

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: Zona rural "Los Chañaritos", Pcia. de Córdoba.

FECHA: 16 de Marzo de 2003. HORA: 17:05 HOA aproximadamente

AERONAVE: Avión MARCA: Instituto Aerotécnico MODELO: I.Ae. 46 (Ranquel)

MATRÍCULA: LV-HRX

PILOTO: Licencia de Piloto Aeroaplicador

PROPIETARIO: Privado

NOTA: Las horas están expresadas en Hora Oficial Argentina (HOA) que corresponde al Huso Horario -3

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

El piloto despegó del campo utilizado como base de operaciones, con la aeronave cargada de producto para el tratamiento de un lote de soja.

Al iniciar la tercera pasada realizando aplicación de agroquímicos sobre el cultivo,

el piloto percibió una brusca pérdida de potencia en el motor.

Luego de accionar la descarga de emergencia, se dirigió al aterrizaje en un potrero de alfalfa ubicado a 45°, aproximadamente, a la derecha de su dirección de vuelo.

La aeronave recorrió alrededor de 120 m. en tierra, atravesó un alambrado de un hilo y se internó en un sembrado de soja, donde capotó.

Como consecuencia del accidente el piloto resultó ileso y la aeronave quedó con daños considerados de importancia.

El accidente ocurrió en zona rural, de día y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a las personas

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

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula:

1.3.1.1 Fuselaje: La aeronave quedó invertida, con rotura de parabrisas.

1.3.1.2 Planos: Abolladuras en ambas semialas, montantes de alas con deformaciones permanentes.

1.3.1.3 Empenaje vertical deformado.

1.3.2 Motor: Daños internos, particularmente el cilindro N° 1.

1.3.3 Hélice: Ambas palas dobladas hacia atrás.

1.3.4 Daños en General: De importancia.

1.4 Otros daños

Al accionar la liberación en emergencia del producto, se habrían descargado alrededor de 180 lt. de agroquímico (insecticida) sobre un sembrado de soja, se cortó un alambrado de un hilo y se dañó un área del sembrado, donde quedó detenida la aeronave.

Se produjo también en el lugar del accidente, el derrame de todo el combustible remanente de la aeronave después de capotar, que serían alrededor de 60 Lts.

1.5 Información sobre las personas:

1.5.1 El piloto de 29 años de edad, era titular de las Licencias de Piloto Pri-

vado de Avión y Piloto Aeroaplicador, con Habilitaciones de Aeroaplicación diurna, aviones monomotores terrestres hasta 5700 kg.
Su Aptitud Psicofisiológica Clase I y II se encontraban en vigencia.

1.5.2 Su experiencia de vuelo en horas era la siguiente:

Total:	624.20
Últimos 90 días:	61.70
Últimos 30 días:	40.80
Últimas 24 hrs:	3.30
En el tipo de aeronave:	64.90

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Planeador:

La aeronave es marca Instituto Aerotécnico(I.Ae.) modelo 46,Ranquel. Tenía Certificado de Aeronavegabilidad, clasificación Especial de Categoría Restringida.

Al 16 MAR 03, tenía asentadas 1624.2 horas de TG (Total General) y 893.2 horas DUR (Desde Ultima Recorrida) en su libreta historial de aeronave.

El 20 DIC 02 se le realizó una inspección de 100 horas para rehabilitación anual en el Aero Taller HUAIRA, cuando tenía asentadas 1505.5 horas de TG.

1.6.2 Motor:

La aeronave está equipada con un motor marca Lycoming Tipo O-360-A1A, Número de Serie 6636-36, de 180 HP.

Hasta el 16 MAR 03, tiene asentadas 1572.9 Hs de TG y 893.2 Hs. DUR. Cuando tenía asentadas 1504,5 horas de TG, el 30 NOV 02 se le efectuó una inspección de 100 horas para rehabilitación anual en el Aero taller HUAIRA, en Las Varillas, Provincia de Córdoba.

En el Taller Siper Aviación se había hecho una recorrida a los cuatro cilindros el 10 SEP 02 con recambio de algunos elementos, esmerilado, limpieza, lavado y armado de los mismos.

En la página 84 del Libro Historial de Motor, con fecha 18/DIC/02, aparece una anotación firmada por el Sr. Modesto Molina, Reg. Prof. 910, que dice textualmente: "De acuerdo a Service Instruction 1009 y a la reparación parcial efectuada en SIPER Aviación, este motor debe llevarse a 1500 hs. DUR."

La referida intervención se encuentra avalada mediante la correspondiente Tarjeta de Aprobación de Aeronavegabilidad, Formulario 8130-3.

1.6.3 Hélice:

El motor está equipado con una hélice marca Mc Cauley, bipala metálica, de paso fijo, Modelo 1A200/FA 8241, número de serie de cubo 90649.

1.6.4 Peso y Balanceo al momento del accidente:

Peso Máx. de despegue:	1160,0 Kg
Peso Vacío:	677,0 Kg
Peso Piloto:	85,0 Kg
Peso Combustible (60 litros):	43,2 Kg
Peso Producto (180 litros):	180,0 Kg
Peso Total:	308,2 Kg
Carga Útil:	483,0 Kg

Diferencia: 174,8 Kg en menos.

Al momento del accidente, la aeronave tenía su CG dentro de los límites establecidos por el fabricante.

1.7 Información Meteorológica:

Los datos proporcionados por el Servicio Meteorológico Nacional extraídos de los registros horarios de las estaciones meteorológicas Córdoba Aero y Observatorio Pilar, interpolados al lugar del accidente y visto el mapa sinóptico de superficie de 21:00 UTC consignan: viento de los 090°; velocidad 5 kt; visibilidad: 10 Km; fenómenos significativos: ninguno; nubosidad 3/8 CU 600 mts; temperatura: 27 °C, temperatura punto de rocío: 15.5 °C; presión 1020.7 hPa. y la humedad relativa: 49 %.

1.8 Ayudas a la navegación:

No aplicable.

1.9 Comunicaciones:

No se realizaron comunicaciones con estaciones ATC.

1.10 Información sobre lugar del accidente:

El lugar del accidente está ubicado en la Provincia de Córdoba, en la zona rural de la localidad de "Los Chañaritos" (31° 21.863´ S - 063° 19.579´W).

El lote, que estaba siendo tratado cuando se inició la emergencia es un cultivo de soja y el lugar, que el piloto eligió para aterrizar y donde luego capotó la aeronave, es un campo de alfalfa, cuadrado, de alrededor de 150 m. de lado, contiguo a un sembrado también de soja y, separado de éste por un alambrado de un hilo de 50 cm. de altura.

1.11 Registadores de vuelo:

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto:

Se relevaron marcas en el terreno, correspondientes a la trayectoria en tierra de la aeronave, en una extensión de alrededor de 100 m. con rumbo general NW en el campo de alfalfa.

En su carrera, cortó un hilo de alambre que demarcaba la siembra de soja, recorriendo sobre ésta unos 20 metros, quedando finalmente invertida.

No hubo dispersión de restos, ni partes de la aeronave que se hayan desprendido de la misma antes del accidente.

1.13 Información médica y patológica:

De lo investigado, no surgieron factores médico / patológicos del piloto que pudieran tener incidencia en el accidente.

1.14 Incendio:

No se produjo.

1.15 Supervivencia

El piloto abandonó la aeronave por la puerta de la misma, estando ésta invertida. La cabina no sufrió deformaciones significativas, pero el parabrisas se rompió. El cinturón de seguridad y los arneses no se rompieron y cumplieron adecuadamente con su función.

1.16 Ensayos e investigaciones:

1.16.1 Primer desarme parcial

Se solicitó al Aero Taller Huaira, de la localidad de Las Varillas, el desarme e inspección del motor de la aeronave, a efectos de determinar las causas de la falla.

El mencionado taller retiró la válvula de escape del cilindro N° 1, la que se encontraba rota y agarrotada, con su correspondiente guía de válvula.

1.16.2 Ensayo en laboratorio

Este componente fue remitido al laboratorio ensayos de materiales de LMAASA, para la determinación de las causas de la falla, con el siguiente resultado:

Sobre el vástago de la válvula de escape se observó una fractura de toda la sección circular hueca resistente, ubicada en la base del radio de empalme. El vástago quedó aprisionado en la guía, sin movimiento axial.

El resto del cuerpo no presenta grandes deformaciones y los resortes se encontraron correctamente montados y en estado operativo.

La superficie de fractura de la sección circular hueca revela muchas deformaciones plásticas por impactos reiterados (el pistón golpeó repetidamente el segmento

desprendido de la válvula dentro del cilindro).

Estos daños, si bien enmascaran parcialmente los signos naturales de la causa de la rotura, puede verificarse la influencia de la acción de cargas superiores al límite de resistencia del material, por las características de las deformaciones y marcas mecánicas encontradas.

No se verificó la existencia de poros, grietas, fisuras, indicios de corrosión ni signos de fatiga en la superficie de la válvula, ni otra causa estructural del material que justifique la magnitud de los daños observados.

1.16.3 El material fue identificado como acero inoxidable martensítico endurecido por precipitación (categoría semejante a IAe 52080).

1.16.4 Tanto el combustible, como el aceite del motor no muestran indicios de contaminación ni pérdida de las propiedades físicas.

1.17 Información orgánica y de dirección:

La aeronave es de propiedad Privada y era utilizada comercialmente para la pulverización de agroquímicos.

La empresa, la aeronave y el piloto no estaban inscriptos en el Departamento Trabajo Aéreo de la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas.

1.18 Información adicional:

1.18.1 Fallas similares

Otros antecedentes: se realizó una búsqueda sobre casos anteriores investigados por la JIAAC, en donde se produjo la rotura de válvulas de escape (Disp. 29/94 (LV-NTQ), Disp. 81/95 (LV-HRX), Disp. 36/98 (LV-IHS)).

Vale la pena destacar que la rotura de la válvula de escape del cilindro N° 1 se produjo en el LV-HRX, con otro motor instalado (S/N° L-5257-36) en fecha 18 MAR 94.

En estos casos, las válvulas habían presentado óxidos por alta temperatura, rugosidad superficial del vástago y disminuciones localizadas de la sección por desgaste anormal, factores que contribuyeron a que el material sufriera cambios en su resistencia mecánica que no le permitían resistir las presiones normales de trabajo y por lo tanto colapsaron, o bien se trabaron en sus guías por falta localizada de lubricación.

De acuerdo con los resultados del ensayo de laboratorio, ninguna de las características mencionadas se hallaban presentes, razón por la cual no ha podido comprobarse fehacientemente el origen o inicio de la falla de la válvula, sino únicamente su consecuencia.

No habría una razón identificable para que el vástago de la válvula se trabara en su guía.

1.18.2 El producto que estaba siendo aplicado era una mezcla de Endosulfan y Cipermetrina, insecticida concentrado emulsionable.

1.18.3 La cantidad de producto que el piloto liberó en emergencia, después de haber realizado dos pasadas sobre el campo sería de 180 litros aproximadamente.

1.18.4 En sus declaraciones al personal de la JIAAC, el piloto relató haber percibido, en el comienzo de su tercera pasada sobre el campo a tratar, una pérdida de potencia en el motor, con una caída de las revoluciones que no le permitió superar las 1700 RPM, aún con el acelerador posicionado a pleno.

1.18.5 Los auxiliares en tierra coincidieron en declarar que percibieron el sonido de dos detonaciones y visualizaron la emisión de humo blanco en la posición del avión en que el piloto percibió la falla de motor.

1.18.6 El combustible que se derramó al capotar la aeronave, el consumido después de dirigirse del lugar de despegue al campo, y las dos pasadas sobre el lugar a rociar, sería de aproximadamente 60 litros.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles y eficaces

No se aplicaron nuevas técnicas.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspecto Operativo

De las investigaciones realizadas se desprende que no hubo factores de origen operativo que pudieran haber incidido en el accidente.

2.2 Aspecto Técnico

2.2.1 Descripción de la falla

La caída de RPM del motor, sumada a la pérdida de potencia y la falta de respuesta del motor al posicionamiento del acelerador en toda potencia, además de las detonaciones y emisión de humo blanco, son indicios de la falla de uno de los cilindros del motor, vale decir, de un motor funcionando “en tres cilindros”.

Estos hechos se complementan con la comprobación en tierra, luego de volver el avión a su posición normal: la imposibilidad de giro de la hélice, “clavada” en la posición horizontal en que quedó luego del accidente.

El informe técnico elaborado por el Aero Taller Huaira, determinó como causa de la falla del motor, la rotura de la válvula de escape del cilindro N° 1, y estableció como hipótesis del origen del daño, el agarrotamiento de la válvula contra su guía sin explicar el motivo del trabado del vástago de la válvula en su guía.

El funcionamiento del motor durante algunos instantes en estas condiciones pro-

dujo el agrandamiento del alojamiento de la guía de válvula, el desprendimiento y rotura de la válvula e ingreso de parte de la misma al cilindro, con la consiguiente rotura del cilindro, pistón y bujías.

2.2.2 Antecedentes de mantenimiento.

Si bien no se ha podido identificar un motivo para que el vástago de la válvula se haya trabado en su guía, se puede afirmar con seguridad que el historial del motor revela que desde muchos años atrás al mismo no se le ha realizado un mantenimiento adecuado. Esta afirmación se basa en los datos que contienen las fotocopias del Historial de Motor N° 3 que permiten detectar por ejemplo:

2.2.2.1 Entre los años 1981 y 1990 no se siguió una secuencia lógica de inspecciones 25, 50 y 100 horas, se repitieron algunas y se obviaron otras.

2.2.2.2 El año 1987 no fue oficialmente renovada la habilitación anual por un inspector de aeronaves de la DNA, es decir, no se presentó para rehabilitación, aunque la aeronave tuvo actividad y se le realizó una inspección en un taller aeronáutico.

2.2.2.3 El año 1989 no registra rehabilitación ni inspecciones, pero tampoco preservación o rodaje, se desconoce si tuvo actividad.

2.2.2.4 El año 1990 registra una inspección especial por rehabilitación, pero a partir de allí no se registran inspecciones ni rehabilitaciones hasta el año 1997. No se aplicó el Artículo 41 inciso I del Decreto N°4907/73 respecto a la cancelación de matrícula del avión donde estuvo instalado. Pero pudo no haber estado instalado en ninguna aeronave, este hecho no está registrado en su Historial, no se registró el desmontaje del IA.46 LV-HRZ al cual equipaba de origen y directamente se registró el montaje en el LV-HRX el 12/10/01.

2.2.2.5 Desde el año 1997 hasta la fecha del montaje en el LV-HRX estuvo en depósito con registros anuales de preservación, según SL L 180 A. Todos los registros son realizados con la misma tinta y la misma letra uniformemente.

2.2.2.6 Al mismo tiempo que se montó en el LV-HRX se ingresó el motor en el Programa de Mantenimiento por Condición (PMPC). A partir de esa fecha se registra en el Historial de Motor un ordenado registro de inspecciones de 25, 50 y 100 horas en forma secuencial, pero solamente se indica "de acuerdo con especificaciones y normas del fabricante". Al no haberse registrado las cargas de aceite, no es posible para quienes deben controlar el programa relacionar el consumo con la actividad, saber si hubo variación en el consumo de aceite y si esas posibles variaciones estuvieron dentro de los valores aceptables. Tampoco hay registros asentados de la compresión del motor, ni de las RPM de referencia como lo establece la CA 43-50.

2.2.2.7 Al comienzo del Historial de Motor N° 3 el Inspector de Aeronaves actuante en fecha 23 JUL 76, registra que las habilitaciones, cumplimentando el Plan de Mantenimiento serán válidas hasta llegar a 2679 hs TG y 2000 hs DUR venciendo el 26 JUL 86 (10 años). Por lo expuesto, al accidentarse, el motor hab-

ía cumplido como mínimo 26 ½ años desde su última recorrida general.

2.2.3 Posibles factores que pudieron originar la falla de la válvula.

2.2.3.1 Error durante el armado. Los balancines del motor Lycoming 0-360-A-1-A, son iguales exteriormente los de las válvulas de admisión y los de las de escape, de manera que pueden instalarse cualquiera de ellos en el lugar del otro, sin embargo interiormente el de las de escape posee un canal interior en el cojinete, no visible exteriormente, que descarga al exterior por un agujerito un pequeño flujo de aceite sobre la guía de válvula, lubricando y refrigerando la zona de roce entre el vástago de la válvula y su guía. Si se llegase a colocar un balancín de admisión para accionar una válvula de escape, se la privaría de la lubricación y refrigeración necesarias. Esta posibilidad no fue confirmada o descartada en su momento.

2.2.3.2 En la refrigeración por aire de un motor alternativo, son fundamentales la existencia y la posición de los deflectores. Teniendo en cuenta que en el mismo avión, otro motor tuvo una falla similar en la válvula de escape del cilindro N° 1, sería conveniente revisar el sistema de deflectores para confirmar su existencia y posición correcta.

2.2.3.3 Si bien el combustible y el aceite no habrían estado contaminados, al menos en los últimos tiempos de utilización, los antecedentes descritos en 2.2.2 y sus subpárrafos no permiten descartar totalmente que el aumento de fricción entre el vástago de la válvula y su guía no se haya debido a un depósito de residuo carbonoso, muy común en estos motores y/o a un depósito de plomo proveniente del combustible.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos Definidos

3.1.1 El piloto era titular de la licencia y habilitación que le permitían volar la aeronave, y su aptitud psicofisiológica se encontraba en vigencia para sus licencias de PPA y de Aeroaplicador.

3.1.2 La aeronave poseía Certificado de Matriculación y Certificado de Aeronegabilidad válidos.

3.1.3 De acuerdo con los datos asentados en los libros historiales, tanto el planeador, el motor, como la hélice de la aeronave, tuvieron largos períodos en el que su mantenimiento no fue el adecuado

3.1.4 El peso de la aeronave al momento del accidente era inferior al PMD y el centro de gravedad se encontraba posicionado dentro de los límites establecidos y aprobados en el manual de vuelo.

3.1.5 La Empresa, la aeronave y el piloto no tenían autorización para realizar trabajos aéreos, otorgada por el Departamento Trabajo Aéreo de la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas.

3.1.6 El ensayo de material de la válvula de escape determinó que la rotura de la misma en una zona próxima al asiento, con desprendimiento del segmento fracturado, se produjo por la acción exclusiva de cargas superiores al límite de resistencia del material.

3.1.7 Existen posibilidades no comprobadas que podrían haber provocado el trabado o agarrotamiento del vástago de la válvula de escape del cilindro N^o 1 en su guía.

3.2 Causa

En un vuelo de aeroaplicación, durante la incorporación a una final para rociar una melga, falla de motor y aterrizaje forzoso en un campo de soja con posterior capotaje, debido a la rotura en vuelo de una válvula de escape del motor por motivos no fehacientemente comprobados.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al piloto de la aeronave

Para realizar reglamentariamente trabajo aéreo, debe hacerlo para una empresa autorizada por la DHA (Trabajo Aéreo) quien debe afectarlo ante ese Organismo.

Al propietario de la aeronave:

4.2.1 Realizar el trámite correspondiente de inscripción ante el Departamento Trabajo Aéreo de la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas a fin de obtener la autorización para realizar aeroaplicación.

4.2.2 Evaluar con el personal técnico que reparará el motor los posibles factores expuestos en el párrafo 2.2.3 y sus subpárrafos.

4.3 A la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad

Considerar la posibilidad de analizar los antecedentes y novedades descriptas en el párrafo 2.2.2 y sus subpárrafos.

4.4 A la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas.

Considerar la posibilidad de analizar la novedad descripta en el párrafo 1.17.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes en un plazo nunca mayor de SESENTA (60) días hábiles contados a partir que reciben el Informa Final y la

Disposición que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo.

Disposición Nº 51/02 Comandante de Regiones Aéreas (19JUL 02) publicación de Boletín Oficial del 23 de julio de 2002)

La mencionada información deberá ser dirigida a:
Comisión de Prevención de Accidente de Aviación Civil
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(1104) Capital Federal
o a la dirección Email:

buecrp@faa.mil.ar

BUENOS AIRES, de diciembre de 2003

Investigador Operativo: Ing. Alejandro SANCHEZ.
Investigador Técnico: S.P. Raúl Eladio NARVAEZ.
Corrección Proyecto de Informe Final: Jefe de Del. Córdoba de la JIAAC.

Modificaciones del Informe Final: Director de Investigaciones

Director de Investigaciones

