

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 incidente, 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 incidentes.

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

INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Ruta 197, en proximidades del Acceso Norte Ramal Tigre, Provincia de Buenos Aires.

FECHA: 18 DIC 08

HORA: 08:19 UTC (aprox.)

AERONAVE: Avión

MARCA: Piper

MODELO: PA-A-31 T

MATRÍCULA: LV-MYX

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase Avión

PROPIETARIO: Empresa Privada

Nota: Las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC), que para el lugar del accidente corresponde al uso horario -2.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El piloto y un acompañante, despegaron con la aeronave matrícula LV-MYX a las 08:18 hs, desde la pista 05 del Aeródromo (AD) San Fernando (SADF),

provincia de Buenos Aires, con destino al AD Victoria (VIC), provincia de Entre Ríos, para realizar un vuelo privado, de aviación general.

1.1.2 Luego de completar el despegue, la aeronave inició un pronunciado viraje por izquierda a baja altura; en tal circunstancia, probablemente se habría perdido el control de la misma, produciéndose la colisión contra una columna de alumbrado, dos camiones de carga estacionados, un poste de alumbrado público y finalmente, impactando contra el terreno, incendiándose y falleciendo sus ocupantes.

1.1.3 El accidente ocurrió de día, al alba y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños en la aeronave

La aeronave quedó totalmente destruida por el impacto contra el terreno y posterior incendio.

1.4 Otros daños

Una columna de alumbrado, un poste de alumbrado público y dos camiones de carga afectados por la colisión e incendio de la aeronave.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 Piloto

1.5.1.1 El piloto de 69 años, era titular de la Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase Avión (PC1º), con habilitaciones para vuelo nocturno, vuelo por instrumentos, aviones monomotores y multimotores terrestres hasta 5700 kg, con habilitación para Canadair CL44; Copiloto Boeing 707; copiloto Learjet 36.

1.5.1.2 Poseía además las licencias de Piloto Privado de Avión (PPA); Piloto Comercial de Avión (PCA); Instructor de Vuelo Avión (IVA) y Piloto de Transporte de Línea Aérea (TLA).

1.5.1.3 Aptitud Psicofisiológica: estaba calificado como "Apto Temporal por seis meses con nuevo examen complementario de psiquiatría. Apto Temporal hasta el 30 MAY 09 como PC 1^{ra}", con limitaciones: Debe usar lentes correctores". No se pudo establecer si los usaba al momento del accidente.

1.5.1.4 De acuerdo con el informe de la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas no tenía antecedentes de accidentes ni infracciones aeronáuticas anteriores y su último foliado fue realizado el 11 MAR 99.

1.5.1.5 En los archivos de la JIAAC se registraba que el piloto había tenido un accidente anterior, el 13 NOV 08, en una pista privada, Disposición N° 16/10 de fecha 23 MAR 10.

1.5.1.6 De acuerdo con lo informado por el Instituto Nacional de Medicina Aeronáutica y Espacial (INMAE), del examen post accidente (Ocurrido el 13 NOV 08, registrado en la JIAAC), realizado al piloto en el Gabinete Psicofisiológico Buenos Aires, el 20 NOV 08, resultó calificado: "Apto temporario por seis meses, con nuevo examen complementario de psiquiatría. Apto temporario hasta el 30 MAY 09 como PC1^o".

1.5.1.7 Luego al requerirse más información al respecto, el INMAE, fundamentó la calificación.

1.5.1.8 Su experiencia de vuelo expresada en horas era la siguiente:

Total:	13.109,5	(al 29 AGO 08)
Últimos 90 días:	S/D	
Últimos 30 días:	S/D	
Últimas 24 hs:	S/D	
Total general en el tipo de aeronave:	S/D	
Total en el tipo de aeronave accidentada, registrado por el piloto en el año 2008:	31:50	

1.5.1.9 La información de las horas de vuelo totales y en la aeronave accidentada, correspondientes a copias del registro de horas año 2008, del Libro de Vuelo del piloto, obrantes en la JIAAC, fueron las siguientes:

1.5.1.9.1 En la aeronave LV-MYX, se registraron dos vuelos de Adaptación en travesía, función Piloto, sin certificación de un Instructor, el día 8 FEB 2008, con un total de 02:00 hs y 2 aterrizajes.

1.5.1.9.2 Luego la actividad de vuelo del Piloto, con la misma aeronave, se registró en el Libro de Vuelo, hasta el 23 AGO 08, resumida de la siguiente forma:

8 FEB 2008	1 Vuelo Privado:	0.2	función Piloto
MAY 2008	6 Vuelos de Instrucción total:	11.4	función Piloto Instructor de Vuelo
AGO 2008	2 Vuelos Privados total:	1.0	función Piloto
AGO 2008	10 Vuelos de Instrucción total:	17.4	función Piloto Instructor de Vuelo
		Total:	29:50 hs función Piloto

1.5.1.9.3 Asimismo en el citado período, el piloto no registró en su Libro de Vuelo, actividad de adiestramiento en entrenador terrestre de aeronave biturbohélice.

1.5.1.10 De acuerdo con el Registro de Movimientos por Matrícula del Comando de Regiones Aéreas (SICRA), durante el año 2008, el piloto con la aeronave matrícula LV-MYX realizó 8 vuelos en el mes de mayo, 8 vuelos en el mes de agosto, 4 vuelos en septiembre y 2 vuelos en octubre. Entre mayo y agosto no se registró actividad; misma situación se observó entre octubre y diciembre, que fue el vuelo que finalizó en el accidente.

1.5.1.11 La documentación personal del piloto, se habría destruido por acción del incendio en el accidente.

1.5.2 Acompañante

1.5.2.1 El acompañante de 41 años de edad, era titular de la Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase de Avión (PC1º) y con habilitaciones para vuelo nocturno, vuelo por instrumentos, monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kg; Copiloto SW3.

1.5.2.2 Poseía además las licencias de: Piloto Privado de Avión (PPA); Piloto Comercial de Avión (PCA) y Piloto de Transporte de Línea Aérea (TLA) E/T.

1.5.2.3 El informe de la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas especificaba que no registra accidentes ni infracciones aeronáuticas anteriores.

1.5.2.4 Su aptitud Psicofisiológica, Clase I, sin limitaciones, estaba vigente hasta el 30 NOV 09 para PC 1ª y hasta el 30 MAY 09 para TLA E/T.

1.5.2.5 La documentación personal del acompañante, se habría destruido por acción del incendio en el accidente, no se pudieron obtener datos de su experiencia de vuelo.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 La aeronave era marca Piper, modelo PA-A-31T, biturbohélice monoplano de ala baja, de construcción totalmente metálica. Fabricado en la República Argentina por Chincul SA, bajo el número de serie AR-31T-7904045. Estaba certificada para ser operada por un solo piloto.

1.6.1.2 Certificado de Aeronavegabilidad Estándar, Categoría Normal, en vigencia.

1.6.1.3 Al 17 DIC 07, tenía asentadas 305.8 horas de TG (Total General). En dicha fecha se le realizó una inspección de 200 horas para rehabilitación anual en el TAR DNA 1B-165, que la habilitaba por tiempo hasta DIC 08. La documentación de la aeronave fue consumida por el incendio.

1.6.2 Motores

1.6.2.1 La aeronave estaba equipada con dos motores turbohélice marca Pratt & Whitney, modelo PT6-A-11; números de serie PCE-10111 el N° 1 y PCE-10115 el N° 2.

1.6.2.2 El PT6-A-11 es un motor turbohélice de 500 SHP máximo continuo (a 700° C) con un torque máximo de 1194 lbs/ft; posee un peso seco de 340 lbs. Tiene instalado un sistema de caja reductora a la salida del eje de potencia. Este eje de potencia no es mecánicamente solidario a la turbina de potencia, sino que se acopla aerodinámicamente.

1.6.2.3 El motor en sí está conformado por dos etapas de compresor, zona de combustión y turbinas. El compresor está conformado por tres etapas de compresión axial y una etapa de compresor centrífugo; al eje de las etapas de compresor se encuentra vinculada la caja de accesorios. Luego de la etapa centrífuga se encuentran las cámaras de combustión (anulares) y a continuación dos etapas de turbina, una para el compresor y la otra de potencia. El motor utiliza combustible tipo Jet A-1. Cada motor se alimenta de su tanque principal interno, ubicado en las alas, el que a su vez tiene dos bombas sumergidas para asegurar el suministro de combustible.

1.6.2.4 Ambos motores tenían asentadas 310.0 hs de TG hasta el 17 DIC 07. La información se obtuvo del último Formulario DNA 337 del 17 DIC 07, con habilitación hasta DIC 08.

1.6.3 Hélices

1.6.3.1 Los motores estaban equipados con hélices tripala marca Hartzell, de construcción metálica y paso variable, ambas modelo HC-B3TN-3, números de serie BUA-27173, la N° 1 y BUA-27225, la N° 2.

1.6.3.2 El 17 DIC 07 se les realizó una inspección de 200 horas para rehabilitación anual en el TAR DNA 1B-165. Registraban ambas un total de 77.9 hs, Desde la Última Recorrida General (DURG).

1.6.3.3 El sistema de hélices es de velocidad constante a través de un "governor", que controla la presión de aceite del motor hacia el cubo. Cuando esta presión se incrementa, las palas son movidas hacia paso fino ("low"/incrementa rpm) y contrariamente, cuando la presión decrece, los resortes de embanderado y los contrapesos centrífugos permiten a las palas moverse hacia paso grueso ("high"/decrece rpm).

1.6.3.4 Los ángulos de paso reversible y Beta son también controlados mediante la presión de aceite hacia el cubo. La posición de reversa se halla bloqueada en vuelo mediante las microllaves aire-tierra, en los trenes de aterrizaje. Para llevar a posición bandera, cada mando de hélice manualmente levanta una válvula a una posición tal que causa una completa descarga de aceite a alta presión. Un incremento de la fricción en el recorrido trasero de la palanca

de mando de hélice, previene un movimiento inadvertido dentro del rango de bandera.

1.6.4 Peso y balanceo al momento del accidente

1.6.4.1 El cálculo de los pesos al momento del accidente eran los siguientes:

Vacío:	5.432,00 lbs
Piloto:	176,37 lbs
Acompañante:	117,00 lbs
Combustible (Jet A1)	
390 Gal = 1.476,41 lts x 0.80 =	
1.181,12 kg x 2,2046:	2.603,89 lbs
Otros:	15,00 lbs
Total:	8.344,26 lbs
Peso Máx. de despegue (PMD):	8.700,00 lbs
Diferencia:	355,74 lbs en menos respecto al PMD.

1.6.4.2 Al momento del accidente, la aeronave tenía el peso y su CG dentro de los límites establecidos en la planilla de masa y balanceo de fecha 03 ENE 90, enviada por la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad.

1.7 Información meteorológica

1.7.1 El informe del Servicio Meteorológico Nacional con datos inferidos, obtenidos de los registros horarios de la estación meteorológica del aeródromo San Fernando, interpolados a la hora del accidente y analizado también el mapa sinóptico de superficie de 09:00 UTC, era; Viento: de los 050°, velocidad 6 kt., visibilidad: 10 km, fenómenos significativos: ninguno, nubosidad: despejado, temperatura: 23.4° C; temperatura de punto de rocío: 18.5° C, presión a nivel medio del mar: 1013.8 hPa y humedad relativa 74%.

1.7.2 El informe del Servicio de Hidrografía Naval, indica: "... que en el lugar de coordenadas 34° 27' 18" S - 058° 35' 29" W; el día 18 de diciembre a las 8 hs 19 minutos de UTC la posición del Sol en el cielo era: Altura= -4°, el sol está bajo el horizonte. Acimut= 119°, medido desde el Norte hacia el Este. Los datos fueron calculados para el huso 2 al oeste de Greenwich" (sic).

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

El piloto mantuvo comunicación con la TWR FDO durante toda la operación, desde la puesta en marcha hasta el despegue. Luego del mismo no se realizaron comunicaciones de ningún tipo.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El aeródromo San Fernando, lugar donde despegó la aeronave, está ubicado a 2 km al SW de la ciudad homónima, sobre las coordenadas 34° 27' 18" S y 058° 35' 29" W, era Público, Controlado, Internacional y tenía una pista de asfalto, con orientación 05/23, de 1.801 x 30 m de largo y ancho respectivamente.

1.10.2 El accidente ocurrió luego del despegue, fuera del aeródromo, en un descampado ubicado a unos 1.200 m aproximadamente del VOR FDO, detrás de una estación de combustible y servicios para automóviles, situada en la Ruta 197, en proximidades del Acceso Norte, Ramal Tigre.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 Se apreció que la primera colisión de la aeronave fue contra una columna de iluminación interna de la estación de combustible, que estaba doblada por el choque del avión.

1.12.2 Desde este punto, a unos 10 m con un rumbo general Norte, se encontraban dos camiones de carga, cuyas cajas de transporte fueron rotas en forma diagonal, descendente hacia la derecha del avance. Entre ambos quedó el motor derecho del avión, constituyendo ésta posición la segunda colisión de la aeronave.

1.12.3 Aproximadamente unos 4 m más, continuando hacia el Norte, se encontró fracturado un poste de madera del alumbrado público, constituyéndose en la tercera colisión registrada. En el impacto final contra el terreno, la parte principal del fuselaje de la aeronave, quedó a unos 12 m continuando desde este lugar hacia el Norte, con el ala izquierda invertida y el motor en sentido opuesto al de avance, totalmente consumida por la acción del fuego.

1.12.4 Al NNE del fuselaje, se encontró un tanque de puntera y a 10 m de éste hacia el Norte, una cola de puntera de tanque. Unos 12 m al NW, también desde el fuselaje, estaba la batería del avión.

1.12.5 En un radio de unos 25 m, se encontraron dispersos todos los componentes de la aeronave.

1.13 Información médica y patológica

1.13.1 Piloto: Fallecido; de lo investigado, no surgieron factores médico patológicos del mismo, que pudieran haber tenido influencia en la ocurrencia del accidente.

1.13.2 Del Protocolo de Autopsia e Investigación Toxicológica, realizado al piloto, no se encontraron indicios que pudieran relacionarse con la ocurrencia del accidente.

1.13.3 Acompañante: Fallecido; de lo investigado, sin indicios que pudieran relacionarse con la ocurrencia del accidente.

1.14 Incendio

De acuerdo con la declaración de testigos, en vuelo no tenía fuego; se produjo un incendio posterior a la colisión del motor derecho entre los dos camiones y luego del impacto final en el fuselaje, que fue combatido con personal y matafuegos de la estación de combustible y posteriormente por bomberos del AD FDO y de Tigre.

1.15 Supervivencia

Por el nivel de destrucción e incendio del material y acción de los servicios de salvamento y extinción de incendios, no se pudo comprobar la actuación de los sistemas de seguridad del avión.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 En el lugar del accidente:

1.16.1.1 Se entrevistaron testigos y se obtuvieron filmaciones de una cámara de seguridad, ubicada en proximidades de la estación de combustible.

1.16.1.2 Se registró la distribución de los restos y se analizó la mecánica de la caída e impacto.

1.16.1.3 La pequeña parte de los comandos de vuelo que pudieron ser verificados, presentaban continuidad en sus movimientos, estando el resto consumidos por el fuego o con un elevado grado de destrucción, que no permitió su comprobación completa.

1.16.2 En la JIAAC:

1.16.2.1 Se solicitó a la DA, una copia del Manual de Vuelo de la aeronave, remitiéndose el mismo parcialmente. Se complementó la información operativa de acuerdo con el Manual de Vuelo de la aeronave y Manual de Operaciones del Piloto, de una aeronave similar a la accidentada; registrándose específicamente lo siguiente: (traducción no oficial)

Sección 2 – Limitaciones - Velocidad

- Velocidad de Mínimo Control Aire (Vmca)

Menor velocidad a la cual la aeronave es controlable con un motor operando y sin flaps: 85 kt

- Velocidad de pérdida (todo flaps) (sin potencia): 72 kt.

Nota – Máxima pérdida de altitud en una pérdida de sustentación es de 800 ft.

Sección 3 – PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA:

Falla de motor durante el despegue (90 KIAS o más) (Pag.3-3)

Velocidad.....	90 KIAS min.
Control direccional.....	mantener
Potencia (motor operativo).....	máximo (500SHP)
Tren.....	RETRAER
Hélice (motor inoperativo).....	BANDERA
Velocidad.....	acelerar hasta 104 KIAS para salvar obstáculos, luego 110 KIAS
Compensador.....	5° de inclinación hacia el motor operativo
Ascenso.....	Directo al frente (Evitar obstáculos y obtener suficiente altitud para ejecutar el procedimiento de aterrizaje con un solo motor)
Motor inoperativo.....	Completar el procedimiento de aseguramiento de motor (Procedimiento de embanderar)

Aterrizar tan pronto como sea posible, en el aeropuerto adecuado más cercano.

PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA EXPANDIDOS

3.7 Procedimientos de motor inoperativo – Identificando motor detenido y verificando pérdida de potencia (Pag. 3 -17)

Si se sospecha que un motor ha perdido potencia, el motor con falla deberá ser identificado, y verificar su pérdida de potencia. Primero controle los instrumentos de motor por una caída en ITT y torque. Cuando las alas estén niveladas, la presión requerida sobre el timón para mantener el control direccional será aplicada sobre el lado del motor operativo.

Nota: “Cuando se practica o demuestra Vmca o ante una falla real de motor, es importante realzar que la actitud de la nariz es bastante arriba, aproximadamente 20° a 25° nariz arriba. Cuando se detiene o falla un motor en esta actitud, la velocidad se disipa bastante rápido; más aún, para mantener la Vmca (85 kt) deberá bajarse rápidamente la actitud de la nariz a 2° a 5° sobre el horizonte. Acelerar a la velocidad de mejor régimen de ascenso con un motor operativo (110 kt) tan pronto como sea posible”.

No practique pérdidas o demuestre Vmca debajo de los 7000 pies

Falla de Motor Durante el Despegue (Pag. 3-18) (Se destaca lo siguiente):

“...la aeronave tenderá a virar hacia el motor detenido. Verificar la pérdida de potencia en el motor sospechado retardando el acelerador hacia IDLE (posición de potencia de vuelo mínima). Tan pronto como el motor detenido es identificado y verificado, tire su palanca de hélice hacia BANDERA y su palanca de condición

hacia DETENCION. Acelerar hasta 104 KIAS hasta superar todos los obstáculos, luego mantenga una mínima velocidad de 110 KIAS.”

“Compensar la aeronave en 5° de inclinación en dirección hacia el motor operativo y continuar ascendiendo directo al frente. Concentrarse en ganar altitud y evitar obstáculos. Estar extremadamente atento para mantener la velocidad a / o sobre 110 KIAS.”....

1.16.3 En el taller

1.16.3.1 Retirados los motores del lugar del accidente, fueron trasladados al TAR 1B-203, especializado en el tipo de motores, para un análisis más profundo de los componentes y con la intervención de un representante de la empresa “Pratt & Whitney Canadá”, fabricante de los mismos.

1.16.3.2 Como observación preliminar y antes del desarme de ambos motores, pudo notarse que los mismos presentaban una desalineación torsional, indicio que pone de manifiesto una acción de torque, indicativo de cierto valor de potencia entregada. Asimismo, se observó deformación por torsión en el recubrimiento donde se insertan las salidas de gases de escape.

1.16.3.3 Motor izquierdo: sus tres palas de hélice permanecieron en sus alojamientos y no se encontraban en posición bandera. En cuanto a la sección de potencia, los álabes de las turbinas de compresor y de potencia se hallaban en sus alojamientos y enteros, dado que las deformaciones de la carcaza exterior y de las propias ruedas de turbina no fueron importantes. Sí se verificó rozamiento en ambas turbinas contra sus etapas fijas y decoloración por el incremento de temperatura por dicho roce. Estas evidencias indican que la planta de poder giraba al momento del impacto sin poder comprobar fehacientemente su régimen.

1.16.3.4 Motor derecho: una de las palas de hélice quedó en su alojamiento con severos daños por impacto; las otras dos resultaron desprendidas y una de ellas fue proyectada del cubo varios metros. En cuanto a la sección de potencia, la carcaza exterior sufrió un importante aplastamiento por el impacto. La turbina de compresor conservó todos sus álabes pero presentó un severo rozamiento contra sus vanos fijos provocando una importante decoloración en la base de los álabes. La turbina de potencia sufrió la pérdida de varios álabes y un fuerte rozamiento con desgarramiento de material de la propia rueda y de la etapa fija que la precede. Estas evidencias son indicativas de un alto régimen de potencia en esta planta de poder.

1.16.3.5 Como resultado del estudio y considerando las evidencias, el representante del fabricante manifestó en su informe que: (traducción no oficial) En breve resumen de nuestras observaciones, ambos motores, izquierdo y derecho, mostraban signos de contacto en el anillo de álabes guía de la turbina del compresor, aro estructural de la turbina del compresor, turbina del compresor, anillo de álabes guía de la turbina de potencia, aro estructural de la turbina de potencia, y turbina de potencia, características de motores produciendo potencia en un rango de media a alta potencia al momento del impacto. Las evidencias en el motor derecho, más pronunciadas que las del motor izquierdo se debe a que el

motor derecho sufrió mayor deformación en el impacto. No hubo indicios de mal funcionamiento o anomalías mecánicas previas al impacto de los elementos observados.

1.16.4 Adicionalmente, se efectuó una consulta al fabricante de las hélices, a través de la NTSB, a quienes se enviaron una serie de fotografías en las cuales se podía apreciar la posición de las secciones de las raíces de las palas de la hélice izquierda (Nº 1) y partes de sus mecanismos. Por medio de correo electrónico se recibió resumidamente lo siguiente (traducción no oficial): El pistón y dos palas se hallan en un ángulo en rango de operación normal, posiblemente un poco bajo (cerca de “flight idle”) pero como consecuencia del impacto inicial podrían haber rotado hacia un ángulo menor. Una pala se encuentra cerca del paso reversible, pero su brazo de comando está deformado por compresión, sugiriendo que fue llevada a esa posición de bajo ángulo por el impacto. La parte delantera del pistón está incompleta / fundida por el incendio.

1.16.5 Dado que la aeronave fue fabricada en Argentina y está excluida expresamente en el “Type Certificate Data Sheet” (A8EA Note 8) de EE.UU., se consultó a la Dirección de Aeronavegabilidad sobre el particular, la cual respondió: “La citada aeronave no posee Hojas de Datos de Certificación nacionales ya que es una aeronave comprendida en la Disposición 04/91”.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era de propiedad de una Empresa Privada y se la utilizaba para vuelos de aviación general.

1.18 Información adicional

1.18.1 Según declaraciones de un testigo calificado, la aeronave fue vista en el aeródromo, luego del despegue, sobrevolando el umbral de pista 23, con una altura estimada que no superaba los 300 pies, con el tren de aterrizaje retraído. Entre ésta posición y el acceso Norte, escuchó una pérdida de potencia útil, luego observó que el avión realizó dos cabeceos desde una actitud de ascenso a otra de nivelado, y posteriormente lo perdió de vista.

1.18.2 La operación también fue vista por otro testigo calificado, desde el cruce del acceso Norte a Tigre con la Ruta Nº 197, apreciando haber observado el avión con una altura de no más de 300 pies, vira abruptamente a la izquierda y vuela descontrolado (balanceándose), hacia el Norte hasta que lo pierde de vista.

1.18.3 Ninguno de estos testigos calificados pudieron ver el último tramo de la caída.

1.18.4 Un testigo no calificado en la estación de combustible, vio avanzar a la aeronave desde el acceso a Tigre hacia donde éste se encontraba y pasar por encima suyo, según sus manifestaciones, desde su posición el motor del ala que se encontraba hacia arriba, no se veía la hélice porque venía girando con velocidad, pero la del motor del ala que se encontraba hacia abajo, la hélice giraba aparentemente sin fuerza. La posición del testigo era el segundo surtidor

de combustible desde el acceso y de espaldas a éste. (Se apreció que posiblemente la interpretación de la observación, hubiera sido invertida por confusión del testigo no calificado, u observó avanzar la aeronave cuando todavía realizaba el viraje por izquierda).

1.18.5 Una cámara de vigilancia urbana tomó una secuencia del vuelo, inmediatamente antes de la colisión de la aeronave, observándose parcialmente, la parte ventral de la misma, en aparente viraje por derecha, viéndose el motor derecho con la hélice aparentemente funcionando.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

No se utilizaron nuevas técnicas.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 De las evidencias obtenidas, se aprecia la posibilidad que en la fase de despegue, la aeronave haya tenido una disminución o pérdida de potencia en el motor izquierdo, posterior pérdida de control direccional de la misma a baja altura, seguido de un viraje hacia la izquierda, entrada en pérdida de sustentación, con caída y posible intento de evitar obstáculos mediante un viraje hacia la derecha, colisión e impacto final contra el terreno, posterior incendio y destrucción total.

2.1.2 Esto se desprende de la trayectoria realizada por la aeronave, de las declaraciones de los testigos, de las investigaciones, la filmación, la colisión, características del impacto y la distribución de los restos de la misma.

2.1.3 Es posible que el suceso haya sorprendido al piloto, quien si no realizó adecuadamente los procedimientos de emergencia establecidos en el Manual de Vuelo de la aeronave, si no redujo inmediatamente la actitud de nariz arriba para mantener la Vmca y no mantuvo el control direccional; probablemente perdió el control direccional de la misma, con posterior entrada en pérdida de sustentación en viraje, lo que produjo finalmente el accidente.

2.1.4 En esta situación, debido a la escasa altura donde probablemente se produjeron los hechos, el viraje hacia el lado del motor con posible disminución o pérdida de potencia, pudo resultar una maniobra contribuyente a la pérdida de sustentación.

2.1.5 Si bien el piloto poseía experiencia de vuelo general, de acuerdo con la actividad de vuelo, asentada por él mismo en su Libro de Vuelo, de lo registrado en el SICRA, de los antecedentes obrantes en la JIAAC del accidente anterior; se pudo apreciar que el adiestramiento de vuelo del piloto, durante el año 2008, en el tipo de aeronave accidentada, era probablemente escaso y discontinuo.

2.1.6 Asimismo en el citado período, el piloto no registró en su Libro de Vuelo, actividad de adiestramiento en entrenador terrestre de aeronave biturbohélice, siendo éste un elemento de facilitación del adiestramiento en

emergencias específicas y de vuelo por instrumentos; por lo que además, se pudo apreciar que su adiestramiento en procedimientos de emergencias en el tipo de aeronave, era probablemente escaso.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 De la investigación realizada sobre los componentes descritos de los motores, y de lo observado por el personal representante del Servicio de Investigación del fabricante de las plantas de poder, se concluyó que ambos motores, izquierdo y derecho, mostraban signos de contacto en el anillo de álabes guía de la turbina del compresor, aro estructural de la turbina del compresor, turbina del compresor, anillo de álabes guía de la turbina de potencia, aro estructural de la turbina de potencia, y turbina de potencia, características de motores produciendo potencia en un rango de media a alta potencia al momento del impacto. Las evidencias en el motor derecho, más pronunciadas que las del motor izquierdo se debe a que el motor derecho sufrió mayor deformación en el impacto. No hubo indicios de mal funcionamiento o anomalías mecánicas previas al impacto de los elementos observados.

2.2.2 No se pudo realizar investigación sobre la totalidad de componentes del fuselaje y motores, debido a los daños resultantes del impacto y posterior incendio. Del análisis de los restos no consumidos por el fuego, excepto de las partes de los motores sometidas al estudio, no se obtuvo información relevante.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos Definidos

3.1.1 El piloto era titular de la licencia y habilitación que le permitían realizar vuelos como el del día del accidente, y su aptitud psicofísica se encontraba en vigencia para su licencia. Poseía experiencia de vuelo, registrando actividad discontinua y probablemente escasa en el tipo de aeronave, durante el año 2008.

3.1.2 La aeronave poseía Certificado de Matriculación y Certificado de Aeronavegabilidad vigentes.

3.1.3 Los únicos datos técnicos que se pudieron recabar, se obtuvieron del Formulario DNA 337 del taller que hacía su mantenimiento.

3.1.4 El peso de la aeronave al momento del accidente era inferior al peso máximo de despegue.

3.1.5 Los motores estaban operando al momento del accidente.

3.1.6 Posible disminución o pérdida de potencia del motor izquierdo.

3.1.7 Pérdida de control de la aeronave a baja altura y posterior pérdida de sustentación en viraje.

3.1.8 La meteorología y posición del sol no tuvieron influencia en el accidente.

3.2 Causa

Durante un vuelo de aviación general, en la fase de despegue, posible disminución o pérdida de potencia del motor izquierdo, con posterior pérdida de control de la aeronave a baja altura, entrada en pérdida de sustentación en viraje, con caída, colisión e impacto final contra el terreno y posterior incendio; debido a causas que no pudieron ser fehacientemente comprobadas.

Factores contribuyentes

- 1) Probable inadecuado cumplimiento de los procedimientos de emergencia, establecidos en el Manual de Vuelo de la aeronave.
- 2) Probable escasa y discontinua actividad de vuelo en el tipo de aeronave, durante el año 2008.
- 3) Viraje a escasa altura.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A los propietarios / operadores del tipo de aeronave

Considerar la necesidad de que los pilotos que vuelen este tipo de aeronave, realicen un adecuado adiestramiento en procedimientos de emergencias, de acuerdo con lo establecido en el Manual de Vuelo de la aeronave, especialmente en entrenadores terrestres tipo biturbohélice / avión; como así también mantener una actividad de vuelo continua en el tipo de aeronave; a los efectos de contribuir con la seguridad operacional, prevenir daños personales, materiales y de terceros que pudieran ser afectados.

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 de Aviación Civil en un plazo no 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 N° 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
Av. Com. Pedro Zanni 250
Departamento Administración de Aeródromos de la ANAC
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(1104) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección Email:
"buecrpc@faa.mil.ar"

BUENOS AIRES, de de 2010

Sr. Carlos Eduardo Morales
Investigador a Cargo

SA Carlos Lucio Ruiz
Investigador Técnico

Director de Investigaciones