

JIAAC | INVESTIGACIÓN PARA LA SEGURIDAD AÉREA

INFORME DE SEGURIDAD OPERACIONAL

Matrícula: LV-CZJ

CAT.: SCF-PP – Fallo o mal funcionamiento de sistema/componente (Grupo motor)

FECHA: 15/03/2015

LUGAR: Buta Ranquil/El Portón – provincia de Neuquén

HORA: 21:45 UTC

AERONAVE: ATR 42 320



INDICE:

ADVERTENCIA	2
Nota de introducción.....	3
INFORME FINAL.....	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
1.4 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 incidente.....	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.....	9
1.14 Incendio.....	10
1.15 Supervivencia.....	10
1.16 Ensayos e investigaciones	10
1.17 Información orgánica y de dirección.....	14
1.18 Información adicional	14
1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces	14
2. ANALISIS	15
2.1 Introducción.....	15
2.2 Aspecto técnico.....	15
3. CONCLUSIONES	18
3.1 Hechos definidos.....	18
3.2 Conclusiones del análisis	18
4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD	20

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° 244/15

INFORME FINAL

SINOPSIS

INCIDENTE OCURRIDO EN: ATZ AD Buta Ranquil/El Portón - Neuquén

FECHA: 15 de marzo de 2015

HORA¹: 21:45 UTC

AERONAVE: Avión

PILOTO: TLA (Comandante)/TLA (Copiloto)

MARCA: ATR 42

PROPIETARIO: Privado

MODELO: 320

MATRÍCULA: LV-CZJ

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 15 de marzo de 2015 a las 21:26, la aeronave ATR 42-320, matrícula LV-CZJ, aterrizó en el AD Buta Ranquil/El Portón, provincia de Neuquén, proveniente del AD Neuquén. A las 21:40, la tripulación del ATR puso nuevamente en marcha la aeronave y a las 21:45 despegó con destino a la ciudad de Mendoza.

En la fase de ascenso, luego de haber volado aproximadamente 3 minutos y alcanzando una altitud de 6500 ft, (el AD de partida tiene una elevación de 2853 ft), la tripulación advirtió una caída abrupta a cero de la presión de aceite en el motor izquierdo, confirmada en el panel de alarmas CAP (Crew Alerting Panel).

Procedieron a ejecutar la lista correspondiente, (Engine Oil Low Pressure), la cual indicaba la detención del motor; mientras detenían el motor en momentos en que se dirigían a la vertical del aeródromo de partida, se encendió la alarma de fuego del motor izquierdo por lo que se realizó la lista In Flight Engine Fire or Several Mechanical Damage. Al actuar la Fire Handle la indicación de fuego se extinguió por lo que no hubo necesidad de utilizar agentes extintores.

La tripulación al mando y la de cabina de pasajeros ejecutaron los procedimientos correspondientes para el aterrizaje con un motor inoperativo, y la aeronave aterrizó sin inconvenientes en el AD de partida a las 21:55. Los pasajeros descendieron de la aeronave por la puerta de embarque en forma normal y sin que ninguno de ellos haya sufrido lesiones.

El aterrizaje se realizó durante el Crepúsculo Civil y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones al personal

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	4	34	

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: Sin daños

1.3.2 Motor izquierdo: Daños de importancia (internos). Motor derecho sin daños.

1.3.3 Hélices: Sin daños

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

La tripulación de la aeronave estaba compuesta por piloto, copiloto y dos tripulantes de cabina de pasajeros. Todos ellos poseían sus respectivas licencias habilitantes y certificación médica correspondientes.

Información sobre el piloto

PILOTO		
Sexo	Masculino	
Edad	47 años	
Nacionalidad	Argentina	
Licencias	Piloto TLA Avión, Piloto instructor de vuelo de avión	
Habilitaciones	Vuelo nocturno, vuelo por instrumentos, monomotores y multimotores terrestres hasta 5700kgs, AT72, AT45 y AT43	
CMA clase:	Clase: 1	Válido hasta: 31/08/2015
	Limitaciones: debe usar anteojos con corrección óptica indicada	

La experiencia de vuelo del piloto era la siguiente:

	General	En el tipo
Total general	9225.7 h	S/D
Últimos 90 días:	90.3 h	90.3 h
Últimos 30 días:	25.9 h	25.9 h
Últimas 24 h:	2.6 h	2.6 h
En el día del incidente:	2.6 h	2.6 h

Información sobre el Copiloto

COPILOTO		
Sexo:	Masculino	
Edad:	38 años	
Nacionalidad:	Argentina	
Licencias:	Piloto TLA Avión, Piloto instructor de vuelo de avión	
Habilitaciones:	Vuelo nocturno, vuelo por instrumentos, remolcador de planeadores, monomotores y multimotores terrestres hasta 5700kg, copiloto: SW4, AT72 y AT43	
CMA:	Clase: I	Válido hasta: 30/09/2015
	Limitaciones / observaciones: S/L – S/O	

La experiencia de vuelo del copiloto era la siguiente:

	General	En el tipo
Total general	2690.6 h	S/D
Últimos 30 días:	27.5 h	27.5 h
Últimas 24 h:	2.7 h	2.7 h
En el día del incidente:	2.7 h	2.7 h

1.6 Información sobre la aeronave

Fabricante	Aerospatale/Aeritalia	
Tipo y modelo	42-320	
Nº de serie	257	
Año de fabricación	1991	
Horas totales (TG) / Ciclos	46868.9Hs / 44191FC	
Horas desde última recorrida general (DURG)	N/A	
Horas desde última inspección (DUI)	1.5Hs, 4FC	
Certificado de aeronavegabilidad	Clasificación	Estándar
	Categoría	Transporte
	Fecha de emisión	14/NOV/2012
Certificado de matrícula	Propietario	Privado
	Fecha de expedición	10/ENE/2013
Peso vacío	11116 Kg	
Peso máximo de despegue / aterrizaje	16700 kg	

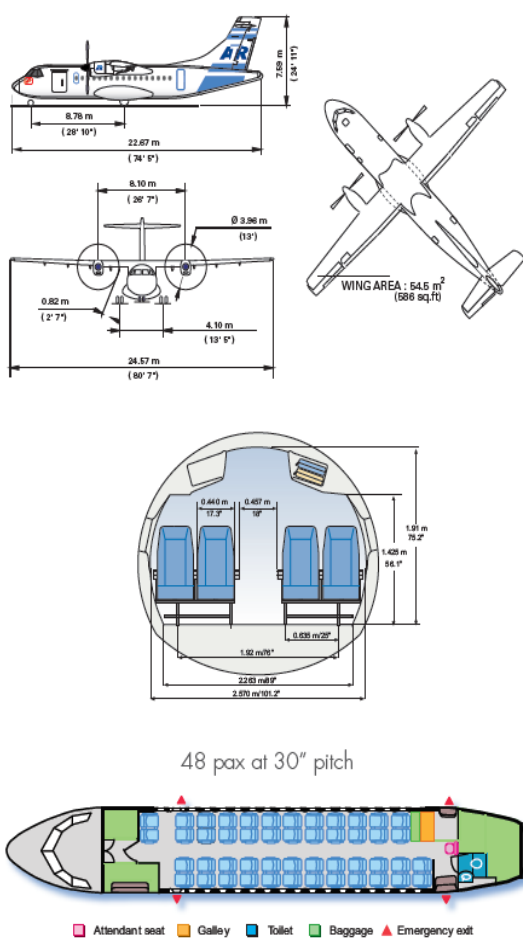
El ATR 42 Es una aeronave biturbohélice de ala alta, diseñada para el transporte comercial regional de corto alcance, con la posibilidad de operar en pistas no

preparadas. La versión inicial voló por primera vez en 1984 y se destaca por su bajo costo operativo.

El ATR 42-320 es una variante del ATR – 300, equipada con motores más potentes con el objeto de mejorar las prestaciones en lugares cálidos y altos.

ATR 42-320

ATR 42-320



Standard configuration	48 seats
Engines Pratt & Whitney Canada	PW121
Take-off power	1,900 SHP
Take-off power - One engine	2,100 SHP
Max continuous	1,900 SHP
Max climb	1,700 SHP
Max cruise	1,700 SHP
Propellers Hamilton Standard	14 SF-5
Blades, diameter	4, 3.96 m - 13 ft
Weights	
Max take-off weight (basic)	16,700 kg - 36,817 lb
Max take-off weight (option 1)	16,900 kg - 37,257 lb
Max landing weight (basic)	16,400 kg - 36,155 lb
Max zero fuel weight (basic)	15,200 kg - 33,510 lb
Max zero fuel weight (option)	15,540 kg - 34,259 lb
Operational empty weight (Tech. Spec.)	10,290 kg - 22,685 lb
Operational empty weight (Typical in-service)	10,900 kg - 24,030 lb
Max payload (at typical in-service OEW)	4,640 kg - 10,229 lb
Max fuel load	4,500 kg - 9,921 lb
Airfield performance	
Take-off distance	
➤ Basic - MTOW - ISA - SL	1,041 m - 3,415 ft
➤ Option - MTOW - ISA - SL	1,068 m - 3,504 ft
➤ TOW for 300 Nm - Max pax - SL - ISA	1,026 m - 3,366 ft
➤ TOW for 300 Nm - Max pax - 3,000 ft - ISA +10	1,222 m - 4,009 ft
Take-off speed (V2 min @ MTOW)	108 KCAS
Landing field length (FAR25)	
➤ Basic MLW - SL	1,030 m - 3,379 ft
➤ LW (max pax + reserves) - SL	1,008 m - 3,307 ft
➤ Reference speed at landing	103 KIAS
En-route performance	
Optimum climb speed	160 KCAS
Rate of climb (ISA, SL, MTOW)	1,320 ft/min
Time to climb to FL170	14.8 min
One engine net ceiling (95% MTOW, ISA +10)	10,940 ft
Max Cruise speed (95% MTOW - ISA - Optimum FL)	270 KTAS - 500 km/h
Fuel flow at cruise speed	584 kg/hr - 1,287 lb/h
Range with max pax	459 Nm
200 Nm Block Fuel	495 kg - 1,091 lb
200 Nm Block Time	55.9 min
300 Nm Block Fuel	676 kg - 1,490 lb
300 Nm Block Time	79.3 min

1.6.1 Motores: la aeronave estaba equipada con 2 motores, marca Pratt & Whitney Canadá, modelos PW121, de 2100 SHP de potencia.

1.6.2 Hélices: La aeronave estaba equipada con 2 hélices marca Hamilton Standard, modelo 14SF5, de cuatro palas y paso variable.

1.7 Información meteorológica

No relevante.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No aplicable.

1.10 Información sobre el lugar del incidente

El despegue y el aterrizaje se realizó en el AD Buta Ranquil/El Portón, privado, no controlado, que posee una pista de asfalto de 1790 m de largo por 23 de ancho, con ayudas visuales.

Las coordenadas del lugar son 37° 11' 33" S - 069° 37' 17" W y la elevación de 870 m (2853 ft).

1.11 Registradores de vuelo

No se realizaron las lecturas de los equipos FDR y CVR, por el tipo de suceso.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

El incidente fue producto de una falla interna en el motor izquierdo, lo cual obligó a la tripulación a ejecutar los procedimientos de emergencia que el caso preveía, los cuales fueron ejecutados de forma correcta por lo que la aeronave aterrizó sin ningún inconveniente en el aeródromo de partida.

Por lo anteriormente expuesto la aeronave no sufrió daños.

1.13 Información médica y patológica

No se detectaron evidencias médico-patológicas de los tripulantes relacionadas con la causa del incidente.

1.14 Incendio

No se produjo incendio. Se observó en el motor N° 1, detenido en vuelo, signos de alta temperatura, afectando en zonas puntuales la protección y aislación de algunos conductores eléctricos. Se apreció cambio de coloración en la parte interna del carenado lateral de motor, sin afectar la pintura exterior. No hubo necesidad de utilizar los agentes extintores del motor.



1.15 Supervivencia

Los tripulantes y pasajeros desembarcaron de la aeronave sin novedad.

1.16 Ensayos e investigaciones

Al arribo de los investigadores la aeronave se encontraba estacionada a un costado de la pista.



Vista de la A/N. Posterior al aterrizaje del suceso

Se realizó una inspección general de la aeronave tanto del exterior como del interior, para conocer su estado general, registrando fotográficamente lo encontrado.

Se realizaron entrevistas con los tripulantes para conocer los detalles del suceso y se focalizó la atención en la condición del motor izquierdo.

Se realizó una inspección visual detallada del exterior del motor izquierdo, donde se encontraron los siguientes hallazgos:

El tubo de envío de aceite a presión para la lubricación de los rodamientos N° 6 y 7, (corresponde a la zona de turbinas), se encontró no contenido en su alojamiento, (presumiblemente desprendido desde el interior del motor); con la posibilidad de ser movido en forma manual y con clara evidencia de haber estado sometido a altas temperaturas, más allá de las temperaturas propias de trabajo.

El tubo de venteo para el aceite que lubrica los rodamientos N° 6 y 7 también se encontró en las mismas condiciones que el tubo de envío de presión.

Tubo de
venteo de
aceite suelto
en el motor
izquierdo



Sectores de la manta de aislación térmica que cubre al motor, contiguos a los tubos de envío de aceite a presión y drenaje sueltos, con restos de aceite y evidencia de haber estado expuesta a altas temperaturas desde el exterior de dicha manta.

Arneses del cableado eléctrico del motor próximos a los tubos de aceite que mostraron novedad, con evidencia de haber estado sometidos a altas temperaturas.

El depósito de aceite del motor izquierdo se encontró sin aceite contenido. Se encontraron restos de aceite en la parte inferior de la barquilla, la caja reductora de engranajes de la hélice poseía lubricante.

Se pudo observar a través del tubo de chorro, que la última etapa de la turbina de potencia mostraba álabes con material faltante.



Álabes dañados

Se le solicitó al operador documentación de la aeronave y del motor afectado, para su análisis.

El operador, luego de la liberación del material por parte de la JIAAC, envió el motor dañado a un taller para realizar una evaluación de la condición interna.

El taller que intervino el motor produjo un informe con los resultados de la inspección, donde atribuyen como falla primaria la fractura de 3 álabes de la rueda de turbina de baja presión, lo cual produjo como consecuencia los siguientes daños secundarios:

- Daños en el estator de la turbina de baja presión por impacto con desprendimiento de material.
- Daños en el estator de la primera etapa de la turbina de potencia.
- Daños en el estator de la segunda etapa de la turbina de potencia.
- Rotura del alojamiento de los rodamientos N° 6 y 7 – 3 tubos de aceite cortados.
- Álabes y disco de la primera etapa de la turbina de potencia con impactos de material liberado por la primera etapa de la turbina de baja potencia.
- Álabes y disco de la segunda etapa de la turbina de potencia con impactos de material y con álabes quebrados.

El informe destaca que después de la revisión de los componentes del motor, la secuencia de sucesos se habrían iniciado a partir del desprendimiento de 3 álabes de la rueda de la turbina de baja presión, que no se puede precisar en que momento se produjo dicho desprendimiento, que los restos liberados impactaron al estator de la turbina de baja presión, a los álabes de la primer y segunda etapa de la turbina

generadora de potencia, que estos daños produjeron una condición de desbalanceo que fue lo suficientemente severa como para producir el corte de los tubos de presión, venteo y recuperación de aceite de los rodamientos N° 6 y 7 al romperse el alojamiento de dichos rodamientos, que esto último probablemente haya ocurrido al momento de cortar el motor y haya activado la alarma de baja presión de aceite y eventualmente el corte en el suministro de aceite al motor, que la condición de desbalanceo y el corte de los tubos de aceite pudo haber sido suficiente para producir los daños relevados en el disco de la primera etapa de la turbina de potencia.

Según el informe no se pudo establecer la causa de la rotura de los álabes de la rueda de turbina de baja presión, y aclara que la forma de aproximarse a ella sería a través de un ensayo metalográfico.

Los factores que pueden contribuir para que se produzca la rotura de álabes de la primer etapa de turbina de baja presión son:

- Impactos en los álabes que puedan generar pequeñas grietas, las que al propagarse con el tiempo pueden llevar a la rotura de los mismos.
- Condición de sobre temperatura del motor.
- Creep o alargamiento de los álabes al exponerlos a altas temperaturas por encima de los límites de operación por largos períodos de tiempo.

Además de los daños detallados en el informe, las fotos adjuntadas al mismo, permite observar una condición degradada de otros componentes internos del motor.

La aeronave cuenta con un sistema de freno de hélice para el motor derecho, lo cual permite mantenerla energizada para la operación en tierra sin necesidad de una unidad auxiliar de potencia, en particular cuando se opera en lugares sin estos medios disponibles; este sistema además permite realizar el embarque de pasajeros sin necesidad de cortar el motor derecho.

El motor afectado había sido liberado por un taller después de habersele realizado una recorrida general, (overhaul), el 29 de mayo de 2012, y montado en la aeronave en esa condición. La actividad que acumulaba desde su instalación era de 1297:20 horas y 1514 ciclos, y al momento del suceso, todos los componentes del motor con vida límite tenían un remanente mayor a 5000 ciclos.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave involucrada en el suceso pertenece a una compañía de taxi aéreo fundada en 1984, con base central en la ciudad de Buenos Aires, desde 1996 ofrece vuelos corporativos y charteados, mayormente para el traslado de personal de empresas petroleras y mineras operando como transporte regular y no regular.

1.18 Información adicional

Características del Aeródromo de partida de acuerdo con lo publicado en el manual de aeródromos y helipuertos: BUTA RANQUIL / EL PORTÓN - BRQ RACE PRIVADO NO CONTROLADO 371139,63S 0693645,51W 22 KM SE BUTA RANQUIL 868 M 2847 FT - ILE RWY: 10/28 1790x23 M Asfalto - PCN: 7/F/Y/U. THR: 10 371131,38S 0693720,35W 872 M 2860 FT. 28 371147,63S 0693610,68W 865,5 M 2839 FT. TWY: 78x23 M Tierra. APN: 60x40 M Tierra. Normas Generales: Las OPS VFR deberán ajustarse a lo establecido en el ANEXO ALFA.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se utilizaron las de rutina.

2. ANALISIS

2.1 Introducción

El análisis de las circunstancias bajo las cuales se produjo el suceso del LV-CZJ el 15 de mayo de 2015, nos lleva necesariamente en primer lugar a considerar la condición técnica del motor izquierdo de la aeronave, de acuerdo con lo relatado por la tripulación y las evidencias que mostraron tanto la inspección visual detallada del exterior del motor al momento de realizar el trabajo de campo, como así también lo revelado por la inspección de los componentes internos realizada por el taller que lo intervino como consecuencia de su remoción no programada.

2.2 Aspecto técnico

De acuerdo con el relato de los tripulantes del vuelo, luego de haber despegado y en la fase de ascenso, notaron una reducción a cero de la presión de aceite del motor izquierdo y en momentos en que estaban procediendo a realizar la detención del mismo, (que era lo que los procedimientos determinaban para el caso), se activó la alarma de fuego del motor izquierdo, la cual se extinguió al tirar de la Fire Handle, sin necesidad de aplicar agentes extintores.

La inspección visual del exterior del motor afectado permitió conocer que la baja en la presión de aceite del motor se produjo por la pérdida del fluido a través de los tubos de envío, recuperación y venteo que lubrican los rodamientos N° 6 y 7; la condición interna nos permitió conocer que eso fue consecuencia de la rotura del alojamiento que contiene a los rodamientos N° 6 y 7 (housing).

Por otra parte las inspecciones nos permitieron conocer que la indicación de fuego en el motor fue producto de la detección de elevada temperatura por el elemento sensor que se encuentra en el exterior de la carcasa del motor, debido a que el corte de los tubos de presión, recuperación y venteo de los rodamientos 6 y 7, permitieron que aire caliente proveniente de la turbina de baja presión fluya hacia el exterior del motor; esto explica la extinción de la alarma cuando la tripulación tiró de la palanca de Fire Handle, ya que esta acción produjo el corte de la alimentación de combustible al motor y en consecuencia, su detención.

Lo detallado en los párrafos precedentes nos permitió conocer el origen de las indicaciones de fallas que la tripulación observó en la cabina, pero también que fueron las consecuencias de una causa previa que tiene su origen en el componente rotor del motor de acuerdo con lo evidenciado por los componentes internos del motor.

El informe provisto por el operador y que fuera emitido por un taller, asigna a la fractura de 3 álabes de la turbina de baja presión la causa a partir de la cual se produjeron otros daños por impacto en los estatores y rotores de las dos turbinas de potencia, y al desbalanceo de los conjuntos rotantes, la rotura del alojamiento que contiene los rodamientos 6 y 7 y el corte de los tubos de aceite, lo que a su vez produjo como consecuencia, que tanto el aceite a presión como aire caliente proveniente de la turbina de baja presión pueda salir hacia el exterior del motor y la activación de las alarmas de baja presión de aceite y fuego en el motor, pero no puedo determinar ni la causa de la fractura de esos álabes ni determinar en qué momento se produjo.

El momento en el cual se produjo el desprendimiento de los álabes es importante para conocer si sus consecuencias produjeron el colapso del housing de los rodamientos 6 y 7 en forma inmediata o bien luego de que el motor haya sido operado desbalanceado por un tiempo mayor.

Para poder conocer él o los factores que obrando como causa produjeron el desprendimiento de los 3 álabes de la turbina de baja presión, era necesaria la realización de un estudio metalográfico, y debido a que dicho estudio no fue realizado por el taller que lo intervino, solo nos queda la posibilidad de plantearnos como hipótesis la acción de aquellos factores que se conocen pueden afectar a la integridad estructural de los álabes de una turbina de baja presión; que son:

1. Impactos

- a. A la zona de turbina generalmente no llegan partes de objetos extraños que pueda haber ingestado el motor, pero si pueden llegar pequeñas partículas desde el exterior o bien de pequeñas partes del mismo motor que se desprenden.
- b. Si los álabes de una turbina son impactados por pequeñas partículas sólidas, pueden generarse micro fisuras que lentamente se propagan hasta que al alcanzar longitudes críticas pueden producir desprendimientos de material y hasta la rotura de los álabes.

2. Creep / Growth / Alargamiento

- a. Los álabes de turbina son diseñados para trabajar bajo condiciones de altas temperaturas y elevados esfuerzos, particularmente los generados por las altas velocidades de rotación.

- b. Si el motor es operado por encima de los parámetros operativos por un largo período de tiempo, producirá entre otras cosas el alargamiento de los álabes, los cuales comenzarán a debilitarse y a desprender material por rozamiento con la carcasa que los contiene.

3. Sobre temperaturas

- a. Una condición de sobre temperatura produce estrés en los álabes, donde en función de la severidad las consecuencias pueden ser inmediatas o no.

Las fotografías adjuntadas al informe del taller que desarmó el motor muestran además de los daños detallados, dos aspectos de consideración y que son que los álabes de la turbina de alta presión; (éstos son los que reciben directamente los gases que salen desde la cámara de combustión y por lo tanto los más expuestos a altas temperaturas); no muestran daños ni evidencias de haber estado sometidos a condiciones anormales de operación y por otra parte, signos de erosión con pérdida de materiales en los bordes de ataque del estator de la turbina de alta presión y en la cámara de combustión.

Lo descrito en el párrafo precedente nos permite considerar que los daños relevados hayan sido producidos posiblemente por los impactos de materiales desprendidos por componentes internos del propio motor y condiciones de operación más allá de las normales.

El caso que nos ocupa se encuadra en uno de aquellos en los que la rotura o colapso estructural de uno o más álabes produce como consecuencia un efecto en cascada afectando a otros álabes de otras etapas, lo que a su vez produce roturas, desbalanceo, sobre temperaturas, caída abrupta de la potencia entregada.

3. CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

Los pilotos al mando de la aeronave poseían las habilitaciones, licencias y certificación médica correspondientes

La aeronave era mantenida de acuerdo con los requerimientos de aeronavegabilidad aplicables.

El factor meteorológico no tuvo ningún tipo de incidencia en el suceso.

El incidente se produjo por una falla de origen técnico del motor izquierdo.

La fractura de 3 álabes de la turbina de baja presión, produjo roturas estructurales dentro del motor y el desbalanceo del mismo.

La indicación de baja presión de aceite fue consecuencia de la pérdida del fluido a través de los tubos de envío de presión, recuperación y venteo de aceite de los rodamientos 6 y 7 del motor.

La indicación de fuego en el cockpit se originó por la salida hacia el exterior del motor de aire caliente a través de los tubos de aceite de los rodamientos 6 y 7.

Los procedimientos aplicados por la tripulación fueron correctamente ejecutados.

No se pudo determinar el origen del colapso estructural de los álabes desprendidos.

3.2 Conclusiones del análisis

En un vuelo de aviación comercial no regular, en la fase de ascenso, la aeronave experimentó una falla del motor izquierdo que obligó a la tripulación a efectuar el corte del mismo y posteriormente realizar un aterrizaje de emergencia en el aeródromo de partida. El incidente fue producto de una serie de factores de origen técnico entre los cuales mencionamos:

- Colapso estructural de 3 álabes de la turbina de baja presión.
- Daños estructurales en diferentes componentes internos del motor como consecuencia del desprendimiento de los álabes de la turbina de baja presión.

- Desbalanceo del conjunto rotante del motor.
- Rotura del alojamiento que contiene a los rodamientos 6 y 7.
- Pérdida del aceite del motor a través de los conductos donde se instalan los tubos de presión, recuperación y venteo de aceite para lubricación de los rodamientos 6 y 7.
- Salida de aire a alta temperatura y con elevada presión a través de los conductos de aceite rotos que produjo una indicación de fuego en el cockpit.

El origen del colapso estructural de los álabes de la turbina de baja presión y el momento en el cual se produjo, no pudo ser determinado.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

No se formulan recomendaciones de seguridad

BUENOS AIRES,