C.E. N° 2.364.141 (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: 15 NM de la costa Argentina en el Río de La Plata. (Radial 090 VOR FDO)

FECHA: 28 de septiembre de 2005 HORA: 16:20 UTC

AERONAVE: Avión MARCA: Piper

MODELO: PA-46-350P MATRÍCULA: LV-WTU

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de Avión

PROPIETARIO: Privado

NOTA: Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Compartido (UTC) que para el lugar del accidente corresponde al huso horario –3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 28 SEP 05, el piloto con cuatro pasajeros, despegó del Aeropuerto Internacional Don Torcuato con destino al Aeródromo Rincón de los Sauces (SULS) en la ciudad de Punta del Este, República Oriental del Uruguay.

1.1.2 Realizaba una navegación visual, sobre las aguas del Río de la Plata cuando luego de alrededor de 15 minutos de vuelo y encontrándose aproximadamente a 15 NM del VOR San Fernando el piloto notó una reducción de potencia por lo que decidió dirigirse hacia el Aeroparque de la Ciudad de Buenos Aires (SABE).

1.1.3 Sin embargo, como la potencia continuaba reduciéndose, el piloto consideró conveniente, para la seguridad de las personas a bordo, acuatizar en una zona del río de poca profundidad.

1.1.4 Previamente se comunicó con la torre de vuelo de Aeroparque informando la emergencia.

1.1.5 La operación de acuatizaje se efectuó sin consecuencias para el tripulante y los pasajeros.

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

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	1	4	

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula: Presentaba abolladuras en gran parte del recubrimiento metálico del fuselaje, especialmente concentradas en el sector ventral y conjunto de cola; también en algunas partes de la estructura. Deformaciones en todo el grupo empenaje y en el recubrimiento de ambas alas, en especial la puntera del ala izquierda con ausencia de partes constitutivas. Ambos flaps se encontraban deformados y el alerón correspondiente al plano derecho se hallaba ausente.

1.3.2 Motor: Sin daños exteriores visibles.

1.3.3 Hélice: Daños leves en una de sus dos palas.

1.3.4 Daños en general: De importancia.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 48 años de edad, es titular de la Licencia de Piloto Comercial de Avión, con habilitaciones para Vuelo Nocturno; Vuelo por Instrumentos, Aviones Monomotores y Multimotores Terrestres hasta 5700 kg; posee además

las licencias de Transporte de Línea Aérea (TLA) de avión, Transporte Línea Aérea (TLA) de helicóptero, Instructor de Vuelo de Avión y Helicóptero.

1.5.2 No registra antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica Clase II estaba vigente hasta el 30 OCT 05.

1.5.4 Su experiencia en horas de vuelo (avión y helicóptero) a la fecha del accidente era, aproximadamente, la siguiente:

Total de vuelo:	8860.0
En los últimos 90 días:	45.0
En los últimos 30 días:	15.0
El día del accidente:	0.2
En el tipo de avión accidentado:	300.0

1.6.1 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 La aeronave fabricada por The New Piper Aircraft, Inc. en Vero Beach, Florida, USA, el 06 DIC 96, es un avión Modelo PA-46-350 P "Malibu Mirage" Número de Serie 4636073. Posee Certificado de Matriculación de Aeronave, para uso privado desde el 13 FEB 97, con matrícula LV-WTU.

1.6.1.2 Tiene Certificado de Aeronavegabilidad de clasificación Standard en la Categoría Normal, vigente desde el 22 OCT 99 y con vencimiento el 31 JUL 06 por el cual la aeronave se encontraba en condiciones aeronavegables al momento del accidente, librada al servicio por su correspondiente Formulario DNA 337 otorgado por el Taller habilitado (DNA 1B-06) el 26 JUL 05.

1.6.1.3 Según los datos obtenidos de los Registros Historiales, a la fecha del accidente esta aeronave totalizaba una actividad de 561.0 hs de Total General (TG) y Desde la Última Inspección (DUI) de 3.7 hs.

1.6.1.4 De la inspección a la documentación y registros técnicos de la aeronave, surge que los historiales de avión y motor se encontraban actualizados al 13 ENE 05, faltando asentar la actividad de vuelo posterior y hasta la fecha del accidente. La actividad técnica se encontraba al día.

1.6.1.5 Durante su última inspección de 100 hs. (Anual) se cumplió con la inspección de 50 hs. de mangueras flexibles y se cumplió la inspección de 24 meses a los drenajes de combustible. También fueron reemplazadas mangueras flexibles del motor por haber transcurrido 8 años, de acuerdo con las normas técnicas establecidas por el fabricante en el Manual de Mantenimiento.

1.6.1.6 La aeronave registra un total de 39.9 hs de actividad durante el 2003, una actividad total de 31.8 hs. en el 2004, y tan solo 6.1 hs. durante el 2005.

1.6.2 Motor

En la libreta Historial Motor consta que el Motor marca Lycoming modelo TIO-540-AE2A, Número de Serie L-9766-61A, de 350 hp de potencia a 2500 RPM y 42.0 in Hg, totaliza una actividad de 561.0 hs de TG, y un DUI de 3.7 hs.

1.6.3 Hélice

1.6.3.1 La hélice marca Hartzell, modelo HC-I2YR-1BF, metálica de paso variable y bipala, identificada con el Número de Serie HA 296 A, posee un historial oficial, pero se desconoce su tiempo en servicio, sabiendo únicamente que su última inspección fue realizada el 22 ABR 03 en el taller DNA 1B-13.

1.6.3.2 En la Libreta Historial de la hélice, no está aclarada la firma de quien la instaló ni la fecha en que este elemento fue colocado en el avión.

1.6.4 Peso y balanceo

1.6.4.1 Pesos

Vacío:	1415 kg
Piloto:	85 kg
Acompañantes:	245 kg
Combustible (200 lts X .72):	144 kg
Total al momento del despegue:	1889 kg
Máximo de despegue (PMD):	1950 kg

Diferencia: 61 kg en menos con respecto al PMD

Consumo horario: 58 lts/h
Combustible utilizable: 100 LL.

1.6.4.2 El centro de gravedad se encontraba dentro de los límites especificados en el Manual de Vuelo del Avión.

1.7 Información meteorológica

1.7.1 El informe del Servicio Meteorológico Nacional con datos de los registros horarios de la estación meteorológica del aeródromo San Fernando, interpolados al lugar y hora del accidente y habiéndose analizado los mapas sinópticos de superficie de 15:00 y 18:00 UTC eran: Viento 070º / 11 kt; Visibilidad: 10 km; Fenómenos Significativos: Ninguno; nubosidad: 3/8 CI 6000 m; Temperatura: 20.2° C; Temperatura Punto de Rocío: 13.0° C; Presión: 1018.9 hPa y Humedad relativa: 63 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

Las mismas se desarrollaron normalmente y fueron eficaces a la hora de realizar las coordinaciones de la búsqueda y salvamento como se detalla en el párrafo 1.15 Supervivencia.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en aguas del Río de la Plata de uso común entre la República Argentina y la República Oriental del Uruguay, acorde a lo establecido en el acuerdo del Río de la Plata y su frente marítimo, suscripto en Montevideo en el año 1973 y aprobado por la República Argentina por Ley 20.645/74.

1.10.2 La ubicación fue sobre el radial 090 del VOR San Fernando, a 15 MN sobre las coordenadas geográficas 34° 25´ 30” S - 058° 08´ 31” W; lugar denominado Playa Horda.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 Los investigadores, al llegar al lugar del accidente, a la zona denominada “Playa Horda” en aguas del Río de la Plata, transportados en una barcaza de Prefectura Naval Argentina junto a un equipo de rescate, pudieron observar que la aeronave se encontraba semi-sumergida, pues sólo era visible el grupo de cola.

1.12.2 Inmediatamente el equipo de rescate de la Prefectura se dispuso para la maniobra, realizando varios intentos para amarrar la aeronave a la grúa, pero el constante incremento del oleaje y las corrientes ribereñas, obligaron a suspender la tarea.

1.12.3 Posteriormente, con las aguas más calmas, se reanudaron las tareas de rescate y la aeronave fue izada desde el agua pero por la posición en que se encontraba y las dimensiones de la barcaza, fue imposible colocarla totalmente en la superficie de la plataforma flotante.

1.12.4 En esa posición tampoco fue posible realizar una inspección detallada a la aeronave y su interior ya que sólo se pudo extraer una muestra de combustible del drenaje del filtro de baja presión del sistema, para su análisis en el Laboratorio de Ensayos de Materiales (LEM) en El Palomar.

1.12.5 Si se pudo ver que el fuselaje presentaba abolladuras en gran parte del recubrimiento metálico, especialmente concentrados en el sector ventral y cono de cola, presentando deformaciones en algunas partes de la estructura y el empenaje.

1.12.6 Se observó la falta del alerón izquierdo, cuya ausencia fue confirmada

por un buzo, pues la mitad del ala izquierda se encontraba sumergida.

1.12.7 La salida de emergencia estaba abierta ya que fue utilizada por los ocupantes en la evacuación.

1.12.8 No se pudieron verificar daños en la hélice que, conjuntamente con el motor, se encontraba sumergida en el agua.

1.12.9 Con la aeronave colgada verticalmente de la grúa y en posición de nariz abajo, con el motor y su hélice y la puntera del ala izquierda sumergida en el agua, la barcaza comenzó la navegación al apostadero naval de Prefectura de la dársena "Eco" del puerto de Buenos Aires.

1.12.10 Ningún elemento constitutivo de la aeronave se desprendió antes que la misma hiciera contacto con la superficie del agua durante el acuatizaje.

1.13 Información médica y patológica

No se conocen antecedentes médico / patológicos del piloto que hubiesen influido al momento del accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

1.15.1 Los arneses de los asientos del piloto y de los acompañantes no se cortaron y los anclajes al piso de la cabina resistieron el esfuerzo al que fueron sometidos. Ningún ocupante de la aeronave sufrió daños durante el acuatizaje.

1.15.2 Los acompañantes evacuaron la aeronave por la salida de emergencia, que operó en forma normal.

1.15.3 La aeronave no estaba equipada con los chalecos salvavidas para la tripulación y los pasajeros.

1.15.4 La misma cuenta con una baliza de identificación la cual se encontró emitiendo señal en la frecuencia de 121,5/243 Mhz, que fue detectada por el Centro de Búsqueda y Salvamento Ezeiza.

1.15.5 Cuando el piloto se declaró en emergencia por la falla de motor en vuelo, informó la novedad al operador de AER TWR, dándole las coordenadas del lugar a donde se dirigía; el operador inmediatamente activó el sistema de Búsqueda y Salvamento, utilizando helicópteros y aeronaves que se encontraban en vuelo para que se dirigieran al lugar del hecho.

1.15.5 Mientras se realizaba la búsqueda de la aeronave siniestrada el operador de torre de AER coordinó con Prefectura Naval Argentina para que con helicópteros y embarcaciones se dirigieran al lugar para realizar el salvamento.

1.15.6 El avión fue localizado por un helicóptero que estaba realizando la búsqueda.

1.15.7 La Prefectura Naval, con un helicóptero configurado para rescate se dirigió al lugar del suceso, rescató al piloto y sus acompañantes trasladándolos al helipuerto de Prefectura Naval ubicado en la Dársena "F" del puerto de la Ciudad Autónoma de Buenos Aires, para luego ser trasladadas al Departamento Sanidad de la citada Fuerza de Seguridad para su atención.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 En la dársena "Eco" se procedió a extraer el tren de aterrizaje y a apoyar la aeronave nivelada en el suelo. Inmediatamente se midió la cantidad de líquido que se encontraba en ambos tanques de ala resultando que, el izquierdo contenía medio tanque de líquido (mayormente agua, razón por la cual no se tomaron muestras) y el derecho estaba vacío.

1.16.2 Los tanques de combustible integrales no presentaban indicios visibles de pérdidas de combustible históricas o recientes, y ambas tapas de carga cerraban y sellaban correctamente. A pesar de esto, el agua había ingresado al tanque izquierdo.

1.16.3 Se realizó una inspección minuciosa del avión y sus daños, confirmando abolladuras en gran parte del recubrimiento metálico del fuselaje, especialmente concentrados en el sector ventral y cono de cola, presentando deformaciones en algunas partes de la estructura.

1.16.4 Se hallaron deformaciones en todo el grupo empenaje y en el recubrimiento de ambas alas. La puntera del ala izquierda presentaba deformaciones importantes con ausencia de partes constitutivas.

1.16.5 Ambos flaps se encontraban deformados y el alerón correspondiente al plano derecho se hallaba ausente, el cual no pudo ser encontrado en el lugar del accidente.

1.16.6 El motor no presentaba daños exteriores visibles pero su capó presentaba algunas leves hendiduras.

1.16.7 La hélice presentaba una de sus dos palas deformada levemente y con la falta de una pequeña porción de material cercano a la puntera, (Pala Nº H92861). También se observó que esta pala dañada no tenía la pintura protectora como su par opuesta.

1.16.8 Ingresando al interior de la aeronave se pudo observar gran cantidad de agua en los instrumentos del tablero.

1.16.9 Se verificaron todos los fusibles del panel lateral izquierdo, los cuales se encontraban "adentro", al igual que los correspondientes al panel lateral derecho. Todos los interruptores del techo estaban en posición de "cortado".

1.16.10 La palanca selectora del flaps estaba “abajo”, en posición de totalmente extendido. La palanca del tren de aterrizaje estaba “arriba”.

1.16.11 Los tres comandos del motor: mezcla, paso de hélice y acelerador, se encontraban posicionados ”todo adelante”.

1.16.12 La palanca selectora del sistema de inducción de aire al motor se encontraba en posición “Primario”. La llave selectora del tanque estaba posicionada en alimentación “Derecho”.

1.16.13 Posteriormente a la inspección y tras retirar los remaches, paneles del recubrimiento y bulones de sujeción correspondientes, se logró desprender ambos semi-planos, constatando que los seis filtros de malla gruesa, tres por cada lado (“Finger Screens”), correspondientes a las cañerías de alimentación de combustible, se encontraban libres de obstrucciones.

1.16.14 Se verificó si el sistema de venteo de tanques estaba obstruido: sólo el izquierdo contenía arenilla del río. Este sistema es independiente para cada uno de los dos tanques (“Vent Lines”). También se observaron los orificios de ingreso del aire de impacto para el venteo, (“Naca Vent”), encontrándose libre el derecho y obstruido el izquierdo con arenilla del río.

1.16.15 Se desconectó y retiró el equipo ELT A06T (COSPAS-SARSAT Certification Number 020), S/Nº 98420073, (Beacon identification 701 / 1 / LVWTU / 1), el cual se encontraba emitiendo señal en la frecuencia de 121,5 / 243 Mhz, que fuera detectada por el centro de Búsqueda y Salvamento Ezeiza.

1.16.16 Con la aeronave ya en las instalaciones del TAR DNA 1-B-06, se comenzaron las tareas de inspección e investigaciones.

1.16.17 Se procedió a quitar los recubrimientos de capó del motor y se realizó una inspección general de las mangueras y cañerías por correcto ajuste y estado, así como de todos los conectores eléctricos y accesorios, sin encontrar anomalías.

1.16.18 Se desmontaron los recubrimientos del filtro de aire, encontrando el elemento filtrante (P/Nº 561-020) libre de obstrucciones.

1.16.19 Se desmontó la carcaza del filtro de combustible de baja presión (P/Nº 758-647) y se inspeccionó el elemento filtrante (P/Nº 766-511) el cual estaba libre de impurezas, solo se registró una leve presencia de arenilla en la base de la carcaza, proveniente de las aguas del río.

1.16.20 Al quitar los ductos del sistema de turbo-alimentación, se observó una gran cantidad de arena en el interior de sus alojamientos.

1.16.21 Seguidamente se procedió a realizar una comprobación funcional del sistema de combustible del avión hasta su ingreso al motor.

1.16.22 Este sistema se compone de dos tanques integrados en la estructura de las alas con una capacidad de 60 galones USA cada uno, que alimentan a dos pequeños tanques colectores o compensadores (uno por cada ala), ubicados en la zona del alojamiento de cada tren principal, con una capacidad de 1 galón USA cada uno.

1.16.23 Cada tanque colector posee una bomba centrífuga eléctrica ("Fuel Boost Pump") que es activada por la llave selectora de tanques en la cabina ("Fuel Selector Handle").

1.16.24 Si alguna de estas bombas fallara en producir suficiente presión, una luz en el panel anunciador se ilumina.

1.16.25 El combustible en su ruta hacia el motor, pasa por el filtro de baja presión y por la bomba eléctrica de emergencia ("Electric Emergency Fuel Pump"), para salir luego por el parallamas e ingresar directamente a la bomba mecánica de combustible accionada por el motor ("Engine Driven Fuel Pump").

1.16.26 Para la comprobación funcional del sistema, se conectó una manguera externa a cada uno de los dos ingresos que posee el tanque colector (Primero el izquierdo y luego el derecho), se dejaron conectadas estas mangueras externas al ingreso superior de cada tanque colector, y debido a que las semi-alas fueron desmontadas, se recurrió a un bidón para simular la alimentación desde los tanques principales.

1.16.27 En el parallamas del motor se desconectó la manguera que ingresa a la bomba mecánica de combustible accionada por el motor y se la dejó suelta con un recipiente para recolectar el fluido que por allí salga. Luego de esto se alimentó el sistema eléctrico del avión, y con la llave selectora en posición de alimentación izquierda, se comenzó a verter un considerable caudal de combustible por la manguera suelta en el parallamas.

1.16.28 Cambiando de posición la llave selectora a alimentación derecha en la cabina, se realizó el mismo procedimiento con el mismo óptimo resultado.

1.16.29 Se verificó la regulación y correcto libre movimiento de los controles del motor. Estos controles están compuestos por cables revestidos con teflón para reducir la fricción.

1.16.30 Se verificó especialmente el control de aceleración del motor utilizado para controlar la potencia, el cual acciona simultáneamente la válvula de mariposa en el servo inyector de combustible y el controlador de presión de admisión al motor.

1.16.31 Se procedió al desmontaje del motor para ser trasladado al TAR DNA 1-B-16 y continuar la investigación y comprobación de accesorios y componentes.

1.16.32 También se desmontó el filtro de aceite, el cual es una unidad descartable y externa a la estructura del motor, para ser enviado al LEM.

1.16.33 Cada manguera y cañería desmontada fue inspeccionada y encontrada libre de obstrucciones, pero junto al fluido que conducían se encontraron restos de agua y arenilla.

1.16.34 En primer término se desmontaron los accesorios del motor como la bomba de combustible mecánica, la cual fue inspeccionada y ensayada en banco, proporcionando valores dentro de sus parámetros de funcionamiento establecidos por el fabricante.

1.16.35 Luego se inspeccionó el servo inyector, y se instaló en el banco, proporcionando todos sus valores dentro de los establecidos en el Manual de Mantenimiento para este ensayo.

1.16.36 La válvula distribuidora de combustible fue inspeccionada internamente sin observarse novedades.

1.16.37 Las magnetos del sistema de encendido fueron inspeccionados y ensayados en banco, encontrándose ambos sin novedades.

1.16.38 Se inspeccionaron los componentes del sistema de inducción de aire al motor tales como, ambos turbo-alimentadores, la válvula de control de caudal, el controlador y su válvula de alivio de presión, sin encontrarse elementos defectuosos o con valores de operación anormales en su ensayo en banco de pruebas.

1.16.39 Durante el despiece total del motor no se observaron componentes internos dañados, que hayan presentado defectos de funcionamiento o desgastes prematuros.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es propiedad privada.

1.18 Información adicional

El helicóptero de rescate de Prefectura Naval Argentina llegó al lugar del accidente a 10 minutos aproximadamente, de la ocurrencia del suceso, rescatando a los pasajeros y tripulante.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Como resultado del desarme del motor y de las pruebas sobre el sistema de combustible, no surgió evidencia de falla técnica; por lo tanto se analizaron diversas hipótesis de fallas (contaminación de filtros, selección de aire, bomba eléctrica, bomba mecánica, etc.), sin poder arribar a la solución buscada, ni verificar la ocurrencia de alguna de las hipótesis.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos Operativos

2.1.1 La aeronave se encontraba volando sobre el agua, con 1500 pies, 30 pulgadas de presión de admisión, 2400 RPM y 18 gal/h de caudal de combustible. Sin ruidos, vibraciones ni alarmas, el motor comenzó a perder potencia. En estas circunstancias el piloto verificó 2300 RPM y 15 gal/h, continuando la caída de las RPM. Ante esta anomalía el piloto decidió efectuar los procedimientos contenidos en la Lista de Control de Procedimientos (LCP) para "ENGINE POWER LOSS IN FLIGHT" (Pérdida de Potencia en Vuelo) sin tener respuesta positiva.

2.1.2 Ante tal acontecimiento procedió a comunicarse con Aeroparque, informando la situación, intenciones y posición.

2.1.3 Durante el corto descenso hacia el agua, insistió realizando pequeños movimientos en las tres palancas de mandos del motor sin manifestarse ninguna reacción. El piloto instruyó a los ocupantes sobre la emergencia; selectó "Full Flaps" y acuatizó.

2.1.4 El motor nunca se detuvo por completo; su detención fue provocada por el impacto de la hélice contra el agua, por lo que podría descartarse como origen de la falla la falta de abastecimiento de combustible.

2.1.5 La cantidad de combustible en los tanques resulta estimativa de los cálculos teóricos realizados y fueron basados en el testimonio del piloto.

2.1.6 Los procedimientos realizados por el piloto se ajustaron a lo especificado en el Manual de Vuelo de la aeronave para este tipo de situaciones.

2.1.7 Después que la aeronave acuatizó, el piloto instruyó a los pasajeros para abandonar la misma, estos quedaron sobre los planos sin la colocación de los chalecos salvavidas hasta que llegó el helicóptero perteneciente a Prefectura Naval Argentina que participó del operativo de Búsqueda y Salvamento.

2.2 Aspectos Técnicos

2.2.1 Del estudio realizado y las verificaciones efectuadas, se pudo comprobar que los daños producidos fueron de importancia, debido al impacto de la aeronave, en descenso controlado con falta de potencia de motor, contra el agua y las maniobras de rescate de los restos de la misma.

2.2.2 Fue técnicamente imposible determinar la cantidad de combustible existente en los tanques, por los daños sufridos por la aeronave y la posición en que permaneció sumergida en el agua durante varias horas. Aunque se inspeccionó minuciosamente la estructura de los tanques por pérdidas de combustible antiguas o recientes, las marcas que pudieron existir dando cuenta de ello, pudieron limpiarse con el agua y durante el traslado por el río.

2.2.3 Además, en el interior del tanque izquierdo se halló gran cantidad de

agua, posiblemente ingresada a través del venteo, ubicado cerca del borde de ataque. Del mismo modo, por esa vía se estima probable también el escape del combustible desde el tanque derecho. Este último tanque también tenía otra vía abierta, la llave selectora de combustible, que permite el pasaje de fluido hacia el motor. Esto podría explicar el hallazgo de impurezas (arenilla) en el interior de la unidad de control de combustible.

2.2.4 No se pudo establecer si el daño que presentó la hélice se produjo durante el impacto contra el agua, ya que un buzo confirmó verla entera en esas aguas turbias del río. Es probable que la pala que carece de su pintura protectora haya quedado más abajo y por la posición de ésta, y la del avión durante el traslado, haya arrastrado contra el fondo arenoso del río en los trayectos de escasa profundidad y calado para la barcaza.

2.2.5 De la inspección realizada en el TAR DNA 1-B-06 se plantearon algunas hipótesis, que no pudieron comprobarse:

1) Suponiendo que los filtros de malla gruesa ("Finger Screens") hubieren estado obturados, es probable que se haya disminuido o se haya interrumpido el suministro de combustible al tanque colector respectivo. Pero ante esta condición en un tanque, inmediatamente se debería selectar la alimentación opuesta y reestablecer el suministro. Condición escasamente probable en la práctica, ya que para que el combustible no llegue al motor, los seis filtros deberían estar tapados. Lo mismo ocurre si los venteos de los tanques se obturan. Por un efecto de succión dentro del tanque, el suministro podría verse restringido, pero esta condición debería estar presente en ambos tanques ya que los sistemas de ventilación son independientes.

2) De acuerdo con la respuesta del fabricante en su nota del 19/04/2006 respecto al accionamiento de la palanca selectora de aire "Primario – Alterno", dice que no influye el nivel de vuelo y que sólo se realiza un by pass del filtro de aire, por lo que se deduce que si la unidad de filtrado se encontraba obturada por impurezas se produciría una considerable reducción de potencia de motor y demandaría un ajuste inmediato de la palanca de potencia para estabilizar el motor en algún régimen. En la inspección realizada en el TAR DNA 1-B-06 se verificó la unidad filtrante limpia y libre de obstrucciones.

3) Suponiendo que una bomba centrífuga eléctrica ("Fuel Boost Pump") que es activada por la llave selectora de tanques en la cabina ("Fuel Selector Handle") esté inoperativa, el suministro se restablece cambiando la alimentación de tanques y si aún no responde, se dispone de una bomba eléctrica de emergencia. Esta condición es aceptable cuando falla la llave selectora de tanques en la cabina, por la acción defectuosa de alguna de sus micro llaves ("Left/Right Wing Fuel Pump Switch"), o por desgaste o escasa regulación en su palanca y leva. Las comprobaciones realizadas en el LV-WTU descartan estas posibilidades de falla, ya que cada elemento trabajó en su conjunto izquierdo y derecho individualmente, y se registró alimentación de combustible hasta la bomba mecánica de combustible accionada por el motor ininterrumpidamente durante las pruebas.

2.2.6 El análisis de las muestras de combustible en el laboratorio dieron como resultado muestras aptas que cumplen con las especificaciones técnicas para combustibles 100 LL. El análisis del filtro de aceite dio como resultado muestra normal.

2.2.7 De la inspección realizada en TAR DNA 1-B-16 se plantearon otras hipótesis de falla que tampoco se verificaron en la práctica:

1) Si la bomba de combustible mecánica fallara en producir suficiente presión para sostener el régimen de funcionamiento del motor, como ser, si se corta su eje de transmisión, una luz en el panel anunciador debería encenderse ("Fuel Press"). Inmediatamente deberá conectarse la bomba eléctrica de emergencia apagándose la luz del anunciador al reestablecer la adecuada presión. Si la presión no se reestablece, es probable que no exista suficiente combustible provisto desde el tanque selectado, por lo que se deberá cambiar la alimentación al tanque opuesto. De persistir la falla de alimentación existe la posibilidad de que la llave selectora de tanques tenga una o ambas micro llaves defectuosas o fuera de reglaje. Ninguna de estas condiciones estuvo presente durante la inspección y ensayos.

2) El sistema de inducción de aire al motor cuando está selectado en posición "Alternate" toma aire ambiente no filtrado. Se debe tener precaución ya que el uso del sistema en esta posición durante operaciones en tierra o en vuelo, con la sospecha de presencia de impurezas u otros contaminantes, pueden causar daños al motor por ingestión de partículas. El selector fue encontrado selectado en posición "Primary". En caso de fallar en "cerrado" la válvula de control de caudal ("Waste Gate Valve"), existe otra válvula de alivio de presión ("Pressure Relief Valve") en el sistema inductor de admisión, la cual libera presión de admisión, protegiendo al motor de sobrecargas. Ningún componente de este sistema fue encontrado defectuoso ni presentó fallas durante sus ensayos en banco.

2.2.8 Durante la inspección y ensayos en banco de las magnetos, la instalada en posición izquierda en el motor, presentó falla en su primera comprobación debido a la gran cantidad de humedad y agua alojada en su interior. Luego de su inspección y limpieza, el resultado de la prueba fue satisfactorio.

2.2.9 De lo investigado no pudo determinarse la causa de la falla de motor ni detectarse evidencias de fallas técnicas, mantenimiento o de diseño que hayan tenido relación con este accidente.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto es titular de la Licencia de Piloto Comercial de Avión y tenía en vigencia el Certificado de Aptitud Psicofisiológica.

3.1.2 La aeronave poseía un Certificado de Aeronavegabilidad de clasificación Standard, Categoría Normal, en vigencia hasta JUL 06.

3.1.3 Los registros de mantenimiento se ajustaban a las verificaciones e inspecciones programadas por el fabricante.

3.1.4 La actividad de la aeronave registrada en sus historiales no se encontraba actualizada.

3.1.5 Durante un vuelo de travesía, el motor perdió potencia sin llegar a detenerse por completo.

3.1.6 Las inspecciones y ensayos realizados durante la investigación, no revelan fallas o funcionamiento defectuoso de componentes del sistema de alimentación de combustible ni del grupo motopropulsor.

3.1.7 El combustible era apto para uso aeronáutico.

3.1.8 La meteorología no fue factor determinante en el accidente.

3.1.9 El vuelo se inició sin haber equipado la aeronave con los elementos de supervivencia necesarios para el vuelo que iba a realizar.

3.1.10 El peso y balanceo se encontraba dentro de los límites permitidos.

3.1.11 El procedimiento de acuatizaje fue decidido en forma acertada por el piloto.

3.2 Causa

En un vuelo internacional de aviación general, durante la fase de crucero, disminución de potencia en el grupo motopropulsor, que obligó al piloto a realizar un acuatizaje de emergencia, debido a causas que no pudieron establecerse fehacientemente durante los ensayos e investigaciones.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al propietario de la aeronave

4.1.1 Cuando se debe utilizar una aeronave, en especial si está equipada con un solo grupo motopropulsor, para realizar el cruce de espejos de agua de gran extensión, se deben colocar todos los elementos apropiados y especificados para dicha operación, y asegurar que la ruta y niveles de vuelo sean tales que permitan realizar las operaciones necesarias ante una emergencia de motor en vuelo.

4.1.2 Por ello se recomienda que la aeronave que sea utilizada para el cruce del Río de la Plata, debería estar equipada con chalecos salvavidas, con el fin de salvaguardar las vidas humanas transportadas y los elementos de supervivencias acorde con la ruta planificada a sobrevolar (RAAC 91.205).

4.1.3 Asimismo adoptar la ruta y el nivel de vuelo para cruzar el espejo de agua que permita asegurar ante cualquier inconveniente que pudiera tener la aeronave, realizar un acuatizaje de emergencia con mejores condiciones de seguridad.

4.2 A la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad

Considerar la posibilidad de efectuar ante quien corresponda se estudie el cambio de ubicación de la baliza portátil a un lugar de más fácil acceso a los efectos de poder ser extraída por los sobrevivientes, en los casos en que esto sea factible técnicamente.

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 la aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo.
(Disposición N º 51/02 Comandante de Regiones Aéreas (19 Jul 02) publicada en el Boletín Oficial del 23 de Julio 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, de mayo de 2006

Investigador Operativo Investigador Técnico

Director de Investigaciones