



Junta de Investigación de
Accidentes de Aviación Civil

Informe Final

MATRÍCULA: LV-JGN

Fecha: 27/04/2014

Lugar: zona rural Deán Funes – provincia de
Córdoba



Ministerio de Transporte
Presidencia de la Nación

INDICE:

ADVERTENCIA	2
Nota de introducción.....	3
INFORME FINAL.....	4
Sinopsis	4
1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS	5
1.1 Reseña del vuelo	5
1.2 Lesiones al personal	5
1.3 Daños en la aeronave	5
1.3.1 Célula.	5
1.3.2 Motores.....	5
1.3.3 Hélices.....	5
1.4 Otros daños.....	6
1.5 Información sobre el personal	6
1.6 Información sobre la aeronave	6
1.7 Información meteorológica	8
1.8 Ayudas a la navegación	8
1.9 Comunicaciones.....	9
1.10 Información sobre el lugar del accidente.....	9
1.11 Registradores de vuelo	9
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	9
1.13 Información médica y patológica.....	10
1.14 Incendio.....	10
1.15 Supervivencia.....	10
1.16 Ensayos e investigaciones	10
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 Introducción.....	17
2.2 Aspectos técnicos - operativos.....	17
3. CONCLUSIONES	21
3.1 Hechos definidos.....	21
3.2 Conclusiones del análisis	22
4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD	23
4.1 Al TAR habilitado interviniente y a los RT responsables técnicos.....	23
4.2 A la ANAC	23
5. REQUERIMIENTOS ADICIONALES	25

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.

INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: zona rural Deán Funes – provincia de Córdoba

FECHA: 27 de abril de 2014

HORA¹: 22:15 UTC (aprox.)

AERONAVE: Avión

PILOTO: Licencia de piloto privado de avión (PPA)

MARCA: Piper

PROPIETARIO: Privado

MODELO: PA-31

MATRÍCULA: LV-JGN

Sinopsis

Este informe detalla los hechos y circunstancias en torno al accidente experimentado por la aeronave LV-JGN, un Piper PA-31, el 27 de abril de 2016, a las 22:15 h (UTC), en cercanías de la ciudad de Deán Funes, provincia de Córdoba.

El informe presenta cuestiones relacionadas con inspecciones de mantenimiento programadas y reglamentarias, así como también con el gerenciamiento de la emergencia, ante una falla de motor.

El informe incluye dos recomendaciones de seguridad operacional dirigidas al taller aeronáutico de reparación, habilitado interviniente y a los Responsables técnicos y Tres recomendaciones de seguridad operacional a la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC).

¹ 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 27 de abril de 2014 a las 21:10 la aeronave LV-JGN, con un piloto y seis pasajeros a bordo, despegó del aeropuerto de Termas de Río Hondo con destino al aeropuerto Río Cuarto en vuelo de navegación. Transcurrido aproximadamente 45 minutos desde el despegue, con una altitud de crucero de 6500 pies, se produjo una falla del motor izquierdo, por lo que el piloto procedió a detenerlo.

Al momento de la falla del motor la aeronave estaba próximo a la localidad de Frías, provincia de Santiago del Estero. Debido a que la pista de esta localidad estaba clausurada, se desestimó como alternativa y el piloto decidió continuar hacia el aeródromo Deán Funes, solicitando al control (ACC) Córdoba que personal policial iluminara la pista, ya que preveía que el aterrizaje se realizaría en condiciones de penumbra.

Ante la evidencia que la aeronave no podía mantener condiciones de vuelo y que el motor operativo se encontraba con los parámetros de temperatura por encima del valor normal para operar (escala roja), el piloto intentó un reencendido sin éxito y finalmente decidió aterrizar en la ruta 60.

Posterior al aterrizaje se produjo una excursión de la ruta con daños importantes en la aeronave.

1.2 Lesiones al personal

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	1	1	--
Ninguna	--	5	

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: el semiplano izquierdo resultó con daños importantes en la puntera de ala, el larguero principal también sufrió una leve deformación, el borde de ataque quedó totalmente destruido, el recubrimiento del extradós con deformaciones en diagonales y el alerón con daños de consideración. Tren de aterrizaje auxiliar de nariz colapsado.

1.3.2 Motores: el motor derecho se desprendió y sufrió daños importantes.

1.3.3 Hélices: una de las palas de la hélice del motor izquierdo, presentó leve dobladura hacia atrás. Ambas palas de la hélice del motor derecho, presentaron dobladuras hacia atrás.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

PILOTO		
Sexo	Masculino	
Edad	44 años	
Nacionalidad	Argentino	
Licencias	Piloto comercial de avión	
Habilitaciones	monomotores y multimotores terrestres hasta 5700 kg	
CMA	Clase: I	Válido hasta: 30/06/2014

La experiencia de vuelo del piloto era la siguiente:

HORAS VOLADAS	General	En el tipo
Total general	462.4 h	--
Últimos 90 días	s/d	--
Últimos 30 días	8.3 h	8.3 h
En el día del accidente	1.3 h	--

1.6 Información sobre la aeronave

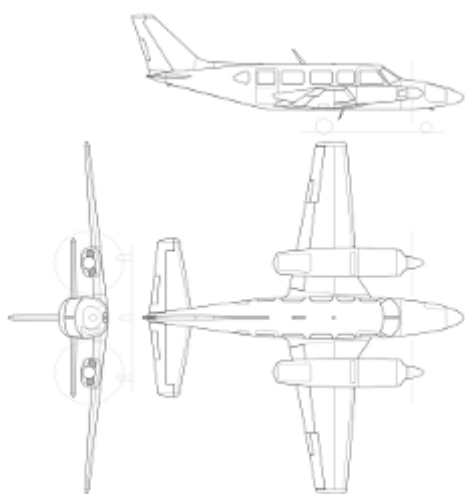


Fig. 1: perfil e imagen del PA-31

AERONAVE		
Marca	Piper	
Modelo	PA-31 Navajo	
Categoría	Ala fija	
Subcategoría	Avión	
Fabricante	Chincul SACAIFI bajo licencia de Piper	
Año de fabricación	1968	
Nº de serie	31-213	
Horas totales(TG)	5245.6 h	
Desde última recorrida general (DURG)	240.7 h	
Desde última inspección (DUI)	14.4 h	
Certificado de matrícula	Propietario	JHG Servicios S.A.
	Fecha de expedición	30 de abril de 2008
Certificado de aeronavegabilidad	Clasificación	Estándar
	Categoría	Normal
	Fecha de emisión	15 de septiembre de 1987
Peso vacío	1918.66 kg	
Peso máximo de despegue/aterrizaje	2948.30 kg	

MOTORES		IZQUIERDO	DERECHO
Marca		Lycoming	Lycoming
Modelo		TIO-540-A1B	TIO-540-S1B
Potencia		310 HP	310 HP
Nº de serie		L-1957-61	L-565-61
Horas totales (TG)		4087.1 h (ver dif)	4295.4 h
Horas desde la última recorrida general		244.4 h	244.4 h
Horas desde la última inspección (DUI)		15.4 h	15.4 h
Habilitado hasta		5647 h	5855 h

HELICES		IZQUIERDA	DERECHA
Marca		Hartzell	Hartzell
Modelo		HC-E2YR-	HC-E2YR-
Nº de serie		CJ-451-E	CJ-780
Horas totales (TG)		5290.8 h	5287.3 h
Horas desde la última recorrida general		57.1 h	64.7 h
Horas desde la última inspección (DUI)		15.4 h	15.4 h
Habilitado hasta		7233.7 h	7219.6 h

1.7 Información meteorológica

Viento	050°/04kt
Visibilidad	10 km
Fenómenos significativos	Ninguno
Nubosidad	3/8 AC 4500 m
Temperatura	16.1 °C
Temperatura punto de rocío	12.3 °C
Presión a nivel medio del mar	1014.8 hPa
Humedad relativa	78%

1.8 Ayudas a la navegación

	Condición de servicio al momento del suceso
Sistema mundial de navegación por satélite (GNSS)	si
Radiofaro no direccional (NDB)	si
Radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia (NBD)	si
Equipo telemétrico (DME)	si
Sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS)	si
Ayudas visuales	si

Información sobre el equipo a bordo de la aeronave

	Condición de servicio al momento del suceso
Sistema de piloto automático	si
Sistema de gestión de vuelo	no
Sistema mundial de determinación de la posición (GPS)	si
Sistema de navegación inercial	no
Mapas/cartas aeronáuticas/placas de aproximación	si

1.9 Comunicaciones

El equipamiento de comunicaciones VHF estaba en servicio y las comunicaciones con el ATC fueron apropiadas a la condición de emergencia de la aeronave. Los registros de comunicaciones del ATC no fueron relevantes para la investigación.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

La aeronave aterrizó con el motor izquierdo inoperativo sobre la ruta nacional 60 (km 838), entre las localidades de Quilino y Deán Funes. Las coordenadas del lugar son 30° 20' 00" S 064° 24' 00" W, con una elevación del terreno de 502 metros sobre el nivel medio del mar.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto



La ruta nacional 60 es asfaltada, de 7 metros de ancho aproximadamente y la banquina tiene 3 m de ancho de cada lado y finaliza en una hondonada de unos 3,5m de profundidad cubierta por arbustos y arboleda autóctona de 2 m de altura.

La aeronave, después del aterrizaje, recorrió unos 120 m sobre la ruta, realizó una guiñada a la izquierda y salió de la ruta. Descendió en una hondonada, donde la horquilla de la rueda de nariz se quebró y quedó a unos cinco metros detrás del avión. Finalmente se deslizó con la nariz apoyada sobre el terreno hasta detenerse con rumbo 120°.

Durante la desaceleración, el plano izquierdo impactó contra diversos arbustos en el recorrido y la parte posterior del fuselaje contra el terreno. El motor derecho se desprendió de sus bancadas y se invirtió en posición y dirección.

El larguero principal del semiplano derecho tuvo una importante deformación.

La toma del larguero secundario del semiplano derecho al fuselaje, resulto separada del avión.

1.13 Información médica y patológica

No se detectaron evidencias médico-patológicas del tripulante relacionadas con la causa y efecto del accidente.

1.14 Incendio

No hubo vestigios de incendio.

1.15 Supervivencia

El piloto y un pasajero sufrieron lesiones leves al golpear sus rostros contra el interior de la aeronave. Todos los ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios.

La regulación aeronáutica para este modelo de aeronave sólo exige cinturones para la cintura de los pasajeros y tripulantes, los mismos actuaron en forma correcta.

1.16 Ensayos e investigaciones

En el lugar del accidente

Debido a la posición y el estado de la aeronave, no se pudo constatar el libre movimiento de la cadena cinemática de las superficies móviles; específicamente la cinemática del control direccional.

En ambos motores se observó aplicación externa de pasta selladora en la unión de los semi-bloques del cárter.

Se verificó que el motor izquierdo no poseía el tubo de salida de los gases de escape del turbo sobre alimentador y que su inexistencia no fue producto del accidente.

La hélice del motor izquierdo no estaba en paso bandera, siendo su calaje el correspondiente a la posición de paso fino para puesta en marcha (startlock).

Los tanques de combustible tenían suficiente combustible remanente en sus depósitos.

Se extrajeron muestras de combustible y aceite.



Imagen de la hélice del motor izquierdo muestra que su posición no corresponde a bandera.

Aeronavegabilidad y Documentación de la aeronave

Se investigó la documentación relacionada con la aeronavegabilidad y mantenimiento de la célula y el motor, detectándose lo siguiente:

El formulario DA 337, no mostró conformidad con ambas libretas de historiales célula y motores (26.3 h en menos con respecto a las asentadas en el formulario. DA 337).

Según la libreta historial de ambos motores, el 13 de diciembre de 2012, se había aplicado la directiva de aeronavegabilidad AD 2011-26-04 "Prevent failure of the fuel injector lines", relacionada con la inspección de los conductos de inyección, reemplazo de los mismos (si fuera necesario) y adecuada sujeción externa.

En la investigación, se vio reflejado en la documentación técnica, el retorno al servicio de la aeronave, mediante el otorgamiento del Form. DA 337, donde se determina que la aeronave es aeronavegable. Tal inspección y certificación no es sustentable con lo observado en los motores durante la investigación.

Ensayos de Taller

Se inspeccionaron los diferentes sistemas de las plantas motrices y hélices, no observándose factores de funcionamiento contribuyentes al suceso excepto las siguientes anomalías significativas en el sistema de inyección de combustible del motor izquierdo:

Corte del conducto de combustible en una zona previamente erosionada.

Erosión en otros tramos de la pared del tubo con alto riesgo de que se produzca una perforación.

Deformación plástica de un conducto de combustible al inyector, probablemente debido a incorrectas manipulaciones que originaron un debilitamiento de la pared y una disminución en la sección del tubo.



Imagen del conducto de combustible al cilindro cortado.

Ensayos de laboratorio

En Los ensayos de laboratorio, realizados en la Fábrica Argentina de Aviones (FADEA), no se identificaron anomalías de contaminación u otros factores en el combustible, relacionadas con la falla del motor.

En el análisis del aceite, se determinó que la turbidez evidente y la descomposición parcial del producto, se debían al prolongado período de uso.

Cálculos de la potencia del motor operativo (Motor derecho número 2)

Se realizó el cálculo de potencia entregado por el motor operativo a 6500 pies de altitud en 2 condiciones de vuelo: la recomendada por el fabricante (condiciones estándar) y la expresada por el piloto durante la emergencia. Las condiciones ambientales representativas del vuelo más desfavorable fue en atmosfera estándar + 10 ° Celsius (ISA+10).

El estudio lo confeccionó un TAR con habilitaciones para motores Lycoming en Argentina (Servicio Autorizado Lycoming – a Textron Company), dando los siguientes resultados.

Potencia Atmosfera Estándar 281 BHP

Potencia Atmosfera Estándar + 10 grados: 278 BHP.

Performances de Ascenso con un (1) motor inoperativo

Se toma en cuenta la tabla de ascenso debido a que en el manual de vuelo no se encuentra una tabla para vuelo recto y nivelado.

La información sobre las performances de ascenso con un motor se obtuvo del Manual de Vuelo:

Altitud de presión	6500 feet
Temperatura (OAT)	12 ° c (ISA+10)
Peso	6250 lbs
Relación de ascenso	200 Feet/Min

Las performances de ascenso con un motor (200 Feet/Min) descriptas anteriormente son logradas solo con las siguientes condiciones:

Velocidad: 110 mph

Presión de Admisión: full throttle (máximo acelerador)

Rpm: 2575 rpm

Flaps de capot:

Motor inoperativo: En bandera

Potencia utilizada en la emergencia (6500 feet - ISA + 10)

A los fines de determinar la disminución de potencia, en la condición establecida durante la emergencia (38 inch MP/2400 rpm), se extrajeron los datos de potencia del Manual del Operador del motor.

38inch MP/2575 rpm:	301 Hp (potencia recomendada)
38inch MP/2400 rpm (potencia estimada a la cual redujo el piloto, dato tomado de la entrevista)	278 Hp (potencia durante la emergencia)
Diferencia	23 Hp.

Procedimientos realizados por el piloto durante la emergencia

[Los procedimientos de emergencia](#) con un motor inoperativo, realizados por el piloto fueron obtenidos de las entrevistas:

Velocidad: 90 a 95 kts.

Potencia del motor operativo: PA (max)/2400 rpm (inicialmente se aplicó PA máxima, luego se redujo para no exceder la temperatura máxima de cabeza de cilindros)

Procedimientos según el manual de vuelo del avión

Puesta en bandera

- 1- mantener dirección y velocidad.
- 2- comando mezcla hacia adelante.
- 3- comando hélice hacia adelante.
- 4- comando de acelerador hacia adelante.
- 5- tren retraído.
- 6- flaps arriba.
- 7- bombas auxiliares encendidas.
- 8- identifique el motor inoperativo.
- 9- identificado, desaceleración del motor inoperativo para constatar.
- 10- comando de hélice motor inoperativo a bandera.
- 11- comando de mezcla motor inoperativo a relantí y apagado.
- 12- bomba auxiliar motor inoperativo cortada.
- 13- magnetos motor inoperativo cortados.
- 14 - flap de capó cerrada en motor inoperativo, a requerimiento en motor operativo.
- 15- carga eléctrica, disminuir para disminución de batería.
- 16 - gestión de combustible, cierre en motor inoperativo y considerar alimentación cruzada.
- 17 - aterrizaje en primer lugar disponible.

Procedimientos de paso en bandera en bimotores livianos (Peso menor a 5700 Kg).

La mayoría de las hélices de velocidad constante y actuadas hidráulicamente por presión de aceite que equipan bimotores livianos, han sido diseñadas de tal manera que las mismas no puedan ser colocadas en bandera debajo de ciertos valores de rpm (típicamente entre 700 a 1000 rpm); esto se debe a que un dispositivo llamado startlock que detiene el paso en su camino a bandera a un valor determinado por el fabricante (en este caso 20°).

Este dispositivo ha sido diseñado para que la hélice tenga un paso mínimo adecuado para la posterior puesta en marcha en tierra; tiene sus implicaciones en

vuelo si el piloto no pasa rápidamente el paso de control de hélice a bandera antes de que se alcance un cierto valor mínimo de rpm. Dicho valor de rpm no está reflejado en el Manual de Vuelo de la aeronave debido a lo siguiente:

En el caso de una detención brusca de motor, la relación de desaceleración puede ser muy rápida y es imperativo que el piloto tome acciones inmediatas de puesta en bandera, antes de que las rpm alcancen la región crítica mencionada.

La utilización de velocidades menores a Vyse (velocidad óptima de ascenso con un motor inoperativo) puede dar lugar, también, a que las rpm caigan a valores correspondientes a startlock y la hélice no pueda ser embanderada.

En estos casos (hélice en molinete – windmilling), la potencia disponible de la aeronave puede ser insuficiente para mantener el vuelo nivelado.

Sacar las palas de paso bandera “reencendido” (motor inoperativo)

- 1 – bomba de combustible, conectada.
- 2- acelerador, abierto ¼ de pulgada.
- 3- comando de hélice, adelante.
- 4- comando de mezcla, rica.
- 5- llave de magneto, conectada.
- 6- arrancador, conectar
- 7- presión de combustible, chequear.
- 8- acelerador, regular para baja potencia hasta que el motor tome temperatura.
- 9- sincronizar hélices.

Aterrizaje con un solo motor:

- 1- cinturones de seguridad y señal de no fumadores, encendida.
- 2 - bombas auxiliares, encendidas.
- 3 - tren de aterrizaje extender a menos de 150 mph - controlar 3 luces verdes.
- 4 - comando de hélice configurar para ascenso 2400 rpm.
- 5- frenos, controlar presión.
- 6 -flaps de alas a requerimiento, extienda a 15° a menos de 152 kts, de 15° a 25° a menos de 130 kts.

1.17 Información orgánica y de dirección

Explotador: La aeronave era propiedad de JHG Servicios SA. y estaba dedicada al

uso particular.

Organización de mantenimiento: El mantenimiento de la aeronave era realizado en San Fernando, provincia de Buenos Aires, en un TAR habilitado.

Servicio de tránsito aéreo: A la solicitud del piloto al ACC de Córdoba para realizar un aterrizaje de emergencia en el aeródromo de Frías, el mismo le notificó que se encontraba clausurado.

Administración del aeródromo: Referente al aeródromo de Frías, el más cercano para realizar el aterrizaje de emergencia, se encontraba clausurado por NOTAN "C" 1274 de fecha 21 ABR 2005 y NOTAN "C" 1876 de fecha 30 OCT 2013. Asimismo el aeródromo de Deán Funes en el cual intentó aterrizar, también se encontraba clausurado por NOTAN "C" 1208 de fecha 12 JUN 2003.

1.18 Información adicional

Puesta del sol y crepúsculo civil vespertino en el lugar del accidente

Se obtuvieron los siguientes datos para determinar las condiciones diurnas o nocturnas a la hora de la ocurrencia del suceso.

Puesta del sol: 21:47 h UTC

Finalización del crepúsculo civil: 22:12 h UTC

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se utilizaron las de rutina.

2. ANALISIS

2.1 Introducción

Debido a las evidencias encontradas y descritas en la sección 1, el análisis se focaliza en dos aspectos centrales. En la determinación de la divergencia encontrada entre la documentación que valida las inspecciones técnicas realizadas y las deficiencias significativas en el sistema de inyección de combustible del motor izquierdo, en tanto factor desencadenante, y el desempeño operativo del tripulante piloto. Ambos aspectos contribuyeron a que la aeronave no pudiera mantener una línea de vuelo recto y nivelado y volara con un gradiente de descenso sostenido hasta el contacto con el terreno.

2.2 Aspectos técnicos - operativos

En la investigación se observaron prácticas subestandar de mantenimiento como el uso de pasta selladora en la unión de los semi-bloques del cárter.

Motor y hélice izquierda

Se observó que la rotura del conducto de inyección de combustible al cilindro número tres del motor izquierdo, fue a causa de una abrasión mutua con la abrazadera de sujeción, producto de las vibraciones por un deterioro del protector de **goma o collar** que los sujeta y separa. A raíz de esta falla, el motor izquierdo tuvo una significativa falla de potencia.

La hélice izquierda estaba en la posición de paso fino (startlock) y se verificó que, en el gobernal no existieron fallas preexistentes de funcionamiento.

Respecto al sistema de combustible, se evidenció marcas de agresión mecánica y deformaciones indeseadas en las líneas de combustible de los inyectores del motor. Lo que representa que la inspección del sistema registrada en los historiales del motor, no estaba conforme a las recomendaciones por el fabricante en la directiva de aeronavegabilidad relacionada. Por lo tanto dicha deficiencia técnica se encontraba tiempo antes de que ocurra el suceso.

Todas estas anomalías tendrían que haber sido detectadas por la defensa que aporta el sistema, como en este caso son las inspecciones anuales, advertencias o Boletines de Servicio **mandatorios n° 342 F** (este último obviado).

Motor y hélice derecha

La inspección de los sistemas del motor derecho evidenció al igual que el motor izquierdo, agresión mecánica y deformaciones indeseadas en las líneas de combustible de los inyectores del motor. No se detectaron otras fallas preexistentes antes del suceso.

La Hélice no evidencio fallas preexistentes.

Así mismo, durante la emergencia de detención de un motor fue agravada ya que no se colocó la potencia en PMC (Potencia Máxima Continua), debido a que el piloto detectó una sobretemperatura en el mismo, optando por reducir potencia y minimizar el riesgo de sobretemperatura y detención del único motor inoperativo.

El motor operativo no pudo alcanzar una potencia adecuada para mantener la aeronave recta y nivelada debido a:

Diferencia de 3 BHP por condiciones ambientales.

El acelerador no se encontraba al máximo (Full Throttle).

RPM aproximadas 2400.

Flaps de capot no se pudo comprobar en posición abierto.

Motor inoperativo no se encontraba en posición Bandera.

Potencia estimada según declaraciones y condiciones ambientales 278 Hp.

Diferencia en menos de 23 Hp con respecto a la potencia máxima según performance teórica.

Piloto

El piloto se encontró durante el vuelo de crucero con una falla del motor izquierdo, ésta produjo una significativa pérdida de potencia y el motor tuvo que ser detenido. Por motivos netamente de performance de la aeronave, la tracción generada por el otro motor, no fue suficiente para mantener el vuelo nivelado, dado que al colocar PMC el motor evidenció una sobretemperatura en los cilindros. Por lo cual el piloto redujo la potencia con el fin de preservar el único motor operativo. En esta configuración de performances la aeronave solo podía mantener un gradiente suave de descenso.

Experiencia del piloto en la aeronave

La actividad que desempeña una persona dentro del sistema aeronáutico se encuentra bajo normativas específicas, el piloto no escapa a tales regulaciones y en su profesión debe cumplir con la instrucción, adiestramiento y entrenamiento (RAAC 61), siendo requisitos que le brindan idoneidad para la operación de una aeronave.

El piloto poseía 8.3 horas de experiencia en esta aeronave, para administrar la emergencia descrita, sumado al factor emocional (verbalizado por el piloto) producto de la presencia de familiares a bordo y presionado por la proximidad a las condiciones de vuelo nocturnas. Es una hipótesis plausible considerar que debido a la experiencia en el tipo de avión, el piloto haya sido superado en la carga de trabajo y gestionado en forma inadecuada la emergencia.

Procedimiento de detención del motor y posterior intento de puesta en marcha

Con un motor inoperativo, algunas aeronaves livianas bimotores tienen serias limitaciones para mantener vuelo nivelado y esto se agrava si la hélice está en molinete (windmilling). El efecto de la hélice en molinete produce una resistencia total muy elevada.

En el lugar del accidente se encontró que el calaje de la hélice izquierda estaba en paso fino, por lo que es una hipótesis probable que haya ocurrido alguno de los dos casos siguientes, o la sumatoria de ambos:

Que la hélice no haya sido puesta en bandera oportunamente al momento de la detención del motor, debido a la posibilidad de que la acción de confirmación de bandera (comando de paso de hélice hacia atrás) no se haya realizado con la suficiente rapidez antes de que las rpm del motor disminuyeran al valor crítico y quedara en la posición de startlock (20°) o que el procedimiento se haya realizado a velocidades menores a la Vyse.

El fabricante establece, en el manual de vuelo, que en caso de falla de motor no se debe mantener velocidades menores a la Vyse, *“pero no alerta en forma enfática sobre las rpm mínimas del motor que aseguren la puesta en bandera”*; lo cual podría alertar al operador sobre las posibles consecuencias.

Como segunda hipótesis se presenta:

Que en el único intento realizado para poner en marcha el motor con falla, al no alcanzar el encendido, la hélice haya quedado en paso fino.

Administración del motor operativo

Una vez detenido el motor izquierdo, el piloto mantuvo un régimen de potencia sensiblemente inferior a lo establecido por el fabricante al no llevar las rpm a su máximo rango de certificación (2570 rpm). Como la temperatura de cabeza de cilindro excedía los valores límites, optó por reducir el acelerador desde su máxima posición a 2400 rpm y manifold 38 inch. Esto se produjo posiblemente por las siguientes razones:

- Potencia elevada con mezcla pobre de crucero (posible omisión de colocar mezcla rica). Las imágenes fotográficas tomadas en el campo, mostraron el comando de mezcla en la mitad del recorrido.
- Baja velocidad de la aeronave (menor a la Vyse).
- Flaps de capot del motor cerrado. Debido a los daños del motor no se pudo comprobar este último punto.

Degradación de las performances

La combinación de los factores operacionales como la hélice en molinete, sobret temperatura del motor operativo que operaba debajo de su máximo rendimiento, peso de la aeronave y actitud a mantener para un vuelo recto y nivelado hizo que la resistencia sea tal que superara la potencia disponible de la aeronave y no pueda mantener vuelo recto y nivelado.

Gestión de la emergencia

Un campo de aterrizaje adecuado debe ser elegido lo antes posible de tal manera de tener el tiempo suficiente para planear y ejecutar un aterrizaje con la mayor seguridad posible.

La primera decisión del piloto, fue realizar un aterrizaje de emergencia en el aeródromo de Frías, dado que éste se encontraba a 20 MN. Para ello el piloto comunicó sus intenciones al ACC de Córdoba y éste le colacionó que dicho aeródromo estaba inoperable, por lo cual se decidió poner rumbo a Córdoba. El piloto en estas circunstancias nota que la aeronave no mantenía línea de vuelo recto y nivelado, sumado a la sobret temperatura del motor operativo, por lo cual decidió dirigirse rumbo al aeródromo de Deán Funes, realizando un pedido a la policía del lugar para que iluminen la pista con sus vehículos.

Debido al deterioro de las performances y la inminente proximidad del terreno, el piloto intentó a baja altura una puesta en marcha del motor izquierdo. La puesta en marcha del motor o reencendido, fue fallida por el desperfecto del sistema de inyección y abandonada por la premura del caso. Esto complicó aún más la resolución del aterrizaje de emergencia y el control de la aeronave.

Ya en condiciones de crepúsculo y al no visualizar como próxima la pista ni las luces citadas y con la aeronave en condiciones de descenso continuo, su decisión final fue un aterrizaje de emergencia en la ruta. Dicho aterrizaje finalizó prácticamente en condiciones nocturnas.

El manual de vuelo no especifica ni hace referencia a las precauciones que se deben tener previo al intento de un reencendido de motor, no obstante se toma como criterio general, que no es recomendable intentar una nueva puesta en marcha a baja altura, por la carga de trabajo que exige el control de los sistemas y el progreso del vuelo.

Finalmente la aeronave hizo contacto con el terreno dentro de los límites de la ruta, pero debido a la falta de iluminación, ancho de la ruta, perdida de referencias externas u otras causas probables relacionadas con el tránsito, posterior al toque la aeronave perdió el control direccional desplazándose hacia la banquina norte y luego de unos 140 mts ingresó a un badén para impactar contra unos arbustos y finalmente detenerse.

3. CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

La aeronave tenía los certificados de aeronavegabilidad y matrícula en vigencia.

Existían discrepancias de las horas TG del form. DA 337 con los historiales.

En la última inspección anual no se habían reemplazado las líneas de conductos de inyección de combustible, en disconformidad con la directiva de aeronavegabilidad correspondiente.

El conducto inyector de combustible al cilindro número tres del motor izquierdo estaba seccionado y la falla del motor se produjo por falta de alimentación de combustible.

El motor izquierdo no estaba en bandera y el calaje de la hélice era el correspondiente a la posición de startlock.

La posición del comando de control de hélice estaba todo adelante (correspondiente a la posición de paso fino).

No se detectaron indicios de mal funcionamiento del motor derecho previo al accidente.

El aceite de ambos motores presentaba turbidez por descomposición parcial y muy bajo nivel en el depósito de ambos motores, correspondiente a la indicación de nivel mínimo.

El combustible que quedó en los depósitos de la aeronave no estaba contaminado y era del grado recomendado.

La aeronave no disponía de arnés de hombros.

El peso y el centro de gravedad de la aeronave correspondían a los límites prescritos.

El ATC proporcionó asistencia pronta y efectiva durante la emergencia.

El piloto poseía la licencia y habilitaciones necesarias para efectuar el vuelo.

No hubo indicios de incapacitación o de factores fisiológicos que afectaran a la actuación del piloto.

Existieron discrepancias en la administración de la emergencia, respecto con lo establecido en el manual de vuelo.

El motor operativo fue comandado para entregar la MCP pero luego se redujo por sobretemperatura.

El manual de vuelo no especifica los valores de rpm mínimos para colocar el comando de paso de hélice en bandera.

3.2 Conclusiones del análisis

En un vuelo de aviación general, en la fase de crucero se produjo una falla del motor 1, lo que ocasionó que el piloto realizara un aterrizaje de emergencia en una ruta con excursión de la misma e impacto con arbustos y el terreno debido a la combinación de los siguientes factores:

- Falla del motor izquierdo en vuelo de crucero, debido al corte del conducto de combustible de inyección al cilindro número 3.
 - Deficiencia en el mantenimiento de la aeronave al no aplicar boletines mandatorios del fabricante que, en este caso en particular, aconsejan una revisión periódica con respecto a las líneas de inyección de combustible a los cilindros del motor.
 - Imposibilidad de colocar potencia máxima en el motor operativo debido a alta temperatura de cilindro.
 - Degradación de las performances de la aeronave, al no poder colocar MCP.
 - Decisión tardía de aterrizaje de emergencia ante la proximidad de condiciones nocturnas.
 - Información insuficiente del fabricante sobre los procedimientos de puesta en bandera.
-

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 Al TAR habilitado interviniente y a los RT responsables técnicos.

Una planificación y ejecución inadecuadas de las inspecciones, reparaciones, alteraciones y reconstrucciones por parte de un TAR, origina una disminución en la calidad de la misma, lo que provoca la ocurrencia de fallas técnicas en los componentes de la aeronave. La aplicación del Boletín de Servicio Mandatorio N°342 F no se sustenta con lo inspeccionado. Este dice: “motores Lycoming con inyección de combustible, referente a las líneas de combustibles de material de acero inoxidable y a las abrazaderas o collares de soportes de las mismas se deben examinar cada 100 h, inspección anual, overhaul y cada vez que sean removidas o inspeccionadas”. Si se hubiera aplicado, hubiesen actuado como defensa eficaz. Por ello, se recomienda:

- *Que los TARs y los RTs asesoren y realicen un exhaustivo control de calidad a los usuarios operadores, informando y comunicando sobre la aplicación de normas, advertencias, recomendaciones, boletines, etc., originadas por el fabricante o autoridad aeronáutica.*

En la documentación técnica se registró la aplicación de la AD 2011-26-04 “Prevent failure of the fuel injector lines”. La misma no sustentó lo visualizado, inspeccionado y analizado por los investigadores y el RT, en los motores inspeccionados. Si se hubiera aplicado, hubiese actuado como una defensa normativa eficaz. Por ello, se recomienda:

- *Que en las inspecciones, reparaciones, alteraciones y reconstrucciones, se desarrolle una planificación y ejecución de calidad, para evitar ocurrencias de errores u omisiones que puedan degradar la aeronavegabilidad de la aeronave.*

4.2A la ANAC

En el proceso de la investigación de accidentes e incidentes de aviación, en lo concerniente a la documentación técnica de las aeronaves emitidas por los TAR, se detectan incongruencias recurrentes de las mismas, por ejemplo: Las Ordenes de Trabajo (OT) tienen transcripto revisiones, verificaciones, descripciones de trabajos, fallas subsanadas, ensayos no destructivos, modificaciones, cambios de accesorios o componentes, etc. Por ello, se recomienda:

- *Revisar y modificar según sea necesario, las pautas que gobiernan la supervisión de los talleres aeronáuticos de reparación a efectos de asegurar que el*

cumplimiento de las actividades de los mismos sea reflejo fiel de las normas y prescripciones vigentes.

- Completar, a la mayor brevedad, una inspección de los talleres a cargo del mantenimiento de la aeronave accidentada, a fin de auditar los respectivos sistemas de gestión de la calidad de cada taller.*
- Revisar los procesos de formación y, fundamentalmente, de control periódico de los operadores de primera línea de mantenimiento, a los efectos de asegurar que poseen las competencias necesarias para el desempeño de sus responsabilidades.*

En aeronaves con bimotores alternativos, en el procedimiento de puesta en bandera de una hélice, la misma puede ser fallida si no se realiza antes de que la hélice alcance un cierto valor mínimo de rpm (típicamente alrededor de 1000 rpm); la hélice puede quedar anclada en paso fino y no pasar a bandera. En el caso de una falla de motor es importante, también, que la velocidad no alcance valores menores a Vyse; esto asegurará que la hélice continúe girando a suficientes rpm para que la puesta en bandera sea exitosa. Por ello, se recomienda:

- Se recomienda a la ANAC desarrollar un documento que alerte a propietarios y operadores de bimotores alternativos livianos, sobre los procedimientos de puesta en bandera, riesgos de vuelo con hélice en molinete y reencendido después de una falla.*

Dado que en los accidentes e incidentes, las distintas fuerzas actuantes producen un movimiento bascular del tronco en el cuerpo de los tripulantes, ocasionando lesiones importantes al impactar con los tableros de instrumental o parantes laterales de la cabina. La protección de seguridad que tienen algunas aeronaves esta limitada únicamente con los cinturones abdominales, siendo de necesidad inmediata la protección con arneses de hombros, y que los mismos le permitan a los tripulantes y pasajeros cuando están sentados y ajustados por los cinturones y arneses, a realizar libremente todas las operaciones del vuelo con comodidad y soltura (RAAC 91.205). Por ello, se recomienda:

- Que las aeronaves civiles pequeñas, que no posean arneses de hombros, tanto sea para tripulantes como pasajeros, se estudie el diseño y se instale dichos arneses, que combinado con los cinturones abdominales tengan un mecanismo de liberación inmediato, siendo una defensa tecnológica de importancia y eficaz, para la seguridad operacional de la aviación civil.*

5. REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas por la Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la AUTORIDAD AERONÁUTICA en un plazo no mayor a sesenta (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Resolución que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo (Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas -19 JUL 02- publicada en el Boletín Oficial del 23 de Julio 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:
Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC) Av. Azopardo 1405, esquina Av. Juan de Garay
(C 1107 ADY) Ciudad Autónoma de Buenos Aires
ó a la dirección Email: info@anac.gov.ar

BUENOS AIRES,

Investigador: Sr. Gonzalo CUETO
Investigador: Sr. Rogelio MARZIALETTI
Investigador: Sr. Roger PERALTA