

JIAAC | INVESTIGACIÓN PARA LA SEGURIDAD AÉREA

INFORME DE SEGURIDAD OPERACIONAL

Matrícula: LV-EDB

CAT.: SCF-NP – Falla estructural

FECHA: 03/12/2016

LUGAR: zona rural en San Carlos de Bolívar, provincia de Buenos Aires

HORA: 17:30 UTC

AERONAVE: Schempp-Hirth–Ventus CM



Ministerio de Transporte
Presidencia de la Nación

INDICE

ADVERTENCIA	3
Nota de introducción	4
SINOPSIS.....	5
1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS	6
1.1 Reseña del vuelo	6
1.2 Lesiones al personal	7
1.3 Daños en la aeronave	7
1.3.1 Célula: destruida.	7
1.3.2 Motor: de importancia.	7
1.3.3 Hélice: destruida.	7
1.4 Otros daños	7
1.5 Información sobre el personal.....	8
1.6 Información sobre la aeronave.....	9
1.7 Información meteorológica.....	10
1.8 Ayudas a la navegación.....	11
1.9 Comunicaciones	11
1.10 Información sobre el lugar del accidente	11
1.11 Registradores de vuelo	11
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	12
1.13 Información médica y patológica.....	13
1.14 Incendio	14
1.15 Supervivencia	14
1.16 Ensayos e investigaciones.....	14
1.17 Información orgánica y de dirección	18
1.18 Información adicional	19
1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces.....	19
2 ANÁLISIS	20
2.1 Aspectos técnicos-operativos	20
3 CONCLUSIONES.....	22
3.1 Hechos definidos	22
3.2 Conclusiones del análisis.....	22
4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD.....	24
4.1 A la Unidad de Planificación y Control de Gestión de la ANAC Administración Nacional de Aviación Civil	24
APPENDICE I.....	25
APPENDICE II	27

ADVERTENCIA

Este informe refleja las conclusiones y recomendaciones de la Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil (JIAAC) con relación a los hechos y circunstancias en que se produjo el accidente objeto de la investigación.

De conformidad con el Anexo 13 (Investigación de accidentes e incidentes) al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, ratificado por Ley 13.891, y con el Artículo 185 del Código Aeronáutico (Ley 17.285), la investigación del accidente tiene un carácter estrictamente técnico, y las conclusiones no deben generar presunción de culpa ni responsabilidad administrativa, civil o penal.

La investigación ha sido efectuada con el único y fundamental objetivo de prevenir accidentes e incidentes, según lo estipula el Anexo 13.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan investigaciones paralelas de índole administrativa o judicial que pudieran ser iniciadas en relación al accidente.

Nota de introducción

La Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil (JIAAC) ha adoptado el método sistémico como pauta para el análisis de accidentes e incidentes.

El método ha sido validado y difundido por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) y ampliamente adoptado por organismos líderes en la investigación de accidentes a nivel internacional.

Las premisas centrales del método sistémico de investigación de accidentes son las siguientes:

- Las acciones u omisiones del personal operativo de primera línea y/o las fallas técnicas del equipamiento son denominados **factores desencadenantes o inmediatos** del evento. Constituyen el punto de partida de la investigación, y son analizados con referencia a las defensas del sistema aeronáutico así como a otros factores, en muchos casos alejados en tiempo y espacio, del momento preciso de desencadenamiento del evento.
- Las **defensas** del sistema aeronáutico detectan, contienen y ayudan a recuperar las consecuencias de las acciones u omisiones del personal operativo de primera línea y las fallas técnicas. Las defensas se agrupan bajo tres entidades genéricas: tecnología, reglamentos (incluyendo procedimientos) y entrenamiento. Cuando las defensas funcionan, interrumpen la secuencia causal. Cuando las defensas no funcionan, contribuyen a la secuencia causal del accidente.
- Finalmente, los factores en muchos casos alejados en el tiempo y el espacio del momento preciso de desencadenamiento del evento son denominados **factores sistémicos**. Son los que permiten comprender el desempeño del personal operativo de primera línea y/o la ocurrencia de fallas técnicas, y explicar las fallas en las defensas. Están vinculados estrechamente a elementos tales como, por ejemplo, el contexto de la operación; las normas y procedimientos, la capacitación del personal, la gestión de la organización a la que reporta el personal operativo y la infraestructura.

La investigación que se detalla en el siguiente informe se basa en el método sistémico, y tiene el objetivo de identificar los factores desencadenantes, las fallas de las defensas y los factores sistémicos subyacentes al accidente, con la finalidad de formular recomendaciones sobre acciones viables, prácticas y efectivas que contribuyan a la gestión de la seguridad operacional.

SINOPSIS

Este informe detalla los hechos y circunstancias en torno al accidente experimentado por la aeronave LV-EDB, un motovelero Schempp-Hirth, modelo Ventus CM, en San Carlos de Bolívar, el 3 de diciembre de 2016 aproximadamente a las 17:30 UTC, durante un vuelo de entrenamiento.

El informe presenta cuestiones relacionadas con el desempeño operativo del piloto, con el mantenimiento y la certificación de la aeronave.

El informe incluye dos recomendaciones de seguridad operacional dirigidas a la Administración Nacional de Aviación Civil.

Expte. N° 549548/16

ACCIDENTE OCURRIDO EN: zona rural en San Carlos de Bolívar, provincia de Buenos Aires

FECHA: 3 de diciembre de 2016 **HORA:**¹ 17:30 (aproximadamente)

AERONAVE: motovelero **PILOTO:** licencia de piloto de planeador

MARCA: Schempp-Hirth **PROPIETARIOS:** particular

MODELO: Ventus CM **MATRÍCULA:** LV-EDB

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

El día 3 de diciembre de 2016 a las 16:30 horas el piloto, luego de realizar la preparación e inspección de la aeronave, despegó del aeródromo de San Carlos de Bolívar con la intención de realizar un vuelo de entrenamiento.

El despegue se realizó a través de medios propios (maniobra denominada autodespegue), sin usar un remolcador. Una vez que la aeronave despegó ninguna persona del aeródromo volvió a tener contacto visual con la misma. No obstante, si hubo comunicaciones por radio VHF con un piloto en tierra que oficiaba de operador de base de comunicaciones desde el aeródromo. Tales comunicaciones se desarrollaron sin que pudieran percibirse anomalías.

Durante el desarrollo del vuelo, a 1700 m de distancia del aeródromo y a 400 m de altura estimada, la aeronave se precipitó a tierra. Un testigo ocasional –que transitaba con su vehículo aproximadamente a 600 m de la zona de impacto– afirmó que vio caer la aeronave en forma de espiral o tirabuzón, es decir girando sobre su eje, y que a 200 m estimados de altura se desprendió el ala izquierda. La aeronave impactó de forma vertical contra el suelo, lo cual provocó su destrucción total. El ala izquierda y las punteras de ala (derecha e izquierda) quedaron a 170 m del resto de la aeronave.

¹ Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar y fecha del accidente corresponde al huso horario – 3.

El piloto fue despedido de la cabina y falleció. Fue encontrado a 5 m aproximadamente de la aeronave. El accidente ocurrió de día y con condiciones de vuelo visual.

1.2 Lesiones al personal

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	1	–	–
Graves	–	–	–
Leves	–	–	–
Ninguna	–	–	–

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 **Célula:** destruida.

1.3.2 **Motor:** de importancia.

1.3.3 **Hélice:** destruida.



Figura 1. Imagen del planeador accidentado

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

PILOTO		
Sexo	Masculino	
Edad	43 años	
Nacionalidad	Argentina	
Licencias	Piloto privado de avión Piloto de planeador	
Habilitaciones	Monomotores terrestres hasta 5700 kg Planeadores monoplaza Planeadores biplaza Vuelo visual controlado	
Certificación médica aeronáutica	Clase 2	Válido hasta el 31/10/2017

La experiencia de vuelo expresada en horas era la siguiente:

Total de vuelo	1187,0
En los últimos 90 días	4,1
En los últimos 30 días	3,6
El día del accidente	0,4
En el tipo de avión accidentado	441,0

El piloto no registraba antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores. Durante 2015 voló un total de 128 horas en su motovelero y en 2016 un total de 4,3 horas. Este último año fue interrumpido por un período de inactividad de aproximadamente 6 meses, debido a un accidente en moto, ocurrido el 22 de enero del corriente. En esta ocasión sufrió fracturas que exigieron cirugías.

1.6 Información sobre la aeronave



Figura 2. Imagen del planeador accidentado

CÉLULA		
Fabricante	Schempp-Hirth	
Modelo	Ventus CM	
Categoría	Ala fija	
Subcategoría	Motovelero	
Nº de serie	21	
Año de fabricación	1989	
Horas total general	1663	
Horas desde la última recorrida general	No aplica	
Horas desde la última inspección	5	
Certificado de aeronavegabilidad	Clasificación	Estándar
	Categoría	Utilitario
	Fecha de emisión	04/11/2011
	Fecha de vencimiento	Sin fecha de vencimiento
Certificado de matrícula	Propietarios	Particular
	Fecha de expedición	06/12/2011
Peso vacío	308,9 kg	
Peso máximo de despegue/aterrizaje	500,0 kg	

MOTOR	
Fabricante	Solo Rleinmotoren
Modelo	2350 C
Nº de serie	2022
Potencia	26,82 HP
Horas total general	131

Horas desde última recorrida general	17
Horas desde última inspección	5
Habilitado hasta	200

HÉLICE	
Fabricante	Technoflug
Modelo	KS-132-2-S
Nº de serie	005
Horas total general	131
Horas desde última recorrida general	No aplica
Horas desde última inspección	5
Habilitada hasta	31/10/2017

El combustible requerido y utilizado era una mezcla de nafta 98 octanos y aceite. Al momento del accidente tenía 5 litros aproximadamente, equivalente a 3,7 kg, lo cual se determinó mediante el cálculo del consumo desde la última carga.

Los registros de mantenimiento indicaban que la aeronave estaba equipada y mantenida conforme con la reglamentación y procedimientos vigentes.

PESO Y BALANCEO	
Vacío	308,9 kg
Combustible	3,7 kg
Piloto	75,0 kg
Total	387,6 kg
Peso máximo de despegue/aterrizaje	500,0 kg
Diferencia en menos	112,4 kg

Conforme al último registro de peso y balanceo de la aeronave, realizado el 4 de agosto de 2016, los mismos se encontraban dentro de la envolvente de vuelo.

1.7 Información meteorológica

No relevante.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

Se realizaron comunicaciones entre el piloto del planeador y un piloto en tierra que oficiaba de operador de base de comunicaciones. Este poseía un radio VHF aeronáutico tipo “handy”, que era del dueño del planeador. Hubo dos comunicaciones breves, en las cuales no se mencionó ninguna situación anormal.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

El accidente se produjo en una zona rural, a 1700 m al sur del aeródromo de San Carlos de Bolívar, sobre un sembrado de maíz.

Ubicación	Cercanías del aeródromo de Bolívar, provincia de Buenos Aires
Coordenadas	S 36° 12' 25"–W 61° 04' 15"
Superficie	Tierra sembrada
Elevación	94 m sobre el nivel medio del mar



Figura 3. Imagen del aeródromo y del campo donde se produjo el accidente

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

El nivel de destrucción de la aeronave evidencia un impacto a gran velocidad que coincide con la condición suscitada por la pérdida del ala. Esta y las dos punteras de alas se encontraron a unos 170 m del lugar donde impactó el fuselaje. Hubo dispersión de restos en un radio de 10 m donde chocó la aeronave.

El motor estaba almacenado en su compartimento con la hélice plegada en su interior. Los frenos aerodinámicos estaban extendidos sobre las alas. El plexiglás de la cabina se hallaba en su posición de cerrado, destruido y sin evidencia que el piloto hubiera intentado salir de cabina para desplegar el paracaídas. Los anclajes de las alas se encontraban correctamente posicionados y asegurados.



Figura 4. Ilustración de la probable trayectoria de la aeronave



Figura 5. Vista aérea de la zona de impacto y de la dispersión de restos

1.13 Información médica y patológica

Según la autopsia el piloto falleció por el impacto, debido a las lesiones múltiples causadas por el accidente de aviación (politraumatismos).

Como se mencionó anteriormente, el piloto había sufrido un accidente en moto el 22 de enero de 2016, por el cual fue intervenido quirúrgicamente y permaneció en reposo por 30 días. Estuvo alejado de la actividad de vuelo por 6 meses aproximadamente. Esta situación no fue informada al Departamento de Evaluación Médica de la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC), como lo indican las *Regulaciones Argentinas de Aviación Civil (RAAC)*, parte 67 (67.5 “Disposiciones generales referidas a las licencias, certificados de competencia y habilitaciones”), para dar de baja temporal la Certificación Médica Aeronáutica (CMA) vigente.

La JIAAC elaboró un informe sobre los antecedentes médicos del piloto (véase Apéndice I), en el cual se indica que no existe relación entre el accidente en moto y el accidente en el planeador. El piloto contaba con el alta médica. A su vez, al momento del accidente, el piloto consumía tres medicamentos que, según las contraindicaciones, podían ocasionarle disminución del estado de alerta, mareos y desmayos. La autopsia no aportó evidencia al respecto.

El día 20 de octubre de 2016 el piloto realizó el examen médico para obtener la nueva CMA.

1.14 Incendio

No hubo incendio en vuelo o después del impacto.

1.15 Supervivencia

Dada la violencia del impacto, el piloto y su asiento fueron despedidos a 5 m de la cabina. No se pudo evaluar si el cinturón de seguridad y el asiento cumplieron adecuadamente su función.

1.16 Ensayos e investigaciones

En el lugar del accidente se realizó un relevamiento orográfico de la superficie del campo y de las marcas dejadas por la aeronave. Se inspeccionó el área y se encontraron restos de la aeronave (punteras de ala y ala izquierda) a 170 m del impacto principal. También se tomaron fotografías de los restos de la aeronave y del lugar del accidente.

Se controló el ensamble de las alas. Se constató que la toma de los largueros principales y el ensamble estaban debidamente colocados y trabados.

En el lugar del accidente se encontraron los dos semiplanos con los frenos aerodinámicos desplegados. En el semiplano izquierdo que se desprendió, al quedar sus superficies de control libres de movimiento, el efecto aerodinámico de succión sobre el extradós hizo que los frenos se extendieran. En el caso del ala derecha, se corroboró que el freno aerodinámico estaba desplegado antes del impacto, ya que el mismo presentaba deformaciones en el sentido del desplazamiento de la aeronave. Este debió ser accionado por el piloto.

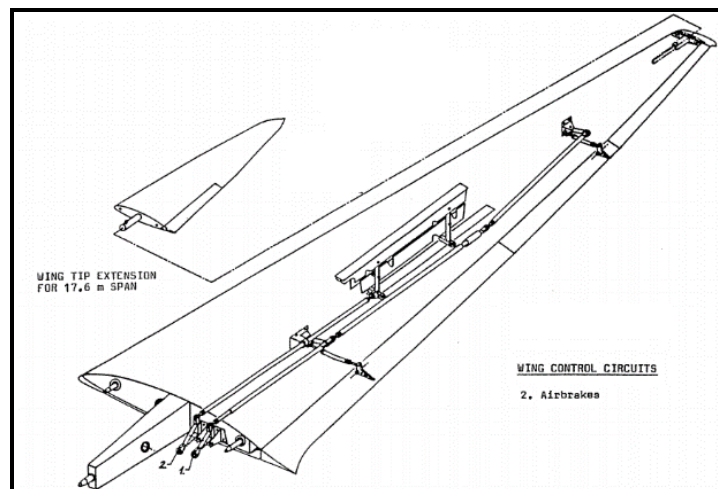


Figura 6. Sistema de accionamiento de los frenos aerodinámicos



Figura 7. Estado de los frenos aerodinámicos posaccidente

También se llevó a cabo un estudio para determinar la trayectoria y el impacto de la aeronave. Esta poseía un sistema de seguimiento (registrador de trayectoria) –marca Cambridge, modelo 301, números de serie 4PT– y una Palm (pantalla indicadora de GPS) –marca Naviter, modelo Oudie, número de serie 201001000353–. Ambos elementos se encontraron totalmente destruidos, aunque se pudieron recuperar las tarjetas de memoria. Las mismas fueron enviadas al representante del fabricante, pero fue imposible obtener datos debido a sus daños.



Figura 8. Estado del equipo posaccidente



Figura 9. Estado destruido del equipo posaccidente

Se solicitó copia de toda la documentación de la aeronave y del piloto. La primera registraba un accidente el día 27/05/2006 en Estados Unidos y su reparación el 27/01/2007.

DATE 19- 2007	ENTER DATA REGARDS INSPECTIONS, ALTERATIONS, REPAIRS OR INFORMATION PERTINENT TO THE HISTORY OF THE AIRCRAFT. ALL ENTRIES MUST BEAR THE SIGNATURE, RATING AND CERTIFICATE NO. OF THE MAKER.
1-27	REPAIRS MADE FOLLOWING LANDING MULTIPLE CRASH-776-RT WING - 2 SECTIONS OF LONG SKINS 30" WIDE LONG EDGE TO SPAN AT 2" INBOARD OF TIP AND ONE AT MIDSPAN 12" WIDE TO SPAN AND SEVERAL SMALL FRACTURES & IMPRESSIONS / LEFT WING - 4 SMALL SECTIONS OF LONG EDGE FRACTURE & SEVERAL SMALL IMPRESSIONS & TEARS / RT WING - SEVERAL IMPRESSIONS / LEFT WING - ALL FRACTURES AT MID SPAN PLAIN LONG TO IMPACTED EDGE INCLUDING CONTROL SURFACE / FUSLAGE FRACTURED ON LEFT SIDE AT VERTICAL STAB / VERTICAL STAB & RUDDER - SEVERAL IMPRESSIONS & TEARS / HORIZONTAL STAB - SEVERAL IMPRESSIONS / - ALL REPAIRS MADE WITH APPROVED MATERIALS, ALL CAPSULES WERE POST-CURED AT 180°F - 18 HRS. CONTROL SURFACES REINSURED WITHIN MASS BALANCE LIMITS, FINISH DOWD - MURPHY / N12ZZ WAS REPAIRED & INSPECTED IN ACCORDANCE WITH CURRENT MAINTENANCE BOOKS OF FAA AND IS APPROVED FOR RETURN TO SERVICE - [REDACTED] REPAIR SIGNATURE [REDACTED]

Figura 10. Descripción de los trabajos de reparación realizados

Esta aeronave, registrada en EEUU bajo la matrícula N12ZZ, no poseía certificado tipo aprobado en dicho país y su certificado de aeronavegabilidad era tipo experimental, categoría *racing*.

La aeronave ingresó a Argentina sin un Certificado de Aeronavegabilidad de Exportación (CAE). De acuerdo con la CA-47-01C y la CA-20-65A, el taller aeronáutico habilitado que realizó la inspección para su matriculación solicitó a la ANAC una excepción al requisito necesario para lograr la misma, ya que la ausencia del CAE se debía a que en el país de exportación la aeronave se encontraba registrada como experimental y no poseía certificado tipo aprobado en dicho país.

La ANAC le otorgó la excepción al requisito y el taller realizó la inspección de mayor magnitud prevista por el fabricante. Dado que no se detectaron desviaciones al certificado tipo N° EASA.A.301 y que la aeronave cumplía los requisitos para operar en forma segura, la ANAC le otorgó un certificado de aeronavegabilidad tipo estándar, categoría utilitario.

Se realizó una segunda inspección de los restos. Se retiró la toma de raíz de los largueros principales izquierdo y derecho, costillas de raíz de ala, juntamente con el brazo de accionamiento del freno aerodinámico del ala izquierda, para realizar un estudio más detallado en el laboratorio.



Figura 11. Tomas de raíz de los largueros principales de ala



Figura 12. Costilla de raíz y brazo de accionamiento del freno del ala izquierda

Se realizó una evaluación primaria de los daños de las tomas de raíz de los largueros principales, las costillas y el brazo de accionamiento del freno en los laboratorios de la JIAAC. Asimismo, tales elementos fueron enviados al laboratorio GEMA de la Universidad Nacional de La Plata, conjuntamente con las dos alas, para realizar un análisis más profundo (véase Apéndice II).

El informe emitido por el laboratorio indicó que la costilla de raíz del ala

izquierda presentaba signos de un aparente proceso de reparación, con agregado de material. Se observó un laminado de fibra de vidrio con escasa resina (baja impregnación del tejido). A su vez, se halló una reparación en el brazo de accionamiento del freno aerodinámico de la misma ala, el cual presentaba una clara sobremonta de soldadura en la unión del refuerzo con el brazo actuador. En esta pieza se observaron indicios de falla progresiva debido a un proceso de fatiga de bajo ciclo, el cual se habría iniciado en la zona de la mencionada reparación y se habría extendido por el contorno de la soldadura. La falla de esta pieza podría haber generado un inadvertido despliegue del freno aerodinámico del ala y provocado un esfuerzo adicional sobre la última.

En el aeródromo de Cañuelas se examinó una aeronave del mismo modelo que la siniestrada, con un número de serie próximo a ella. Mediante el uso de un boroscopio flexible se ingresó por el orificio de la rótula incorporada en la costilla de raíz del ala izquierda. Se observó una terminación superficial de la costilla de raíz diferente, respecto a la costilla del ala izquierda de la aeronave siniestrada. La superficie examinada, por comparación directa, se asemejaba a la superficie del ala que no falló en vuelo (ala derecha) y difería claramente de la costilla del ala que colapsó (ala izquierda).



Figura 13. Imagen de la boroscopia realizada

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave estaba registrada en Estados Unidos con la matrícula N12ZZ, hasta el 28/06/2011. Posteriormente, fue vendida al piloto involucrado en este suceso e importada a Argentina donde fue registrada.

La aeronave era propiedad del piloto y era utilizada para vuelos de aviación general.

1.18 Información adicional

Reglamentación vigente relativa a la pérdida de aptitud psicofísica

Subparte A 1.2 RAAC, parte 67, 3º Edición ANAC 18/11/ 67.5, “Disposiciones generales relativas a las licencias, certificados de competencia y habilitaciones”:

f) Los titulares de certificados de idoneidad aeronáutica, no ejercerán las atribuciones que éstos y las Habilitaciones conexas le confieren cuando tengan conocimiento de cualquier disminución de su aptitud Psicofisiológica que pudiera impedirles ejercer debidamente y en condiciones de seguridad dichas atribuciones.

Los titulares de licencias y/o certificados de competencia, deberán informar el embarazo confirmado o cualquier disminución de su aptitud psicofísica de más de 20 días de duración o que exija tratamiento continuado con medicamentos recetados, y/o que haya requerido tratamiento en hospital. Ante cualquier duda deberán consultar sin demora a la Autoridad Aeronáutica otorgadora de certificados de habilitaciones psicofisiológicas, o cuando:

- (1) Hayan estado internados en un establecimiento sanitario 24 horas o más.
- (2) Hayan soportado intervenciones quirúrgicas o procedimientos invasivos (Ej.: Cateterismos cardíacos, angioplastias, coronarias o de otro tipo, cardioversiones, apertura de abscesos con o sin drenajes, etc.).
- (3) Tuviesen prescripción ocasional o regular de medicación de cualquier tipo.
- (4) Tuviesen indicación de corrección óptica de cualquier tipo, incluida la quirúrgica.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se utilizaron las de rutina.

2 ANÁLISIS

La investigación de accidentes tiene como objetivo esencial determinar tanto los factores desencadenantes como las fallas del sistema subyacentes, como modo de generar recomendaciones eficaces al sistema. Sin embargo, a pesar de todos los esfuerzos en la recolección de información, la investigación no siempre logra acceder a información sólida e incontrovertible para realizar conclusiones confiables y útiles, debiendo recurrir a un análisis de probabilidades, a partir del cual se efectúan las recomendaciones de seguridad operacional.

2.1 Aspectos técnicos-operativos

La información y evidencia recolectada permite afirmar con un grado de certeza que el accidente se habría desencadenado por el desprendimiento del ala izquierda. El presente análisis se orientó a detectar aquellos factores que contribuyeron a la ocurrencia del suceso.

La aeronave ingresó al país sin un CAE, el cual hubiese asegurado que la misma cumplía con los estándares de aeronavegabilidad en su país de origen. Debido a esto, para poder aseverar que la aeronave reunía las exigencias del certificado tipo, la ANAC aplicó la normativa vigente para su certificación y estableció que se le realice la inspección de mayor magnitud prevista por el fabricante.

Sin embargo, los ítems de esta inspección no permitieron descubrir la existencia de una reparación sobre la costilla de raíz del ala izquierda, la cual no es admitida por el fabricante, que afectaba la resistencia estructural de la aeronave. Esta reparación oculta no estaba registrada en ningún informe técnico de reparación, memoria técnica y/o planilla de inspección de conformidad, lo que hacía imposible su conocimiento y correspondiente seguimiento.

Del mismo modo, el brazo actuador del sistema del freno aerodinámico de la misma ala presentaba una reparación que no estaba registrada y, a su vez, presentaba un proceso de fatiga que lo llevó a la rotura.

Si bien se puede afirmar que el desprendimiento del ala se produjo por la falla de la costilla de raíz, no fue posible determinar cuál fue el factor que produjo la misma. Esta pudo ser causada por una maniobra de vuelo dentro de la

envolvente de operación de la aeronave, en tanto al estar la costilla debilitada estructuralmente no habría soportado los esfuerzos, o también por la falla del brazo de accionamiento del freno que habría ocasionado su extensión no intencional, provocando sobre el ala un esfuerzo adicional que no pudo ser soportado por la estructura.

El desprendimiento del ala izquierda generó una asimetría aerodinámica que hizo que la aeronave quede imposibilitada de ser controlada cayendo en espiral. En este contexto el piloto pudo ser sometido a esfuerzos que excedieron su capacidad de respuesta y debido a que la cabina se encontró cerrada y trabada, se puede deducir que el piloto no intentó evacuar la aeronave antes del impacto.

El piloto era el titular de la licencia y, según la información obtenida de los registros de actividad de vuelo en el planeador, el mismo contaba con un nivel de experiencia acorde a las exigencias operativas del vuelo que estaba realizando. La investigación descarta la posibilidad de que el desempeño operativo haya llevado a la aeronave a una actitud de vuelo anormal que finalizara con el desprendimiento del ala izquierda.

Por otro lado, se identificó que en la CMA obtenida por el piloto hubo una desviación a la normativa vigente, en tanto no se notificó un accidente en moto ocurrido previamente a la obtención de dicho certificado.

De acuerdo con la información recolectada no pudo comprobarse ni descartarse la hipótesis según la cual la medicación que el piloto tomaba afectó, y en qué medida, el desempeño operativo del piloto.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

El piloto poseía las licencias y habilitaciones necesarias para efectuar el vuelo.

No pudo reunirse evidencia documental que permitiera confirmar una eventual incapacitación del piloto por causa médica.

La aeronave tenía su certificado de aeronavegabilidad vigente y su documentación reflejaba que la misma era mantenida de acuerdo con la reglamentación en vigencia.

La aeronave registraba un accidente el día 27 de mayo de 2006 en Estados Unidos y su reparación el 27 de enero de 2007.

Tanto el propietario como el taller aeronáutico habilitado que realizó la inspección para la matriculación de la aeronave se ajustaron a los requisitos indicados por la ANAC en la CA-47-01C y la CA-20-65A para cumplir con el certificado tipo N° EASA.A.301 y asegurar que podía operar con seguridad.

Sobre la costilla de raíz del ala izquierda se encontró una reparación no aceptada en el manual de mantenimiento de la aeronave.

El brazo de accionamiento del freno aerodinámico del ala izquierda tenía una reparación y presentaba una falla con signos de fatiga.

La inspección de mayor magnitud prevista por el fabricante para este tipo y modelo de aeronave no hubiese podido detectar la reparación en la costilla de raíz.

No existe documentación técnica que indique la existencia de una reparación en la costilla de raíz de ala ni en el brazo de accionamiento del freno aerodinámico.

3.2 Conclusiones del análisis

En un vuelo de aviación general de entrenamiento, en la fase de crucero, se produjo la pérdida de control de la aeronave producto del desprendimiento del ala izquierda y posterior impacto contra el terreno debido a la combinación de los siguientes factores:

- Rotura de la costilla de raíz del ala izquierda

- Rotura del brazo de accionamiento del freno aerodinámico del ala izquierda.

Condiciones preexistentes

- Reparación de la costilla de raíz del ala izquierda no contemplada por el fabricante.
- Reparación del brazo de accionamiento del freno aerodinámico que presentaba signos de fatiga.

Estas reparaciones no se encontraban registradas en los historiales de la aeronave. La investigación no pudo corroborar, pero tampoco desestimar, que el piloto haya sufrido una incapacitación súbita en vuelo que hubiese provocado que la aeronave adoptara una actitud que sometiera a la aeronave a esfuerzos superiores a los límites estructurales.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Unidad de Planificación y Control de Gestión de la ANAC

- **RSO 1672**

La mejora de la seguridad operacional y la prevención de accidentes se basan, en gran medida, en compartir y difundir los hallazgos encontrados en la investigación de las fallas del sistema aeronáutico debidamente analizadas. Dentro del más amplio contexto del sistema aeronáutico, el personal operativo de primera línea actúa como barrera de contención final que se interpone entre la operación rutinaria y la posibilidad del accidente. Como este accidente lo evidencia, numerosos factores, no siempre evidentes ni intuitivos, actúan en detrimento del más efectivo desempeño del personal operativo como línea defensiva última del sistema. Por ello, se recomienda:

1672-1:

- *Revisar y de ser necesario modificar las previsiones existentes para las inspecciones de matriculación a aeronaves que ingresan al país, las cuales hayan perdido la aeronavegabilidad continuada, con especial énfasis en la observación de la documentación y el establecimiento de inspecciones adicionales a los establecidos por los fabricantes (por ejemplo ensayos no destructivos) para aquellos componentes críticos en las zonas donde no se tiene acceso, como suele suceder en aeronaves de material compuesto.*

1672-2:

- *Difundir este informe entre el personal de inspectores de la Administración Nacional de Aviación Civil a los efectos de aprovechar el potencial de los mismos como agentes multiplicadores de la información.*

APENDICE I

Informe médico aeronáutico y factores humanos y organizacionales

En respuesta a lo solicitado por el investigador a cargo, el asesor médico indicó que, según lo aportado por la documentación que lo avala y las entrevistas realizadas, el piloto se encontraba medicado para dislipemia con:

Medicamento: Niaspan (fue discontinuado por desmayo del paciente).

Composición: ácido nicotínico, tabletas 500, 750 y 1000 mg.

Indicación: se utiliza para bajar el nivel de colesterol en sangre.

Reacciones adversas: poco comunes los mareos y el desmayo.

Medicamento: Gadolip 135.

Composición: ácido fenofibrico 135 mg.

Indicación: se utiliza para disminuir los niveles de triglicéridos en sangre y aumentar el Colesterol HDL. Se utiliza en hipertrigliceridemia severa.

Reacciones adversas: puede causar mareos y cefaleas.

Medicamento: Ezetrol 10 mg.

Composición: Ezetimiba 10 mg.

Indicación: se utiliza para disminuir los niveles elevados de colesterol.

Reacciones adversas: en algunas personas puede inducir mareos, cansancio y dolor de cabeza.

Medicamento: Omacor 1000.

Composición: ácidos grasos omega-3.

Indicación: se utiliza para bajar los triglicéridos en sangre.

Reacciones adversas: de manera poco frecuente puede producir mareos

Análisis

No parece haber relación entre el accidente en moto no declarado por el piloto en el Instituto Nacional de Medicina Aeronáutica y Espacial (INMAE), con el suceso (accidente LV-EDB), ya que su patología traumatológica de rodilla había sido superada y contaba con el alta médica. Si hubiera causado algún trastorno, este hubiera sido para el movimiento de la rodilla operada (movimiento de pedales o abandono de la aeronave en emergencia), pero no hubiese interferido con su performance en vuelo.

El médico tratante suspendió el medicamento Niaspan en el año 2015, debido a que el paciente sufrió un desmayo. Al momento del accidente el último consumía tres medicamentos que, según las contraindicaciones, podían ocasionar disminución del estado de alerta, mareos y desmayo, aunque en un escaso número de pacientes. Teniendo en cuenta el efecto que tuvo el Niaspan en el piloto, podría considerarse que la medicación que tomó en los días previos al accidente probablemente haya provocado que el piloto sufriera una incapacitación súbita en vuelo de carácter médico (reducción o pérdida de la conciencia). No obstante, se trata de una hipótesis y no de un hecho.

La autopsia no aportó pruebas relevantes al respecto. No se comunicaron los resultados de sustancias o medicamentos psicoactivos.

APENDICE II

En el laboratorio GEMA se llevó a cabo un examen profundo de la zona de la costilla de raíz del ala izquierda y se encontró un aparente proceso de reparación de la costilla. Se hallaron signos de agregado de material (fibra de vidrio y resina). El laminado final tenía una textura muy diferente al que presentaba el ala derecha en la misma zona.



Figura 14. Comparación de las costillas de raíz

Sobre la costilla de raíz del ala izquierda se observó claramente un laminado de fibra de vidrio con escasa resina o tejido poco embebido en resina (baja impregnación del tejido).



Figura 15. Detalle del laminado con baja impregnación



Figura 16. Resina que fluyó (aspecto brillante) en la platabanda inferior

El brazo de accionamiento del freno aerodinámico del ala izquierda mostraba una reparación con una clara sobremonta de soldadura en la unión del refuerzo con el brazo actuador. Luego de ser soldada, la pieza fue pintada en la zona donde se reparó, y no presentaba cadmiado que originalmente llevaba la superficie de la pieza.

Se observaron indicios de falla progresiva debido posiblemente a un proceso de fatiga de bajo ciclo, el cual inició en la zona de la mencionada reparación y se extendió por el contorno de la soldadura. La falla de esta pieza generó un inadvertido despliegue del freno aerodinámico del ala y provocó un esfuerzo adicional sobre la última.

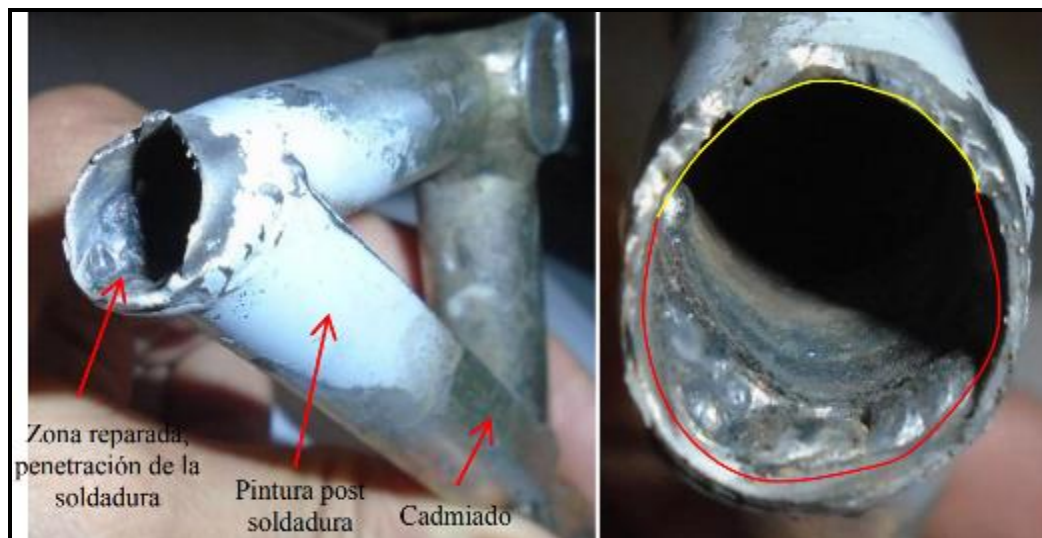


Figura 17. Detalle de la zona reparada, falla progresiva (línea roja), falla final (línea amarilla)

En la zona de la falla progresiva había presencia de óxido de hierro, muy

probablemente por estar expuesta al medio ambiente durante el proceso de propagación de la fisura. Otro indicio de falla progresiva se encontró en el cambio en la coloración del material (material virgen en contacto con el medio ambiente). Esta zona presentaba un color grisáceo, sin brillo, mientras que la zona de falla final era brillante.

Por la manera en que la pieza opera podría suponerse que la falla se inició en la parte inferior de la misma, cerca de la zona reparada (soldadura). Luego la discontinuidad se habría propagado por el borde de la soldadura y hacia arriba, como se muestra en las figuras 17 y 18.

Vale destacar que todo proceso de soldadura deja una zona afectada por la temperatura, en la cual las propiedades del material son distintas a la del resto de la pieza, con un comportamiento más frágil. En la zona de la falla final se observó el punto de arrancamiento (extremo superior). Allí el material presentó un doblez hacia arriba producto de la falla.



Figura 18. Punto de arrancamiento con doblez del material hacia arriba