

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: Campo ubicado a 2000 m al Oeste, del AD Gral. Rodríguez, Provincia de Buenos Aires.

FECHA: 24 SEP 09

HORA: 19:20 UTC

AERONAVE: ULM Experimental

MARCA: Condigiani

MODELO: Biplaza

MATRÍCULA: LV-UX021

PILOTO: Licencia Piloto Privado de Avión

PROPIETARIO: Privado

Nota: Las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC), que para el lugar del accidente corresponde a la hora huso horario -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El Piloto de la aeronave ultraliviano (ULM) experimental, matrícula LV-UX021, despegó del AD Gral. Rodríguez (GEZ), para un vuelo local, cuando

según testigos, luego del despegue vieron al ULM en una actitud de nariz arriba e inmediatamente cayendo de cola en barrena, haciendo luego una especie de "looping" invertido con tendencia a recuperar, pero cuya trayectoria circular no alcanzó a completar, para luego impactar de nariz contra el terreno, resultando la aeronave destruida y el Piloto con lesiones graves, que posteriormente determinaron su fallecimiento.

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

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños en la aeronave

Como consecuencia del violento impacto contra el terreno, la aeronave resultó destruida.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El Piloto, argentino, de 63 años de edad, era titular de la Licencia Piloto Privado de Avión, con habilitación para Aviones Monomotores hasta 5.700 kg, VFR Controlado y Piloto ULM en trámite.

1.5.2 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica se encontraba en vigencia, con fecha de vencimiento el 30 OCT 09.

1.5.3 Se desconoce la actividad de vuelo del Piloto, por no encontrarse la correspondiente documentación.

1.5.4 La Dirección de Licencias al Personal, de la Dirección Nacional de Seguridad Operacional, de la ANAC, informó que el Piloto no registraba antecedentes de accidentes e infracciones aeronáuticas anteriores y que no había copias de foliación en su Legajo Aeronáutico.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información General

1.6.1.1 La aeronave ultraliviana experimental fue fabricada por un constructor aficionado, el 23 de diciembre de 1993, en San Antonio de Areco, Provincia de Buenos Aires, Argentina; se trata de un ULM monoplano de ala alta, biplaza de

construcción mixta, que asemeja al modelo tipo "Falcon", con configuración Canard. Con marcas de nacionalidad LV-UX021 y número de serie 001. Poseía tren de aterrizaje tipo triciclo fijo con rodados y amortiguación por elásticos (ballesta), equipado con frenos hidráulicos de disco simple.

1.6.1.2 El Certificado de Inscripción de Propiedad de Aeronave se encontraba a nombre de un particular, Fecha de inscripción: 21 SET 2000. Poseía Certificado de Aeronavegabilidad Especial, Clasificación: ULM, construcción aficionado, Propósito: Recreativo solamente; Fecha de emisión: 25 ENE1995.

1.6.2 Célula

De acuerdo al Formulario DNA-337, otorgado por el MMA 3412, CPI MA 337, de fecha 02 MAR 2007, registraba 263,2 hs de TG. Sin embargo, la Libreta Historial del Avión, a la fecha del accidente, registraba como última anotación, una actividad de 139,45 hs de TG (01 ABR 00), DUI desconocido.

1.6.3 Motor

No se pudo obtener el Registro Historial de Motor, a la fecha del accidente, por la falta de la correspondiente Libreta; solo se pudo establecer que el Motor marca Rotax, modelo 582 DCDI, fabricado bajo el número de serie 4171030, totalizaba una actividad de 263,2 hs de TG, DUR desconocido y DUI desconocido.

1.6.4 Hélice

La hélice marca Ivoprop, tripala, de material compuesto, con paso variable en tierra, sin número de serie, no poseía un historial oficial y se desconoce su actividad en esta aeronave, por carecer de registros. Solo se pudo establecer que su TG era de 80,9 hs.

1.6.5 Otros datos

La documentación de esta aeronave se encontraba incompleta y sin actualizar. Los datos obtenidos fueron proporcionados por las placas de identificación de los componentes y del legajo de la aeronave. No poseía Manual de Vuelo aprobado por la Autoridad Aeronáutica, ni Planilla de Peso y Balanceo vigente.

1.7 Información meteorológica

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 visto también el mapa sinóptico de superficie de 21:00 UTC, era: Viento: 070° / 09 kt; Visibilidad: 10 km; Fenómenos Significativos: Ninguno; Nubosidad: 1/8 SC 600 m; Temperatura: 15.5° C; Temperatura Punto de Rocío: 6.2° C; Presión a Nivel Medio del Mar: 1022.2 hPa y Humedad Relativa: 54%.

1.8 Ayudas para la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No aplicable.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

El accidente ocurrió en un campo ubicado a 2000 m, al W, del AD Gral. Rodríguez (GEZ), ubicado a 10 km aproximadamente, al WNW de la localidad del mismo nombre, en la Provincia de Buenos Aires, con una elevación de 28 m, cuyas coordenadas eran: 34° 40' 49" S - 059° 02' 09" W.

1.11 Registradores de vuelo

Según normativa vigente, a esta aeronave no le correspondía equipar registradores de vuelo.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 La aeronave, se encontraba realizando un vuelo local cuando, según testigos, luego del despegue, ven al ULM en una actitud de nariz arriba e inmediatamente cayendo de cola, en barrena, haciendo luego una especie de "looping" invertido con tendencia a recuperar, pero cuya trayectoria circular no alcanzó a completar, para luego impactar de nariz contra el terreno, partiéndose el fuselaje y cabina.

1.12.2 Por las deformaciones presentadas en la estructura alar izquierda, se estimó que la puntera de este plano, fue la que primero impactó contra el terreno, simultáneamente con la nariz, lo que ocasionó el desprendimiento total del canard.

1.12.3 Este impacto en el plano izquierdo, provocó el desprendimiento de los alerones y el tubo de torsión de los mismos. Sobre el ala derecha se observó la toma de unión del montante de ala, con el lateral del fuselaje totalmente desprendido por fractura. Las tomas de fijación delantera de ambas alas, se encontraron desprendidas por desgarro del material compuesto en fibra.

1.12.4 La hélice presentaba dos de sus tres palas fracturadas y una de ellas perforó el intradós del alerón del ala izquierda. Se encontraron varios instrumentos del tablero sueltos en el piso, producto del impacto.

1.13 Información médica y patológica

1.13.1 No se encontraron antecedentes médico / patológicos del Piloto, que pudieran tener relación con el accidente.

1.13.2 De acuerdo con Certificados Médicos, el mismo ingresó a Emergencia del Hospital Interzonal de Gral. Rodríguez, a las 17 hs local, del día 24 SET 09,

por politraumatismos severos, por caída de avión y falleció el mismo día, a las 20:50 hs local, en Terapia Intensiva del citado Hospital, luego del post-operatorio inmediato; asimismo, de acuerdo con Informe de Autopsia, “El fallecimiento de la víctima se produce en forma posterior al momento de sufrir las lesiones; “Las causales son un paro cardio respiratorio traumático como consecuencia de politraumatismos...”.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

Los cinturones de seguridad estaban en sus correspondientes anclajes, en buen estado de conservación; el Piloto se habría encontrado sujetado al asiento, pero debido a la violencia del impacto, éste resultó con lesiones graves, que luego determinaron su fallecimiento en el Hospital.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 En el lugar del accidente, durante la inspección de rutina realizada sobre los restos de la aeronave, se pudo verificar que:

- 1) La aeronave se encontraba dentro de un campo distante aproximadamente, 2000 m, al Oeste, del aeródromo General Rodríguez (AD GEZ).
- 2) La aeronave ULM impactó de nariz contra el terreno; el sector trasero del fuselaje y motor, capotó por sobre la cabina, quebrando en dos mitades al fuselaje. El comando de profundidad y canard se desprendieron del fuselaje producto del impacto.
- 3) Las deformaciones que presentaba el plano izquierdo próximo a su raíz y el timón de dirección en la puntera, indicarían que probablemente, el impacto de nariz se haya producido simultáneamente con este plano.
- 4) Los comandos y uniones de accionamiento no presentan defectos previos al impacto, pero sobre el ala izquierda se observó que el alerón y su tubo de torsión se encontraban desprendidos de la estructura alar, y se pudieron encontrar sueltos sobre el terreno y en proximidad del ala, las guías y soportes de teflón.
- 5) Estos soportes guías de teflón, estaban fijados por medio de remaches del tipo “Pop”, entre dos planchuelas de aluminio, que a su vez se encontraban fijadas en el intradós y extradós del ala.
- 6) Se verificaron las restantes superficies de control, sin encontrar novedades significativas, más que las producidas por el impacto. Se pudo observar que ambas tomas de fijación delanteras de las alas, se encontraban desprendidas por desgarramiento del material compuesto de fibra, pero con sus

bulones, arandelas y tuercas autofrenantes, unidas al herraje de la estructura alar.

- 7) El bulón de fijación, correspondiente al ala derecha, se encontraba bastante flojo con respecto a su par opuesto, que estaba bien ajustado, pero ambos carecían del testigo antideslizante o bloqueador, del compuesto color rojo para tal fin.
- 8) Sobre el ala derecha, se observó la toma de unión del montante de ala con el lateral del fuselaje, totalmente desprendido por fractura de la unión, por sobrecarga.

1.16.2 La hélice tripala presentaba dos palas de fibra dañadas, una de ellas dejando una visible e inconfundible marca de impacto sobre el intradós del alerón izquierdo, lo cual permite apreciar que se produjo durante el impacto del plano izquierdo contra el terreno, cuando por dicha causa, el mismo sufrió un desplazamiento de la estructura alar hacia atrás, ubicando al alerón en la trayectoria de giro de la hélice, en donde este impacto frenó y detuvo el motor casi instantáneamente. Esta hélice era de paso fijo, ajustable en tierra, lo que significa que se puede variar su paso, luego se ajusta y allí queda fijado el nuevo calado, y para cambiar su paso, se deberá aflojar, variar y nuevamente ajustar.

1.16.3 La batería se encontró desprendida, y varios cables del sistema eléctrico cortados por estiramiento, producto de la deformación de la estructura durante el impacto. El sistema de encendido no presentaba discrepancias y al retirar las bujías, se pudo observar que todas presentaban signos de óptimo funcionamiento.

1.16.4 El tanque de combustible del tipo bidón horizontal, se encontraba dañado por los cables de comando de los alerones, pero aún contenía combustible en aproximadamente, un cuarto de su capacidad. El filtro de combustible se encontraba lleno y limpio, asegurando suministro al motor. Los cables de accionamiento del acelerador, se encontraban enteros aunque deformados por el impacto, y el sistema de aceleración del tipo cortina en ambos carburadores, trabajaba efectivamente, deslizándose por las paredes del Venturi de los mismos. Sus respectivos filtros de aire se encontraban libres de impurezas. El tanque de aceite del motor aún contenía la totalidad del lubricante.

1.16.5 Sobre el suelo, en proximidad de la cabina, se encontraron varios de los instrumentos del tablero, desprendidos del mismo, entre ellos se encontraba el altímetro ajustado en 30.1 pulgadas de Hg, el indicador de vueltas del motor indicando 3.150 RPM, el indicador ascensional o variómetro, indicando 1.950 pies por minuto arriba, el velocímetro indicaba una lectura de 57 MPH, el indicador de giros y ladeos y el totalizador de horas de operación indicando 265 hs.

1.16.6 La Dirección Nacional de Aeronavegabilidad emitió limitaciones de operación para aeronaves ULM construidas por aficionados, considerando que los Certificados de Aeronavegabilidad emitidos, tienen vencimiento de carácter "Indefinido"; mientras su propietario cumpla con una inspección cada 36 meses

calendario, por lo cual esta aeronave, se encontraba dentro de esos rangos establecidos por la Autoridad Aeronáutica.

1.16.7 Existía un Boleto de Compra-venta, labrado el 22 SET 2009, por el cual, se le consultó al Registro Nacional de Aeronaves, respecto a la titularidad vigente, respondiendo que ésta aeronave, a la fecha del accidente, se encontraba inscrita a nombre de quien figura en el Certificado de Propiedad, emitido el 21 SET 2000, informando además, que a la fecha 26 FEB 10, no había contrato inscripto que transfiera la calidad del explotador.

1.16.8 En la historia de construcción de esta aeronave se pudieron reunir los datos de los elementos adquiridos para tal fin, según constaba en facturas emitidas, reflejando la adquisición de una hélice tripala de paso variable el 8 JUN 1993. El 16 JUN 1993 se adquieren 20 metros de tela de fibra tipo 200, 10 metros de fibra Kevlar® y 10 metros de fibra de carbono. El 20 JUN 1993 se adquirieron instrumentos tales como un velocímetro, altímetro, un EGT, Giros y ladeos y brújula. El 30 JUN 1993, fueron adquiridos tres juegos de llantas y cubiertas y un juego de discos de freno. El 13 JUL 1993, por medio del despacho directo a plaza Nº 79359-7, por canal verde de la Administración de Aduana Ezeiza, se adquirió el motor marca Rotax, modelo 582, procedente de Keuthan Aircraft Corporation, de Merritt Island, FL, EE.UU.

1.16.9 En Septiembre de 1993, se realizó una inspección intermedia de la construcción, a través de un memorandum, verificándose los materiales utilizados en la construcción (Fuselaje en compuestos, alas y canard en aleación de aluminio forrados en Mylar®) y la calidad de la mano de obra. Como ambas evaluaciones fueron satisfactorias, se le autorizó a continuar con la construcción del mismo hasta finalizar. El 23 DIC 1993, la aeronave fue matriculada a nombre del constructor aficionado, para uso particular y deportivo.

1.16.10 El 17 JUL 2003, se desmontaron ambas alas y se realizó un trabajo de refuerzo empleando resina y fibras de vidrio, en el sector de las tomas de fijación en el fuselaje, y se efectuó tintas penetrantes a horquillas y montantes.

1.16.11 A los efectos de verificar la posición del Centro de Gravedad (CG), luego del accidente, se efectuó en un hangar del AD Gral. Rodríguez, un pesaje del ULM. Este procedimiento presentó serias dificultades, dado el grado de destrucción de la estructura, teniéndose que pesar varios elementos por separado, como por ejemplo las alas. Así, se calculó en forma aproximada, la posición del CG, trasladándose los brazos de palanca, de los elementos sueltos, a un gráfico para ser sumados, a las lecturas efectuadas en las balanzas, ubicadas en las ruedas traseras (principales) y el fuselaje trasero (inmediatamente por delante de la hélice), por ausencia de la rueda de nariz.

Cálculo del C.G. aeronave LV-UX021

<i>Identificación</i>	<i>Componente</i>	<i>Peso (kg)</i>	<i>Dist. al Datum (pulg)</i>	<i>Momento (kg x pulg)</i>
1	Ala derecha (con montante)	49,0	137,5	6737,5

2	Ala izquierda (con montante)	49,0	137,5	6737,5
3	Restos de conjunto de nariz	22,0	8,0	176,0
4	Carga agua radiador / aceite	3,8	176,5	670,7
5	Combustible (45 lts)	33,7 (*)	120	4044
6	Piloto (delantero)	85,0 (*)	59	5015
6 bis	Piloto (delantero)	65,0 (*)	59	3835
7	Pesada rueda derecha	56,2	109,5	6153,9
8	Pesada rueda izquierda	56,2	109,5	6153,9
9	Pesada trasera (delante hélice)	38,0	182,5	6935
10	Peso vacío (sin ítems 5 y 6)	274,2 (A) (604,5 lbs)	---	33564,5 (B)
11	Peso al momento del accidente (para ítem 6)	392,9 (C) (866,2 lbs)	---	42623,5 (D)
12	Peso al momento del accidente (para ítem 6 bis)	372,9 (E) (822,1 lbs)	---	41443,5 (F)

$$\text{Posición CG vacío} = \frac{A}{B} = \frac{33564,5}{274,2} = 122,4''$$

$$\text{Posición CG accidente} = \frac{D}{C} = \frac{42623,5}{392,9} = 108,5''$$

$$\text{Posición CG accidente (caso 6 bis)} = \frac{F}{E} = \frac{41443,5}{372,9} = 111,1''$$

Nota 1: Ambos soportes de las ruedas principales se hallaban deformados hacia delante, entre 5 y 10 pulgadas aproximadamente por el impacto.

Nota 2: De acuerdo con el informe de autopsia, se describe al tripulante como de 1,60 m de altura y un peso aproximado de 85 a 90 kg. Sin embargo, personas que lo frecuentaban coincidieron en que su peso no superaba los 65 kg. Por estas circunstancias, se realizaron dos estimaciones (ver ítems 6 y 6 bis).

1.16.12 Bajo estas circunstancias y consideraciones, pudo estimarse sin certeza absoluta, que el CG, al momento del accidente, se habría hallado entre 108.5 y 111.1 pulgadas, respecto al datum.

1.16.13 En instalaciones de CITEDEF, se llevó a cabo el pesaje de dos muestras de telas, obtenidas de: el ala de la aeronave accidentada (Dacrón® pintado) y la otra de un taller especializado, que era similar a la originalmente instalada en el LV-UX021 (Tedlar®). El pesaje de las muestras de 10 x 10 cm, se realizó con una balanza marca Mettler H10TW (precisión 0,1 mg). Resultado: Dacron, 1,9669 gr y Tedlar 0,7159 gr. Trasladado a la superficie alar del ULM (15,8 m²), la diferencia de peso entre el ala original y la re-entelada, considerando intradós y extradós, fue de 4 kg aproximadamente.

1.16.14 Consideraciones sobre posición del C.G. en el Manual de Vuelo:

1.16.14.1 Se tuvo acceso a dos manuales de este modelo de aeronave: uno fechado 2/8/85 y el otro fechado 1/22/86.

En el primero de ellos, página 4-2, se establece un peso máximo vacío de 500 lbs y un peso máximo de despegue de 1000 lbs. Para un solo tripulante, volando desde el asiento delantero y con un peso de 130 lbs y 90 lbs de combustible, el límite trasero del CG es de 95 pulgadas respecto al datum. Agrega una NOTA: Una pérdida de sustentación del ala principal puede ocurrir a cualquier velocidad indicada cuando la posición del centro de gravedad supere las **98** pulgadas detrás del datum. Adicionalmente, en página 4-3, describe: Fallas para despegar, performance pobre, pérdida inmediata del control, u otros peligrosos y/o fatales resultados pueden ocurrir si el Falcon XP se opera fuera de estas limitaciones. Es mandatorio que el cálculo de peso y balanceo sea llevado a cabo para cada nueva condición de vuelo (nuevo piloto, nuevo accesorio, etc.)

1.16.14.2 En el manual fechado 1/22/86, el límite trasero del CG, se establece en 115 pulgadas respecto al datum, para las mismas limitaciones de pesos ya mencionadas, y se agrega la NOTA: Una pérdida de sustentación del ala principal puede ocurrir a cualquier velocidad indicada cuando la posición del centro de gravedad supere las **118** pulgadas detrás del datum.

1.16.15 En el legajo existente en el RNA, bajo el título de Peso y Balanceo, figura como posición trasera del CG, 115 pulgadas detrás del datum, para un peso vacío de 250 kg (año 1993). Como se indicó en ítem 10 del párrafo 1.16.11, el peso vacío era de 274,2 kg aproximadamente.

1.16.16 El Piloto, se encontraba habilitado psicofísicamente, por el INMAE, desconociéndose su actividad de vuelo en general, y en el tipo de aeronave accidentada, por no haberse podido encontrar su Libro de Vuelo y no haber copia de registros, en la Dirección de Licencias al Personal de la ANAC.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era de propiedad privada.

1.18 Información adicional

No se incluye.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se aplicaron las de rutina.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 Se desconoce si el Piloto estaba habilitado para realizar el vuelo, dado que no se pudo constatar su actividad de vuelo en general y en el tipo de aeronave accidentada.

2.1.2 Su habilitación psicofisiológica se encontraba vigente.

2.1.3 Durante la fase de ascenso inicial, el Piloto habría perdido el control de la aeronave, precipitándose a tierra de cola, en actitud de barrena, luego con una actitud de “looping” invertido, con posterior impacto de nariz contra el terreno.

2.1.4 La meteorología no tuvo influencia en el accidente.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 Se pudo establecer que el motor tenía potencia al momento del impacto, debido a la perforación encontrada en el intradós del alerón izquierdo, producida por el impacto de una de las tres palas de la hélice. El motor se detuvo instantáneamente y con la hélice detenida, la otra pala se fracturó por efecto del impacto contra el terreno.

2.2.2 Los soportes guía del tubo de torsión de los alerones, se encontraban fijados a dos planchuelas que a su vez estaban remachadas en el extradós e intradós del ala. Tales remaches eran del tipo “Pop”, pero para lograr su efectividad de unir dos piezas, éstos deben pasar de lado a lado, lo cual no se producía en los soportes guía. Estos soportes eran construidos de teflón, en los cuales se practicó un orificio para dar cavidad al remache, pero estos orificios eran ciegos, por lo que no permitía, al remache, su anclado correcto, ocasionando en este caso el fácil desprendimiento del soporte guía, de entre ambas planchuelas de fijación. No se pudo establecer ante esta novedad, si alguno de estos elementos pudieron haberse aflojado durante el vuelo, aunque se apreció más evidente, un desprendimiento post-impacto.

2.2.3 Los soportes de fijación delanteros de ambas alas, fueron encontrados desgarrados de la estructura de material compuesto, y en el que se encontró el bulón de fijación de la toma derecha flojo y sin el testigo de bloqueo de roscas. La falta de firmeza en el bulón mencionado pudo provocar en vuelo, una vibración de

carácter aerodinámico, que de acuerdo con su intensidad, pudo inducir a un cambio en el comportamiento aerodinámico no cuantificable. Se estima con mayor probabilidad que los desgarros en los soportes de compuesto, fueron producidos efectivamente, durante el impacto contra el terreno. Respecto a la existencia de vibraciones, no se pudo corroborar con vuelos previos, debido a que el último registrado fue el 01 ABR 2000, y no se pudo conocer concretamente la fecha de su última actividad.

2.2.4 De acuerdo con la información recogida, y en comparación con la documentación existente en el RNA, la aeronave fue sufriendo modificaciones a lo largo de su vida útil, que pudieron ir afectando paulatinamente la posición del centro de gravedad, desplazándolo hacia atrás y cuya posición se apreció, de acuerdo con lo establecido en el Manual de Vuelo de la Aeronave y con las investigaciones realizadas, probablemente, influyente en el presente accidente.

2.2.5 Se hallaron discrepancias en la información sobre la posición límite trasera entre las dos versiones consultadas del Manual de Vuelo, sin haber podido determinarse la razón de dicha diferencia.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 La aeronave impactó contra el terreno en forma descontrolada.

3.1.2 Dado que no se encontró documentación sobre la actividad de vuelo del Piloto, se desconoce si el mismo se encontraba habilitado para realizar el vuelo.

3.1.3 De los ensayos e investigaciones se concluye que no se pudieron establecer causas técnicas atribuibles a este accidente.

3.1.4 El Centro de Gravedad probablemente, podría haberse encontrado cerca del límite trasero o fuera del mismo.

3.2 Causa

En un vuelo local, de una aeronave ultraliviano experimental, durante la fase de ascenso inicial, pérdida de control, con posterior caída e impacto contra el terreno; debido probablemente, a inestabilidad longitudinal de la aeronave, cuyo Centro de Gravedad, podría haberse encontrado desplazado próximo al límite trasero o fuera del mismo.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Dirección de Aeronavegabilidad de la ANAC

Considerar la necesidad de evaluar las discrepancias, en la información sobre la posición límite trasera, entre las distintas versiones del Manual de Vuelo correspondiente a los ULM de similar modelo, a los efectos de poder advertir a los Inspectores y constructores aficionados que son inspeccionados, sobre la criticidad y potencial peligro de la posición del CG, especialmente en configuraciones “canard”.

4.2 A la Asociación de Aeronaves Experimentales (EAA) – Argentina

4.2.1 Considerar la necesidad de difundir la presente investigación entre sus asociados, con el objetivo de destacar, la importancia de tener en cuenta la determinación de la posición del Centro de Gravedad (CG), como requisito indispensable para evaluar el comportamiento de la aeronave, en cuanto a sus condiciones de estabilidad estática y dinámica, que pueden resultar probablemente, en una pérdida de control en vuelo. A estos efectos, se recomienda enfáticamente, la necesidad de actualizar oportunamente y de la forma más adecuada, las condiciones de Peso y Balanceo de las aeronaves, al cambiar tripulantes, agregar equipos, realizar modificaciones, etc.

4.2.2 Adicionalmente, se sugiere rever el método de unión con remaches tipo “Pop”, en donde no resulte posible efectuar la expansión del cuerpo del remache para hacer efectiva dicha unión, tal como se observó en este caso, en que se remachaba contra una pieza de teflón. Si bien se trata de aeronaves Ultralivianas Motorizadas (ULM) / Experimentales, construidas por aficionados; se recomienda considerar los procedimientos establecidos en la AC 43.13-1B de la FAA “Acceptable Methods, Techniques, and Practices – Aircraft Inspection and Repairs”.

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
Departamento Administración de Aeródromos de la ANAC
Av. Com. Pedro Zanni 250
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(1104) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

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

C. A. de BUENOS AIRES, de de 2011

SUP I José A. PAGLIANO
Investigador a Cargo

SP Juan A. SATTI
Investigador Técnico

Director de Investigaciones