

# JIAAC | INVESTIGACIÓN PARA LA SEGURIDAD AÉREA

## INFORME DE SEGURIDAD OPERACIONAL

*Matrícula: LV-CEF*

**CAT.: SCF-PP – Fallo o mal funcionamiento de grupo motor**

**FECHA:** 11/02/2015

**LUGAR:** zona rural de Villa Valeria – provincia de Córdoba

**HORA:** 13:15 UTC

**AERONAVE:** Piper PA-36-375



## INDICE:

ADVERTENCIA .....	2
Nota de introducción.....	3
1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS .....	5
1.1 Reseña del vuelo .....	5
1.2 Lesiones al personal .....	5
1.3 Daños en la aeronave .....	6
1.3.1 Célula.....	6
1.3.2 Motor .....	6
1.3.3 Hélice.....	6
1.4 Otros daños.....	6
1.5 Información sobre el personal .....	6
1.6 Información sobre la aeronave.....	7
1.7 Información meteorológica .....	9
1.8 Ayudas a la navegación .....	9
1.9 Comunicaciones.....	9
1.10 Información sobre el lugar del accidente.....	9
1.11 Registradores de vuelo .....	10
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto .....	10
1.13 Información médica y patológica.....	11
1.14 Incendio.....	11
1.15 Supervivencia.....	11
1.16 Ensayos e investigaciones .....	11
1.17 Información orgánica y de dirección.....	15
1.18 Información adicional .....	16
1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces .....	16
2 ANALISIS .....	17
2.1 Factores desencadenantes .....	17
2.2 Los factores de gestión .....	17
3 CONCLUSIONES .....	19
3.1 Hechos definidos.....	19
3.2 Conclusiones del análisis.....	19
4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD.....	21
4.1 Al taller interviniente.....	21
RSO 1625 – TAR 1B-344 .....	21
4.2 A la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC) .....	21
RSO 1626.....	21

## **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.

## Expte. N° 076/15

**ACCIDENTE OCURRIDO EN:** zona rural de Villa Valeria, provincia de Córdoba

**FECHA:** 11 de febrero de 2015

**HORA<sup>1</sup>:** 13:15 UTC (aprox.)

**AERONAVE:** Avión

**PILOTO:** Licencia de piloto aeroaplicador de avión (AER)

**MARCA:** Piper

**PROPIETARIO:** Privado

**MODELO:** PA-36-375

**MATRÍCULA:** LV-CEF

### SINOPSIS

Este informe detalla los hechos y circunstancias en torno al accidente experimentado por la aeronave Piper PA-36-375 matrícula LV-CEF, el 11 de febrero de 2015 a las 13.15 h aproximadamente, en el Lugar Apto Denunciado (LAD) 5082, Villa Valeria, provincia de Córdoba.

El informe presenta cuestiones relacionadas con el mantenimiento del clamp de soporte de la ballesta del tren de aterrizaje, y el desempeño de talleres aeronáuticos, en cuanto al control de calidad de las tareas que desarrollan.

El informe incluye dos recomendaciones de seguridad operacional dirigidas al Taller Aeronáutico y una a la Administración Nacional de Aviación Civil.

---

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

## 1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1 Reseña del vuelo

El día 11 de febrero de 2015 a las 10:15 h, el piloto de la aeronave matrícula LV-CEF arribó al Lugar Apto Denunciado 5082 Villa Valeria, provincia de Córdoba. Allí planificó los dos primeros trabajos de aeroaplicación que iba a realizar esa mañana, realizó la inspección de la aeronave previa al vuelo y efectuó la carga de combustible en los tanques principales de ala y del producto en la tolva.

El piloto realizó un vuelo de aeroaplicación de una hora cincuenta y cinco minutos aproximadamente y regresó nuevamente a su base de trabajo, LAD 5082. El apoyo de tierra realizó la carga de combustible (completando la capacidad total de los tanques de la aeronave) y de 680 litros de producto (insecticida) para aplicar en el próximo vuelo.

A las 13:05 h el piloto despegó con el peso máximo de despegue y niveló con 300 ft aproximadamente. Después de haber navegado alrededor de 10 minutos, próximo al campo de trabajo, se produjo de manera repentina una importante disminución de potencia del motor. El piloto accionó el comando de potencia al máximo pero la falla persistió. Luego, intentó evacuar el producto accionando el mando correspondiente pero no lo logró. Se dispuso entonces a efectuar la aproximación y aterrizaje de emergencia en un campo no preparado que tenía al frente.

El aterrizaje se realizó sin consecuencias físicas para el piloto, pero la aeronave sufrió daños de consideración. El piloto abandonó la aeronave por sus propios medios.

El accidente ocurrió de día y con buenas condiciones meteorológicas.



### 1.2 Lesiones al personal

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	--	--	--

Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	1	--	--

### 1.3 Daños en la aeronave

**1.3.1 Célula:** desprendimiento de la pata derecha del tren de aterrizaje. Rotura del carenado del fuselaje inferior en la zona de unión del ala derecha con el fuselaje. Deformación del recubrimiento del ala derecha (arrugas en el extradós e intradós). Rotura y desprendimiento del sistema de fumigación.

**1.3.2 Motor:** sin evidencia visible de daños externos.

**1.3.3 Hélice:** deformación de las tres palas de la hélice a partir de aproximadamente el 50% de su envergadura hacia la puntera, con una muy leve torsión respecto de su eje longitudinal.



Se consideran de importancia los daños de la aeronave en general.

### 1.4 Otros daños

No hubo.

### 1.5 Información sobre el personal

PILOTO	
Sexo	Masculino
Edad	42 años
Nacionalidad	Argentina
Licencias	Piloto aeroplicador de avión (AER)
Habilitaciones	Aeroplicación diurna, monomotores terrestres hasta 5700 kg, aeronaves de motor alternativo hasta 450 caballos de fuerza.
CMA	Clase: I   Válido hasta: 31/10/2015

Su experiencia en vuelo era:

HORAS VOLADAS	General	En el tipo
Total general	1200 h	110 h
Últimos 90 días	36 h	--
Últimos 30 días	24 h	--
Últimas 24 h	1.9 h	--

El Libro de Vuelo no se encontraba actualizado. El piloto registraba su actividad en una planilla personal computarizada y, previo a foliarlas ante la autoridad de aplicación, las volcaba en el libro correspondiente. Este registro cuenta con información desde el 2 de julio de 2014 hasta el día del suceso. El piloto entregó una copia de las planillas arriba mencionadas.

## **1.6 Información sobre la aeronave**

### **General**

La aeronave es un monomotor terrestre, agrícola, monoplaneo de ala baja, de construcción metálica, fabricada por Piper Aircraft Company en el año 1978. El modelo es PA-36-375, número de serie 36-7802054, monoposto, con tren de aterrizaje fijo tipo convencional. La planta motriz está modificada mediante STC (certificado tipo complementario) SA00014CH con la instalación de un turbo hélice Pratt & Whitney PT6A de 579 ESHP. El peso máximo de despegue y aterrizaje es 2179,2 kg (4800 lb).

### **Célula**

Poseía un certificado de aeronavegabilidad de clasificación especial y categoría restringido, emitido el 18 de agosto de 2010, y un certificado de propiedad y matriculación emitido el 29 de abril de 2010 a nombre del actual propietario.

Según el último Formulario DA 337, del 22 de diciembre de 2014, se le realizó una inspección de 100 h en un taller habilitado para su rehabilitación anual, cuando tenía 9429.7 h de TG (Total General), por lo que estaba habilitada hasta diciembre de 2015.

Al momento del accidente y de acuerdo con los registros de la libreta de historial de aeronave, la célula acumulaba una actividad de 9448.9 h de Total General, sin registros de horas Desde Última Recorrida General (DURG).



## Motor

La aeronave estaba propulsada por un motor marca Pratt & Whitney, modelo PT6A-20, número de serie PC-E- 22284, de 579 ESHP (Potencia Sobre el Eje de Motor).

Según el último Formulario DA 337, del 22 de diciembre de 2014, se realizó en un taller habilitado una inspección de 100 h para su rehabilitación anual, cuando registraba 13554.6 h de TG y 21721 FC (*Flight Cycle*), 3384.3 h de DURG y 3158 FC, por lo que estaba habilitado hasta las 3600 h de DURG.

Al momento del accidente tenía registrado en su libreta historial una actividad de 13573.8 h y 21738 FC de TG, 3403.5 h y 3175 FC de DURG.

## Hélice

El motor estaba equipado con una hélice de tres palas metálicas de paso variable, marca Hartzell, modelo HC-B3TN-3, número de serie BUA- 24394. Tenía un TG desconocido y 117.6 h de DURG. Se encontraba habilitada hasta las 3000 hs. o hasta julio de 2015.

## Peso y balanceo

De acuerdo con la planilla de peso y balanceo remitida por la DA y los datos proporcionados por el piloto, se estimó que el peso de la aeronave al momento del suceso era:

Vacío	1194 kg
Piloto	75 kg
Tolva (producto)	626 kg
Combustible	233 kg
Peso al momento del acc.	2128 kg

## Límites del centro de gravedad:

(de +3530,6 mm a +3610,60 mm para 2177,28 kg)

(de +3530,6 mm a +3726,18 mm para 1451,50 kg)

*La línea de variación va directamente entre los puntos dados.*

Al momento del accidente, se estima que la aeronave tenía su CG a 3624,42 mm del datum.

### **1.7 Información meteorológica**

Según lo expresado por el piloto, las condiciones meteorológicas al momento del accidente eran VMC. Sus apreciaciones concuerdan con lo expresado por el Servicio Meteorológico Nacional. De acuerdo a los datos inferidos de los registros horarios de las estaciones meteorológicas Gral. Pico, Labulaye y Villa Reynolds, interpolados al lugar y fecha del suceso y visto también el mapa sinóptico de superficie de 21:00 UTC, las condiciones eran:

Viento	360 / 14 kt
Visibilidad	10 Km
Fenómeno significativo	Ninguno
Nubosidad	Ninguna
Temperatura	26.2 °C
Punto de rocío	17.3 °C
Presión a nivel medio del mar	1013.0 hPa
Humedad	56 %

### **1.8 Ayudas a la navegación**

No aplicable.

### **1.9 Comunicaciones**

No hubo.

### **1.10 Información sobre el lugar del accidente**

La aeronave realizó su vuelo desde el Lugar Apto Denunciado 5082 Villa Valeria, ubicado 0,5 km al Este de Villa Valeria (coordenadas: 34° 20' 35" S 064° 54' 19" W), provincia de Córdoba. El mismo cuenta con una pista 09/27 de 1030 x 46 m de tierra y una elevación de 276 m.

El aterrizaje de emergencia fue realizado en un campo sembrado con soja a unos diez minutos de vuelo, ubicado 33 km al SE del Lugar Apto Denunciado (rumbo 204°). Las coordenadas geográficas del lugar del suceso son S 34° 36' 58" W 065° 03' 27" y la elevación, 290 m.

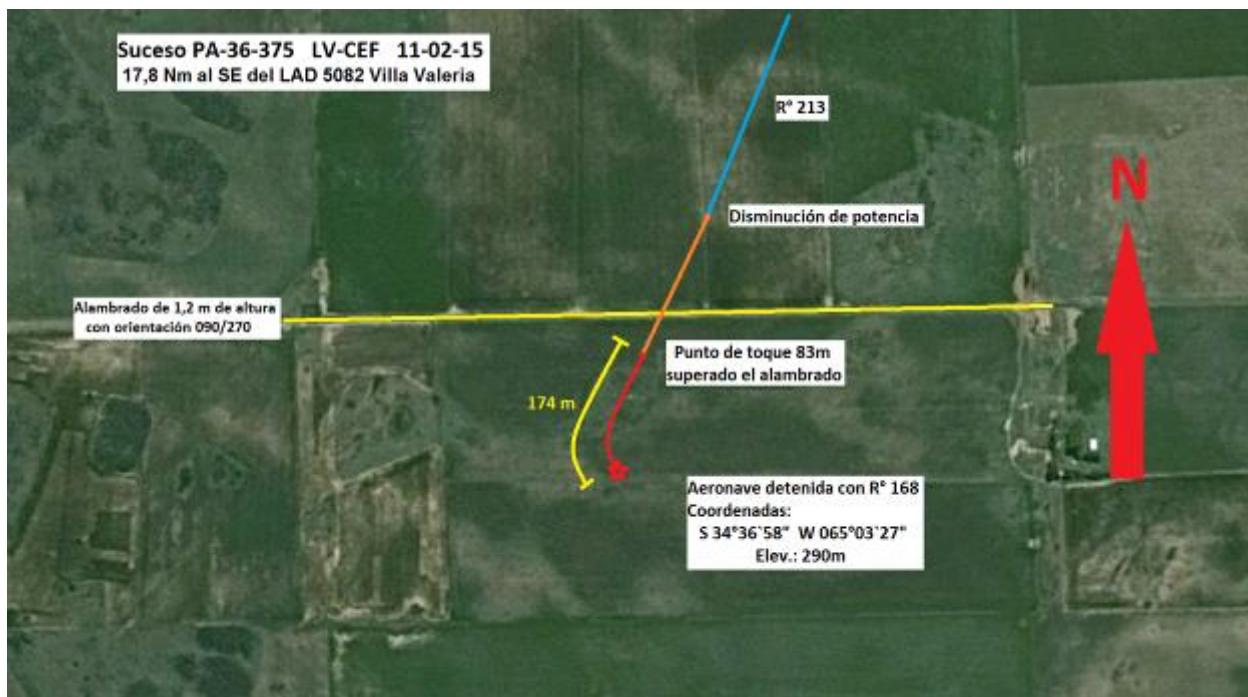


Figura 3: Esquema del lugar del accidente.

### 1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

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

La aeronave aterrizó en un campo sembrado con soja, en el que se pudo observar claramente la trayectoria descrita, desde el primer toque sobre el terreno hasta el lugar donde se detuvo. El primer toque lo realizó a 83 metros de un alambrado. De acuerdo con las huellas encontradas, se pudo determinar que la aeronave entró al campo con las alas niveladas, y que el primer toque fue en 2 puntos. A 48 metros de éste, se observa el toque de la rueda de cola. La aeronave describió en tierra una trayectoria con un leve giro hacia la izquierda. A 159 metros del toque se encontró la pata derecha del tren desprendida de la aeronave. La detención definitiva se produjo a 174 metros del primer toque.

La aeronave se encontró apoyada en el terreno sobre su ala derecha (producto del desprendimiento de la pata derecha del tren principal) y sobre la pata izquierda y rueda de cola. La hélice se encontró con sus 3 palas deformadas desde la puntera y, en sentido de su envergadura hasta aproximadamente el 50%, pudo observarse una leve torsión respecto de su eje longitudinal. Las únicas partes desprendidas de la aeronave fueron la pata derecha de tren principal y el equipo de fumigación (difusores y bombas eólicas).

### **1.13 Información médica y patológica**

No se detectaron evidencias médico-patológicas del tripulante relacionadas con el desencadenamiento del accidente.

### **1.14 Incendio**

No hubo vestigios de incendios en vuelo o después del impacto.

### **1.15 Supervivencia**

Los arneses de sujeción, al igual que el sistema de anclaje del asiento, resistieron los esfuerzos a los que fueron sometidos. El piloto resultó ileso y abandonó la aeronave por sus propios medios.

### **1.16 Ensayos e investigaciones**

Arribados los investigadores al lugar del accidente, se realizaron las siguientes pruebas y comprobaciones:

Se realizó un relevamiento fotográfico y mediciones de las marcas dejadas por la aeronave en el terreno.

Se recorrió el lugar en búsqueda de partes que pudieran haberse desprendido. Se halló la pata derecha del tren principal a 15 metros del lugar de detención de la aeronave.

Se obtuvieron copias de la documentación del piloto.

Se realizaron entrevistas tanto al piloto como al personal de apoyo en tierra.

Se recorrieron las instalaciones desde donde se realizaban las operaciones aéreas (Lugar Apto Denunciado 5082) y se documentó fotográficamente el lugar.

Se desmontaron los carenados superiores de motor y el cono de hélice. Se identificó la aeronave, el motor y la hélice a través de sus placas identificadoras correspondientes.

Se tomaron muestras de combustibles de ambos tanques de alas (izquierda y derecha).

Se registraron las posiciones de los mandos de motor y hélice, los que se encontraron dispuestos en potencia reducida y la hélice, en mínimas RPM.

Se comprobó que los timones de dirección y profundidad mantenían continuidad y libertad de movimiento. Debido a que el ala derecha estaba apoyada en el terreno, no se pudo realizar la comprobación de libre movimiento de los alerones.

Se realizó una inspección visual detallada de los componentes de motor y hélice para determinar evidencias de roturas y/o pérdidas de fluidos pero no se encontraron evidencias visibles.

Se obtuvieron copias de la documentación de la aeronave.

La aeronave está equipada con cuatro *clamps* P/N 98004-00, dos por cada lado de la aeronave. Debido a que su función es contener cada ballesta, soportar y transmitir los esfuerzos generados por el tren de aterrizaje principal al fuselaje, dos *clamps* están instalados en el lado izquierdo del fuselaje central de la aeronave, por entre los cuales pasa la ballesta de la pata izquierda del tren de aterrizaje principal, y los otros dos cumplen la misma tarea del lado derecho de la aeronave.

Se pudo identificar y retirar el *clamp* (grampa) inferior P/N 98004-00, que se fija a la estructura de fuselaje derecho y por donde pasa la ballesta. Éste se encontraba fracturado en un extremo y con una marcada deformación plástica por doblado en el otro extremo, con *ovalización* del agujero alojamiento del bulón de fijación. El vástago del bulón (*bolt* AN12-42A), Piper P/N 401-589, que actúa como elemento de unión ballesta-fuselaje, presentaba en un segmento una marcada deformación plástica permanente del lado de la cabeza, con una gran extracción y con una marcada reducción del diámetro por flexión y tracción.

Se inspeccionaron y compararon los cuatro *clamps*; se observó que el *clamp* defectuoso mostraba un aspecto muy diferente a los otros tres, en particular en cuanto a la protección y terminación superficial, aunque la investigación no pudo encontrar evidencias que fuera reemplazado en los registros técnicos de la aeronave.



Mediante la inspección visual efectuada en el taller, se pudo determinar que la compuerta de vaciado rápido de la tolva estaba abierta y su varillaje, retorcido. De la observación de las marcas dejadas en el terreno, se concluyó que el producto fue expulsado unos 15 metros posteriores al toque de la aeronave sobre el campo y se evacuó en su totalidad en unos 140 metros. No se pudo determinar si la tapa de evacuación del producto (tapa de evacuación de la tolva) se destrabó por acción del piloto o por el mismo movimiento de la aeronave sobre el campo no preparado, ya que la misma sufrió deformaciones durante el impacto contra el terreno.



Se realizó una segunda inspección visual del motor y sus componentes sin detectarse novedades, por lo que se autorizó el traslado a un Taller Aeronáutico de Reparación con habilitaciones y alcances para su inspección y determinación de la falla que ocasionó la posible disminución de la potencia

- Como parte del proceso de investigación, se solicitaron pruebas y ensayos:

Se solicitó a FAdA un informe sobre el estado del combustible perteneciente a la aeronave. El informe indicó el siguiente resultado, *“las muestras de combustible de ambos tanques presentaban las propiedades y características técnicas correspondientes a la categoría kerosene de aviación para el combustible Jet A-1 y se encontraban en estado normal de uso según la norma ASTM D 1655-13.*

Se autorizó el traslado de la aeronave a un Taller Aeronáutico habilitado para continuar con los ensayos e investigaciones y se obtuvo una muestra de aceite de motor de la aeronave, la cual fue remitida al laboratorio para su análisis. Se solicitó a FAdA un informe sobre el estado del aceite perteneciente a la aeronave. El informe indicó el siguiente resultado: *“Análisis de combustible y aceite perteneciente a la aeronave PIPER PA-36-375, matrícula LV-CEF, la muestra de aceite de motor se encontraba en estado normal de uso de acuerdo con la especificación técnica MIL-PRF-23699 REV G y presentaba las propiedades físicas semejantes a aceites lubricantes de uso corriente para motores a turbina como el Turbo Oil 2380 o similar.*

Los clamps fueron remitidos a FAdA para ensayos espectométrico, físico-químico, macrográfico y fractográfico. El informe técnico de FAdA, indica lo siguiente *“CONCLUSIÓN: Tanto el análisis macrográfico como el fractográfico revelan que el extremo del herraje (clamp) se fractura a causa del desarrollo de un frente de grieta por un mecanismo de fatiga del material que llegó a afectar hasta un 80% de la sección resistente previo al desprendimiento del segmento, el cuerpo del bulón se fractura y deforma como consecuencia de la acción de cargas superiores al límite de resistencia del material”*

Técnicos del taller especializado en turbinas aeronáuticas *División Turbo* expidieron, a solicitud de esta JIAAC, el siguiente informe técnico sobre la inspección del motor Pratt & Whitney PT6A-20 número de serie PCE-22284: *“Se observa que no posee*

*instalado el filtro de aire de descarga de compresor, verificándose el cumplimiento del AD 92-15-11. Durante la inspección se observó que el caño de descarga de aire del compresor hacia la Unidad de Control de Combustible estaba cortado, tal como se ve en las fotos adjuntas. Esta rotura puede haber sido ocasionada por fatiga de material. El aire de descarga de compresor que pasa a través de ese caño es una señal que llega a la UCC y que habilita el paso de combustible hacia los inyectores de combustible. La falta de esa señal de aire trae como consecuencia la disminución del flujo de combustible hacia los inyectores, pudiendo llegar al corte del mismo, ocasionando la reducción de potencia del motor (queda en ralentí), pudiendo hasta detener el motor.”*

- Se analizó la documentación técnica de la aeronave y se extrajo la siguiente información de relevancia:

La aeronave fue sometida a una inspección para su rehabilitación anual en el mes de diciembre de 2014. En dicha oportunidad, el taller interviniente generó el FORM 337 correspondiente y adjuntó además la planilla de control de AD y la de componentes con vida límite.

A requerimiento de la JIAAC, el taller puso a disposición una copia de la OT, donde se observó que no hay registro de discrepancias y de acciones correctivas.

La documentación técnica de la aeronave, Piper Pawnee Brave *Service Manual P/N 761 471, Section III, Inspection, Punto E Landing Gear Group* ítem 3, establece que cada 100 horas de vuelo se deben inspeccionar los bulones del tren, remover las abrazaderas, inspeccionar las ballestas en el sector donde apoyan las abrazaderas, e inspeccionar las ballestas por corrosión.

De acuerdo con los registros de mantenimiento proporcionados, OT 144/14 del 10 de diciembre de 2014, en oportunidad de realizarse la rehabilitación anual de la aeronave, se cumplió con la tarea descrita y no se registraron novedades u observaciones en este ítem.

En la *Section VII, LANDING GEAR AND BRAKE SYSTEM* del *Service Manual*, se describe el procedimiento de remoción e instalación del tren de aterrizaje principal y la inspección de sus componentes.

En esta sección se establece que todo el *hardware* asociado debe ser inspeccionado por fisuras, deformaciones, presencia de óxidos y excesivo desgaste.

- Se analizó la documentación operativa de la aeronave y se extrajo la siguiente información de relevancia:

En el Manual de Vuelo de la aeronave “PA36-375 equipped with a PT6A Engine (FAA Approved, Page 16 of 29)” se describen los procedimientos indicados para Detención de Motor durante el vuelo y Aterrizaje con motor detenido, los cuales se transcriben a continuación:

### DETENCIÓN DE MOTOR DURANTE EL VUELO

*Si la detención de motor se produce con el tiempo y la altitud insuficiente para un reencendido, prepárese de inmediato para un aterrizaje de emergencia (ver ATERRIZAJE CON MOTOR DETENIDO).*

*Baje la nariz de la aeronave, compruebe flaps arriba, mantenga la mejor velocidad de planeo (ver VELOCIDADES), y busque una zona de aterrizaje adecuada. Evacúe la carga de la tolva si es necesario.*

*Si la altitud lo permite, intente un reencendido (ver REENCENDIDO) mientras realiza la aproximación para un aterrizaje de emergencia. No disminuya la velocidad. El exceso de velocidad puede extender la aproximación final y aumentar las posibilidades de exceder los límites de la zona de aterrizaje, pero también permitirá maniobrar alrededor de obstáculos en la aproximación final.*

*Si la potencia del motor no se restituye, prepárese para un aterrizaje CON MOTOR DETENIDO.*

### ATERRIZAJE CON MOTOR DETENIDO

*Si el motor falla y la potencia no se puede restituir, evacúe la carga de la tolva, compense la aeronave para una mejor velocidad de planeo sin potencia con flaps arriba y busque una zona de aterrizaje adecuada. Una vez que se encuentre dedicado al aterrizaje, coloque la palanca de condición en apagado. Normalmente, la toma de contacto se debe hacer a la velocidad más baja posible con máxima extensión de flaps. Debido a que los flaps funcionan eléctricamente, colóquelos en posición ABAJO antes de colocar el interruptor principal en apagado. Luego, lleve la bomba auxiliar de combustible, la batería y el interruptor principal, a la posición apagado.*

*Si necesita una distancia de planeo extra y la hélice no está embanderada, coloque la palanca en bandera.*

*Asegúrese de que el arnés de hombro esté bloqueado. No intente girar a baja altura. Si las condiciones lo exigen, abandone la aeronave tan pronto como ésta se detenga*

#### 1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave pertenece a un particular que realiza trabajo aéreo, inscripto conforme la normativa vigente.



### **1.18 Información adicional**

Las RAAC 145, Parte 145.211, Sistema de Control de Calidad indican lo siguiente  
“a) *Un TAR debe establecer y mantener un sistema de control de calidad aceptable para la Autoridad de Aplicación Aeronáutica que asegure la aeronavegabilidad de los artículos sobre los cuales el TAR o cualquiera de sus contratistas realiza mantenimiento preventivo o alteraciones. b) El personal del TAR debe seguir el sistema de control de calidad cuando realiza tareas de mantenimiento, mantenimiento preventivo y/o alteraciones bajo el Certificado del TAR y sus especificaciones de Operación. ....c) Un TAR habilitado debe reparar y mantener actualizado un Manual de Control de Calidad en un formato aceptable para la autoridad aeronáutica que incluya: (II) Realizar una inspección preliminar de todos los artículos a los que se les realiza mantenimiento.(III) Inspeccionar para detectar posibles daños ocultos, todos los artículos que hayan estado involucrados en un accidente antes de que se realice el mantenimiento, el mantenimiento preventivo y/o las alteraciones; (IV) Establecer y mantener la pericia del personal de inspección:.. ”*

### **1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces**

Se realizaron las de rutina.

---

## 2 ANALISIS

El análisis se focaliza en dos elementos centrales: los factores desencadenantes, vinculados fundamentalmente a los aspectos técnicos; y la presencia de otros elementos, fundamentalmente los factores de gestión, que pueden explicar con mayor nivel de profundidad la ocurrencia del evento.

### 2.1 Factores desencadenantes

Las pruebas y los ensayos realizados durante la investigación, permiten determinar que la secuencia del evento fue iniciada por una repentina disminución de la potencia. La inspección realizada sobre el motor (en la que pudo determinarse la falta de continuidad del conducto de P3, que habilita la señal para el correcto funcionamiento de la UCC) conjuntamente con el testimonio del piloto, permiten sostener con razonable grado de certeza esta afirmación.

Sin embargo, y aunque la falla de un motor supone un hecho de potencial impacto grave sobre la seguridad, es razonable plantear que, por sí misma, ésta no constituyó una condición suficiente para desencadenar el accidente, sino en combinación con otros factores técnicos y operativos concurrentes. El Anexo 13, es claro en este sentido, al exceptuar de la propia definición de accidente, las fallas o daños cuando este se limita al motor, su capó o sus accesorios.

Así, es posible señalar que la reducción a ralentí, visto el contexto operativo en el que se realizó el aterrizaje de emergencia, no constituyó en sí mismo un elemento explicativo para el desencadenamiento de un accidente, sino por el posterior colapso de la abrazadera (clamp) del soporte de ballesta de la pata derecha que provocó la pérdida de estabilidad de la aeronave y por lo tanto, los daños importantes relevados en la aeronave.

De acuerdo al informe *fractográfico* practicado sobre la pieza, el colapso se produjo por la presencia de múltiples puntos de corrosión, que afectó hasta un 80% de la sección resistente.

No obstante lo anterior, y teniendo en cuenta que la falla del motor pone de manifiesto una evidente deficiencia de seguridad operacional, encuadre o no por sí misma dentro de la definición de accidente, resulta de evidente relevancia tomar este factor en consideración en el presente informe.

### 2.2 Los factores de gestión

Resulta igualmente evidente que para producirse una falla técnica como la descrita, deben existir deficiencias a nivel de los procesos de mantenimiento.

Al igual que cuando los accidentes son desencadenados por deficiencias en el desempeño operativo, las fallas vinculadas a los aspectos técnicos no pueden constituir una explicación “*per se*”, sino por referencia a otros elementos del sistema. En este sentido, los problemas técnicos que ponen de manifiesto deficiencias de

mantenimiento, son “el síntoma”, pero no “la enfermedad” a los fines de explicar un evento.

Las fallas evidentes en la identificación de múltiples puntos de corrosión en el clamp, tal como se describe en la sección de hechos factuales de este informe, ponen de manifiesto deficiencias en el control de calidad de las tareas de mantenimiento desarrolladas sobre la aeronave.

Teniendo en cuenta que los procesos de gestión y control de las tareas de mantenimiento constituyen una defensa indispensable e indiscutible del sistema aeronáutico, la importancia de mantener niveles aceptables de calidad en la entrega del servicio, resulta evidente y de vital importancia.

Debido a que no pudo identificarse con exactitud el factor que originó el corte en el caño de descarga de aire del compresor hacia la Unidad de Control de Combustible, este fenómeno no puede ser objeto de análisis en mayor profundidad y por lo tanto no se extraerán conclusiones al respecto en esta sección

### 3 CONCLUSIONES

#### 3.1 Hechos definidos

La aeronave poseía los certificados de aeronavegabilidad, propiedad y matriculación en vigencia.

El peso y centrado de la aeronave se encontraban dentro de los límites establecidos por el fabricante.

La inspección realizada sobre el motor indica la falta de continuidad del conducto de P3, que habilita la señal para el correcto funcionamiento de la UCC.

La pata derecha del tren de aterrizaje colapsó debido a la rotura de la abrazadera (clamp) de soporte de ballesta.

Se encontraron evidencias de un frente de grieta en uno de los clamps, por un mecanismo de fatiga del material que llegó a afectar hasta un 80% de la sección resistente previo al desprendimiento del segmento.

El clamp defectuoso mostraba un aspecto muy diferente al de los otros tres.

No se hallaron evidencias de reemplazo de clamps en la documentación de la aeronave.

El piloto poseía las licencias, habilitaciones y registros en conformidad con la reglamentación vigente.

Los procedimientos de emergencia fueron efectuados de acuerdo a los estándares de vuelo de instrucción y calificación correspondientes a las licencias del piloto.

Las condiciones meteorológicas no fueron un factor en la ocurrencia del suceso.

#### 3.2 Conclusiones del análisis

Durante un vuelo de aeroaplicación, en la fase de traslado hacia el lugar de trabajo, la aeronave experimentó una pérdida de potencia del motor que requirió que el piloto efectuara un aterrizaje de emergencia. Durante el desarrollo de esta maniobra, se produjeron daños de importancia en la aeronave debido a:

- Rotura del *clamp* soporte de la ballesta de la pata derecha del tren de aterrizaje, que poseía un frente de fatiga preexistente.

**Condiciones preexistentes:**

- Deficiencias en el control de calidad de los trabajos de mantenimiento que favorecieron la ocurrencia del evento.
  - Frente de fatiga que afectó el 80% de la sección del clamp derecho.
-

## 4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

### 4.1 Al taller interviniente

- **RSO 1625 – TAR 1B-344**

La observancia de los procesos de control de calidad del mantenimiento de aeronaves resulta crítica para la seguridad operacional. A los fines de asegurar que las tareas se realicen conforme a lo establecido en los manuales de mantenimiento, es necesario que las organizaciones de mantenimiento aprobadas cuenten con un sistema de gestión de calidad que supervise sus tareas, y además que este sea efectivo y eficiente. Por lo tanto, se recomienda:

- *Adoptar todas las medidas y cambios necesarios a los efectos de asegurar que los procedimientos de inspecciones y/o control de mantenimiento se lleven de acuerdo bajo las pautas de control de calidad.*
- *Iniciar, con la máxima premura, una revisión de amplio alcance y profundidad del sistema de gestión de la calidad de las tareas de mantenimiento.*

### 4.2 A la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC)

- **RSO 1626**

La supervisión de procedimientos y prácticas de la industria es una de las más efectivas contribuciones de una autoridad de aplicación a la gestión de la seguridad operacional. Por ello, se recomienda:

- *Programar y concretar inspecciones a los TAR involucrados en este suceso, a los efectos de verificar que hayan realizado una revisión de amplio alcance y profundidad, adoptando todas las medidas y cambios necesarios a los efectos de asegurar que los procedimientos de inspecciones o control de calidad en el mantenimiento se lleven de acuerdo a lo establecido en las normas y métodos recomendados.*

---

BUENOS AIRES,