo del motor se presentó 20 segundos después de iniciarse la carrera de despegue.

El motor de la aeronave y la hélice fueron rescatados del sitio del accidente y enviado a los talleres de la CIA. TEXTRON LYCOMING en William Sport, Estados Unidos de Norteamérica, en cuyos talleres se los sometió a un análisis con el fin de determinar su real condición de funcionamiento al momento del suceso, con los siguientes resultados:

HELICE.-

Presentaba signos de rotación pero sin evidencias de potencia al momento del impacto.

Las palas de la hélice presentaban ligeras dobladuras, excepto la pala número 3 que fue objeto de severos daños los que se produjeron por las fuerzas del impacto.

Las marcas en el interior de la hélice permitieron establecer que las palas tenían ángulos de 14, 47 y 49 grados. Estos dos últimos ángulos estaban sobre los límites establecidos para este tipo de hélice por lo que se deduce fueron ángulos en los que quedaron luego del impacto. La marca de 14 grados es muy cercana a los límites establecidos para paso bajo. Pudiendo concluirse que la hélice estaba rotando al momento del impacto pero tenía una pequeña energía rotacional.



No se encontraron discrepancias que pudieron haber afectado la normal operación de la hélice, todos los daños fueron producto de la fuerzas de impacto.

MOTOR.-

En el examen visual previo al primer arranque, se encontró que:

El tope del inyector de la mezcla de combustible estaba roto,
Las varillas propulsoras de los balancines del cilindro número 6 estaban dañadas,
El cable de la bujía del cilindro número 6 estaba cortado.

Los análisis realizados permitieron determinar que los daños de las varillas y del cable de la bujía eran producto del impacto.

La rotura del tope del control de la mezcla hizo difícil el encendido del motor, pues no se podía determinar la posición IDLE CUT-OFF, así como la posición FULL RICH, con el control de mezcla.

Además, durante el primer arranque se presentó un considerable escape de

gasolina par la base de la bomba la cual fue reemplazada para la prueba. Solucionados estos problemas se puso a funcionar el motor por el lapso de 20 minutos, a diferentes regímenes de potencia, sin que se presenten anomalías. Esta primera prueba se hizo sin turbo cargador

La segunda prueba, con la bomba de combustible original y el sistema turbo cargador instalados, arrojó resultados de funcionamiento normal.

En síntesis, las pruebas llevadas a cabo demostraron que:

El tope del control de la mezcla roto fue el único item que afectó la operación del motor durante las dos pruebas de funcionamiento realizadas.

INFORMES DE LOS PASAJEROS Y TESTIGOS PRESENCIALES.-

Las personas que se encontraban en la pista y los pasajeros coinciden con lo manifestado por el piloto en el sentido de que tuvo problemas para arrancar el motor siendo necesarios tres intentos.

Además manifestaron que se percataron de la pérdida de potencia del motor, pero no escucharon ruido alguno.

Los testigos oculares manifestaron que vieron salir humo negro del avión, instantes antes de que iniciara el viraje por la izquierda.

ANÁLISIS DEL COMBUSTIBLE.-

El análisis visual del combustible en los filtros del motor permitió establecer que no tenía impurezas o agua.

Aún cuando no fue posible tomar muestras de combustible debido a que se derramó por la rotura de los tanques en las alas, se puede aseverar que no tuvo incidencia en el accidente pues de los mismos tanques que se abasteció este avión, se cargó a la otra aeronave de la compañía, sin que se reportara problema alguno.

Según el personal de mantenimiento y el piloto, para iniciar el vuelo número 11 la aeronave fue reabastecida con 30 galones, habiendo volado, desde entonces 45 minutos, quedándole combustible para otros 45 minutos.

ANÁLISIS.-

Una posibilidad para que se presenten problemas durante el arranque en la pista de Miazal pudo ser el exceso de combustible en las cámaras (ahogamiento); mas considerando que esta situación demanda un tiempo prudencial para la eliminación del combustible excedente, lo que según versiones de los testigos y pasajeros no ocurrió, se desechó esta posibilidad, considerándose, por el contrario, que el tope del control de la mezcla que estaba a punto de fracturarse no permitió que se selectara la posición FULL RICH necesaria para la normal operación del motor al nivel de esta pista.

De acuerdo como se desarrollaron los acontecimientos, la Junta Investigadora considera que el tope del control de la mezcla terminó de romperse durante las carrera de despegue, razón por la que cuando se realizaba la primera corrección de potencia, el control de la mezcla se situó en la posición de IDLE CUT-OFF, determinando que el motor pierda súbitamente la potencia (esta hipótesis se demuestra en la dificultad que existió para prender el motor en los laboratorios de la Lycoming).

Lo rápido de los sucesos, la fase en que se estaba desarrollando el vuelo, y la condición del terreno que se sobrevolaba, influyeron negativamente en el piloto, quien a más de resetear la bomba auxiliar de combustible no ejecutó ninguna otra acción comprobatoria que pudo suministrarle los parámetros para establecer lo que realmente ocurría en la aeronave

CAUSA DEL ACCIDENTE.-

La Junta Investigadora de Accidentes estima que este suceso se produjo debido a que por la rotura del tope del control de la mezcla, este control se situó en la posición IDLE CUT-OFF cuando se efectuaban los primeros ajustes de potencia.

FACTORES CONTRIBUYENTES.-

Contribuyó a que este accidente ocurra, la poca altura que, en esa fase del vuelo, tenía la aeronave, aspecto que no dio al piloto el tiempo necesario para realizar otras comprobaciones.

RECOMENDACIONES.-

Que durante el chequeo prevuelo se inspeccione la condición de los topes del sistema de ignición.