

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

SUCESO OCURRIDO EN: Vuelo a 56 NM aproximadamente, del VOR CBA, Provincia de Córdoba

FECHA: 31 MAY 09

HORA: 14:17 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Piper

MODELO: PA-31T "Cheyenne"

MATRÍCULA: LV-MDG

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase 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 31 MAY 09, a las 08:00 hs en el Aeródromo Rafaela, Provincia de Santa Fe, el piloto realizó la preparación previa al vuelo de la aeronave matrícula

LV-MDG. El vuelo planificado era de aviación general, con destino al Aeródromo San Martín, Provincia de Mendoza, con un acompañante.

1.1.2 El piloto según lo declarado, despegó la aeronave a las 13:23 hs, el ascenso fue normal y alcanzó el nivel de crucero FL 160; durante esta fase de vuelo, percibió dos guiñadas, sin cambios en los indicadores, seguida de un fognazo en el escape del motor izquierdo, realizando el procedimiento de detención del motor en vuelo.

1.1.3 Inmediatamente, el piloto declaró la emergencia, comunicando dicha situación al ACC Córdoba, solicitando dirigirse al Aeropuerto Córdoba / Ing. Ambrosio Taravella (SACO), Provincia de Córdoba, donde realizó la aproximación y aterrizaje con un motor inoperativo, sin otra novedad.

1.1.4 El suceso ocurrió de día y en Condiciones Meteorológicas Visuales (VMC).

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Motor izquierdo: Orificio en el soporte lado derecho, del tubo de gases de escape y otras marcas punzantes. En la turbina de potencia, gran número de álabes dañados con partes ausentes del material constitutivo.

1.3.2 Daños en general: De importancia.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto, de 59 años de edad, poseía la Licencia de Piloto Comercial de Primera Clase de Avión, con habilitaciones para: Vuelo Nocturno, Vuelo por Instrumentos, Remolcador de Planeador, Monomotores y Multimotores terrestres hasta 5.700 kg, LJ 25. Poseía además las Licencias de: Instructor de Vuelo Avión, Instructor de Vuelo Planeador.

1.5.2 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica (Clase II), se encontraba vigente hasta el 30 NOV 09.

1.5.3 De acuerdo con los datos asentados en el Libro de Vuelo del piloto, su experiencia de vuelo en horas era:

Total:	8159.0
Últimos 90 días:	150.0
Últimos 30 días:	50.0
El día del accidente:	1.0
En la aeronave accidentada:	1100.0
Como Instructor de Vuelo:	3700.0

1.5.4 La Dirección de Licencias al Personal de la ANAC, informó que el piloto no registraba antecedentes de accidentes ni infracciones aeronáuticas en su legajo.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

1.6.1.1 Aeronave marca Piper, modelo PA-31T, número de serie 31T-7720065, matrícula LV-MDG, fabricada por Piper Aircraft Corporation, bimotor terrestre, de construcción totalmente metálica, ala baja y tren de aterrizaje tipo triciclo retráctil.

1.6.1.2 Poseía un Certificado de Aeronavegabilidad Estándar, Categoría Normal, emitido el 11 FEB 00 (reemplazado 06 AGO 08), con una Rehabilitación Anual de fecha 06 AGO 08, Certificado de Matrícula y Propiedad en vigencia.

1.6.2 Célula

1.6.2.1 Según el último Formulario DA 337, de fecha 06 AGO 08, se le efectuó a la célula una inspección para su Rehabilitación Anual, registrando 3.654,3 hs de Total General (TG), quedando habilitada hasta el 31 AGO 09.

1.6.2.2 Al momento del accidente, en el Historial de Aeronave registraba 3.764,0 hs de TG.

1.6.3 Motores

1.6.3.1 Motor Izquierdo

1.6.3.1.1 Turbohélice marca Pratt & Whitney, modelo PT6A-28, número de serie PCE-51454, de 620 SHP de potencia y Certificado Tipo E4EA Marinized.

1.6.3.1.2 En el Formulario DA 337, de fecha 06 AGO 08, registraba 3.632,2 hs de TG y 3.616 CS; 1.131,3 hs Desde la Última Recorrida General (DURG) y 1.032 Ciclos (CS); habilitado hasta las 6.102,8 hs de Total General (TG), 3.600 hs Desde la Última Recorrida (DUR) y 1.800 hs de Inspección de Zona Caliente (HSI).

1.6.3.1.3 Se verificaron los datos de la Planilla de Componentes con Vida Límite, con una habilitación de zona caliente hasta las 4.312,5 hs de la aeronave, como así también el cumplimiento del Listado de Directivas de Aeronavegabilidad.

1.6.3.1.4 Según Historial de Motor N° 6, figuraba recorrida general 14 ENE 00 a las 2.502,8 hs de TG.

1.6.3.1.5 Al momento del accidente, de acuerdo al Historial del Motor, el mismo contaba con 3.744,9 hs de TG, 1.241,1 hs DURG, 3.439 CS Totales y 1.155 CS DURG.

1.6.3.2 Motor derecho

1.6.3.2.1 Turbohélice marca Pratt & Whitney, modelo PT6A-28, número de serie PCE-40276, de 620 SHP de potencia y Certificado Tipo E4EA Marinized.

1.6.3.2.2 Según el último Formulario DA 337, de fecha 06 AGO 08, registraba 19.746,9 hs de TG y 20.570 CLS Totales; 1.296,6 hs DURG y 1.166 CS; habilitado hasta 22.048,1 hs de TG, 3.600 hs DUR y 1.800 hs HSI. Se verificaron los datos de la Planilla de Componentes con Vida Límite, con una habilitación de zona caliente hasta las 6.112,5 hs de la aeronave, como así también el cumplimiento del Listado de Directivas de Aeronavegabilidad.

1.6.3.2.3 Según Historial de Motor N° 2, figuraba recorrida general el día 22 JUL 97, a las 18.448 hs de TG.

1.6.3.2.4 Al momento del accidente, de acuerdo al Historial del Motor, el mismo contaba con 19.856,6 hs de TG, 1.405,3 hs DURG, 20.692 CS Totales y 1.289 CS DURG.

1.6.4 Hélices

1.6.4.1 Hélice izquierda

1.6.4.1.1 El motor izquierdo estaba equipado con una hélice tripala, metálica, de paso variable, marca Hartzell, modelo HC-B3TN-EB, número de serie BUA-24362.

1.6.4.1.2 En el último Formulario DA 337, registraba 3.654,3 hs de TG y 176,2 hs DUR, habilitada hasta un DUR de 3.000 hs o AGO 2012 por tiempo.

1.6.4.2 Hélice derecha

1.6.4.2.1 El motor derecho estaba equipado con una hélice tripala, metálica, de paso variable, marca Hartzell, modelo HC-B3TN-EB, número de serie BUA-24375.

1.6.4.2.2 En el último Formulario DA 337, registraba 3.654,3 hs de TG y 176,2 hs DUR, habilitada hasta un DUR de 3.000 hs o AGO 2012 por tiempo.

1.6.5 Peso y centrado de la aeronave

1.6.5.1 De acuerdo con los datos extraídos de la última Planilla de Masa y Balanceo, el peso vacío de la aeronave era de 2.512 kg y con los datos relevados

durante la investigación se establecieron los siguientes pesos, al momento del accidente:

Básico:	2.512 kg
Piloto:	80 kg
Acompañante:	90 kg
Combustible (1.700 lbs):	771 kg
Equipaje:	50 kg
Total al momento del accidente:	3.503 kg
Máximo de Despegue (PMD):	4.100 kg
Diferencia:	597 kg en menos respecto al PMD.

1.6.5.2 Por lo determinado, al momento del accidente, el Peso de la aeronave y el Centro de Gravedad (CG), se encontraban dentro de los parámetros establecidos en la Planilla de Masa y Balanceo, de fecha 19 de febrero de 1992, remitida por la Dirección de Aeronavegabilidad.

1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional (SMN), con datos inferidos, obtenidos de la estación meteorológica del aeródromo Córdoba, interpolados al lugar del accidente y vistos también los mapas sinópticos de superficie de 12:00 y 15:00 UTC, era: Viento: 180º/09 kt; Visibilidad: 10 km; Fenómenos Significativos: Ninguno; Nubosidad: 1/8 CS 6000 m; Temperatura: 13.3° C; Temperatura Punto de Rocío: 1.2° C; Presión a Nivel Medio del Mar: 1026.3 hPa y Humedad Relativa: 44 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

El piloto comunicó la emergencia al ACC Córdoba, solicitando el aterrizaje en SACO y luego solicitó el aterrizaje de emergencia a la TWR CBA. Las comunicaciones se realizaron sin inconvenientes.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

El accidente se produjo en vuelo, a 56 NM aproximadamente, del VOR CBA, próximo a la posición Genas, en la aerovía W6, con FL 160.

1.11 Registadores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre la aeronave y el impacto

Después de producida la falla del motor izquierdo, el piloto realizó el procedimiento de detención de motor, el descenso, aproximación y aterrizaje de

emergencia con un motor inoperativo, sin otra novedad.

1.13 Información médica y patológica

No se establecieron antecedentes médicos / patológicos del piloto, que pudiesen haber influido o tener relación en el suceso.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

1.15.1 Luego que el piloto declaró la emergencia; la TWR CBA activó todos los servicios del Plan de Emergencia del AP CBA, sin novedad.

1.15.2 Una vez aterrizada y detenida la aeronave en plataforma, descendieron el piloto y el acompañante, sin dificultades, por sus propios medios y sin sufrir lesiones.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 En base a las novedades observadas en la inspección visual preliminar exterior del motor izquierdo, se detectó una perforación en el soporte del lado derecho del tubo de gases de escape y otras marcas punzantes de adentro hacia afuera sin llegar a perforar; se desmontaron ambos tubos de escape del motor, observando que la rueda de turbina de potencia presentaba daños en sus álabes.

1.16.2 Fundamentado por las novedades y presumiendo la existencia de daños internos en el motor, se solicitó a un TAR especializado en mantenimiento de este tipo de motores (Habilitación DNA 1B-203), que intervino en el desmontaje del mismo, un Informe Técnico detallando los daños que podrían presentarse durante el desarme.

1.16.3 Durante la inspección del motor izquierdo, por los daños en los álabes de la turbina de potencia, de acuerdo al Manual de Overhaul 3013243, se llevó a cabo el procedimiento para el desarme completo del mismo, determinándose las novedades que a continuación se detallan:

- 1) Desprendimiento de material constitutivo en los cincuenta y ocho álabes de la Turbina del Compresor.
- 2) Detector de partículas metálicas del Sistema de Lubricación sin elementos atrapados.
- 3) Aro de álabes orientadores de flujo con pequeños daños y melladuras.
- 4) Arnés de termocuplas, todos los sensores desintegrados.
- 5) Se inspeccionaron por estado, los inyectores de combustible

encontrándolos en óptimas condiciones.

- 6) Ambas bujías de ignición presentaban algunos depósitos carbonosos, pero su condición general era óptima.
- 7) En el interior de la cámara de combustión del tipo anular de flujo inverso, se verificó algunos puntos focalizados de sobre temperatura.
- 8) Fisura en el tubo o aro difusor.
- 9) Válvula de drenaje de combustible de la cámara sin obstrucciones.
- 10) En la zona Caliente del cuerpo central del motor, se observaron deformaciones y ausencia de material propio de los álabes estatores orientadores de flujo de la Turbina del Compresor.
- 11) En el filtro de lubricación de la Caja de Accesorios se observó la presencia de pequeñas partículas metálicas.
- 12) Álabes de la primera etapa del Compresor Axial de baja presión con sus extremos mellados.
- 13) Campana de álabes de la segunda etapa del Compresor de baja presión, con marcas de leves roces.
- 14) Álabes de la tercera etapa del Compresor Axial de baja presión con deformaciones y desgastes en sus extremos.
- 15) La cuarta etapa del Compresor de alta presión centrífugo, con marcas de rozamiento producidos con la campana que contiene los álabes de la tercera etapa.

1.16.4 Además se verificó, en banco de prueba, el funcionamiento de los inyectores, conjunto de bomba y unidad de control de combustible sin encontrar anomalías.

1.16.5 El informe del TAR concluye: "Del análisis de los elementos dañados se puede asumir un error en la indicación de temperatura de motor (debido probablemente a quemadura o rotura de una o más termocuplas), el cual trajo como consecuencia una operación inadvertida del motor con elevada temperatura de turbina, lo cual a través de varias horas de vuelo produjo un deterioro paulatino, sucesivo y creciente en la zona de turbina, especialmente en los álabes de turbina de compresor y de potencia, lo cual produjo una vibración excesiva del conjunto rotante, que ocasionó los daños observados de rozamiento en la zona de compresor y cojinetes asociados. El colapso final se produjo al romperse uno o más álabes de turbina de potencia, los que arrastraron al resto de álabes de turbina de potencia, produciendo el efecto notado por la tripulación."

1.16.6 Por todo lo expuesto se recomendó al propietario, la revisión del motor derecho, por estimarse la probabilidad de que su condición se encuentre cercana

a provocar una falla similar. Además se sugirió, la revisión completa del sistema de indicación de temperatura de ambos motores y la calibración de sus instrumentos.

1.16.7 De la revisión efectuada al motor derecho, se visualizaron novedades de semejanza con las del motor izquierdo, y la lectura de los indicador de ITT eran en menos 25° C y de Torque 50 Lbs/Ft.

1.16.8 Se verificaron los registros de parámetros de motor de vuelos anteriores, obtenidos en la fase de crucero, asentados por el piloto, como por ejemplo: torque (Tq), temperatura interturbina (ITT), presión de aceite (OP), temperatura de aceite (OT), caudal de combustible (FF), temperatura de aire exterior (AOT), nivel de vuelo (FL), RPM, para ser traspolados a la tabla ECONOMY CRUISE POWER – 1900 RPM – ISA, ISA+10, que se encuentra en el Manual de Vuelo de la aeronave en la Sección 5 – Performances.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era de propiedad de una Sociedad Anónima y se utilizaba para vuelos de Aviación General.

1.18 Información adicional

1.18.1 Las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil (RAAC), en la Parte 91 establecen:

Párrafo 91.403, Generalidades

(a) El Propietario o Explotador de una aeronave es el responsable primario de mantener esa aeronave en condiciones de aeronavegabilidad.

1.18.2 El Manual de Vuelo de la aeronave, en la Sección 3 – Procedimientos de emergencia, establece: (Traducción no oficial)

Falla de Motor durante el Vuelo (Sobre 91 KIAS)

Velocidad.....alcanzar 113 KIAS min.

Control Direccional.....mantener

Motor inoperativo.....identificar y verificar

Encendido en vuelo.....intentar

Si el encendido en vuelo no tiene éxito:

Procedimiento de aseguramiento del motor....completar

Aterrice en el aeropuerto adecuado más cercano

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se utilizaron las de rutina.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos operativos

2.1.1 De acuerdo con los registros del Libro de Vuelo del piloto, el mismo tenía experiencia y adiestramiento en el tipo de aeronave.

2.1.2 En base a las indicaciones en menos, de temperatura de ITT (Temperatura Interturbina) del motor izquierdo, determinadas en el informe del taller; el piloto al momento previo a la falla, no habría podido advertir una anomalía en el motor, de acuerdo con la lectura de este instrumento.

2.1.3 Del análisis del punto 1.16.8, surge que: hubo una diferencia de torque de entre 100 a 250 Lbs/Ft en menos, manteniendo los otros parámetros de motor dentro de los límites, por lo que se infiere que esta situación probablemente, pudo haber advertido al piloto y al personal encargado del mantenimiento de la aeronave, que el motor izquierdo estaba presentando una disminución en sus performances.

2.1.4 De lo declarado y en base al tipo de falla del motor izquierdo, el piloto procedió a la detención del mismo, sin intentar el reencendido en vuelo, completando el procedimiento de acuerdo con lo establecido en el Manual de Vuelo de la aeronave, Sección 3 (Procedimientos de Emergencia); por lo que se apreció que la misma fue resuelta correctamente.

2.2 Aspectos técnicos

2.2.1 Las anotaciones en las respectivas Libretas de Historiales de Célula, Motores y Hélices, como así también la documentación que acompañaba a la última Rehabilitación Anual (Formulario DNA 337), con relación al mantenimiento, reflejaron que el mismo, era el establecido por las instrucciones de aeronavegabilidad continuada del fabricante.

2.2.2 Del informe del motor izquierdo realizado por el Centro de Mantenimiento DNA Nº 1B-203 y su conclusión, se pusieron de manifiesto claras evidencias de operación con elevada temperatura, probablemente, debido a la quemadura o rotura de una o más termocuplas, generando en el instrumental de ITT, una indicación en menos de la real y consecuentemente una operación inadvertida apenas por encima del límite; pero con el adicional que durante varias horas de operación en esas condiciones, produjeron en el motor un deterioro progresivo, con desprendimientos de álabes de los discos rotores, seguido de vibraciones excesivas en todo el conjunto, por arrastre y rozamiento de los mismos, llevando al motor a un colapso final.

2.2.3 Las pequeñas partículas metálicas encontradas en el filtro del sistema de lubricación, provienen de los daños provocados por rozamiento, anteriormente referidos.

2.2.4 Asimismo cabe señalar, que a pesar de la errónea indicación de temperatura, trasladado a una inadvertida operación del motor por encima del

límite, novedad que si se hubiera relacionado comparativamente con otros parámetros de motor como: torque, temperatura y presión de aceite; podrían probablemente, haber indicado al piloto, deficiencias en el funcionamiento del mismo.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto poseía la Licencia y Habilitaciones correspondientes y estaba autorizado para realizar el vuelo.

3.1.2 El mismo tenía experiencia y adiestramiento en este tipo de aeronave.

3.1.3 Las indicaciones de temperatura de ambos motores no eran fidedignas.

3.1.4 Probable operación del motor izquierdo, con temperatura por encima del límite establecido por el fabricante.

3.1.5 Operación de la aeronave, en vuelos anteriores, con probables diferencias de torque.

3.1.6 La aeronave tenía los Certificados de Aeronavegabilidad, Propiedad y Matriculación en vigencia.

3.1.7 El mantenimiento y las inspecciones de la aeronave se ajustaba a los programas determinados por el fabricante y la DA.

3.1.8 El peso y centrado de la aeronave estaban dentro de los límites que establece la Planilla de Masa y Balanceo.

3.1.9 Las condiciones meteorológicas no tuvieron influencia en el suceso.

3.2 Causa

En un vuelo de aviación general, durante la fase de crucero, falla del motor izquierdo, con procedimiento de detención del mismo y posterior aterrizaje de emergencia con un motor inoperativo; debido a probable operación sucesiva del motor, a una temperatura por encima de su límite.

Factor contribuyente

Indicación errónea de ITT (Instrumento Temperatura Interturbina)

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al Propietario de la aeronave

Considerar la necesidad, de optimizar adecuadamente la gestión de administración del mantenimiento de las aeronaves de su propiedad, que realiza el TAR, estableciendo con el RT una relación directa, a los efectos de prever potenciales novedades, permitiendo elaborar las medidas preventivas, correctivas y monitoreo del mantenimiento, operación y seguridad, que en cada caso correspondan; a los efectos de contribuir con la seguridad operacional, prevenir daños personales, materiales y de terceros que pudieran ser afectados.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil, en un plazo no mayor a sesenta (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que la 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
Dto. 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

BUENOS AIRES, de de 2010.

SP Jorge Alberto VENENCIA
Investigador a Cargo

Sr. Daniel BARAFANI
Investigador Operativo

Director de Investigaciones