

Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4-5-12-038



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

INFORME FINAL INCIDENTE GRAVE

COL-19-45-GIA

Apagada de motor en vuelo

ATR 42 500

Matrícula HK5199

29 de agosto de 2019

Medellín, Antioquia - Colombia



ADVERTENCIA

El presente informe final refleja los resultados de la investigación técnica adelantada por la Autoridad AIG (Accident Investigation Group) de Colombia-Grupo de Investigación de Accidentes (GRIAA), referente al evento que se investiga con el objetivo de determinar las causas probables y los factores contribuyentes que lo produjeron. Así mismo, formula recomendaciones de seguridad operacional para prevenir la repetición de eventos similares y mejorar, en general, la seguridad operacional.

De conformidad con lo establecido en la Parte 114 de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia, RAC 114, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional (OACI) *“el único objetivo de las investigaciones de accidentes o incidente será la prevención de futuros accidentes o incidente. El propósito de esta actividad no es determinar culpa o responsabilidad”*.

Por lo tanto, ningún contenido de este informe y, en particular, las conclusiones, las causas probables, los factores contribuyentes y las recomendaciones de seguridad operacional tienen la finalidad de señalar culpa o responsabilidad.

Consecuentemente, cualquier uso que se haga de este informe final para alguna finalidad distinta al de la prevención de futuros accidentes e incidente aéreos y, especialmente, para fines legales o jurídicos va en contraposición a los fines de la seguridad operacional y puede constituir un riesgo para la seguridad de las operaciones.



CONTENIDO

SINOPSIS	5
RESUMEN	5
1. INFORMACIÓN FACTUAL	6
1.1 Historia de vuelo.....	6
1.2 Lesiones personales.....	7
1.3 Daños sufridos por la aeronave.....	8
1.4 Otros daños	8
1.5 Información personal	8
1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento.....	9
1.7 Información meteorológica	10
1.8 Ayudas para la navegación	10
1.9 Comunicaciones	10
1.10 Información del aeródromo.....	11
1.11 Registradores de vuelo.....	11
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	14
1.13 Información médica y patológica	15
1.14 Incendio	15
1.15 Aspectos de supervivencia.....	15
1.16 Ensayos e investigaciones	15
1.17 Información sobre la organización y la gestión	16
1.18 Información adicional.....	16
1.18.1 Inspección del componente motor en casa fabricante P&WC	16
1.18.2 Hallazgos mantenimiento no relacionados con fractura álabes PT1.....	19
1.18.3 Mejoras realizadas por el fabricante del motor P&WC.....	19
1.18.4 Planeamiento y seguimiento del vuelo del operador.....	22
1.18.5 Acciones de la tripulación	22
1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación.....	24
2. ANÁLISIS	25
2.1 Procedimientos operacionales	25
2.2 Mantenimiento	25
2.3 Fractura del álabe de la etapa #1 de la turbina de potencia PT1.....	26
2.4 Secuencia de la falla del motor	26
3. CONCLUSIÓN	27
3.1 Conclusiones	27
3.2 Causa probable	28
3.3 Taxonomía Convenio de Aviación Civil Internacional (OACI)	28
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL.....	29
ANEXO No. 1 - INFORME DE LA CASA FABRICANTE DEL MOTOR PW&C	31

SIGLAS

CVR	Registrador de voces de cabina
COV	Centro de Operaciones de Vuelo
FDR	Registrador de datos de vuelo
HPT	Turbina de alta presión
PT	Turbina de potencia
P&WC	Pratt & Whitney Canadá
RGB	Caja de engranajes de reducción
LPT	Turbina de baja presión
MCD	Detector de chips magnéticos
NL	Rotor de baja presión
NH	Rotor de alta presión
TRQ	Torque
T/M	Turbo maquinaria
T/E	Borde de salida



SINOPSIS

Aeronave:	ATR 42-500, HK-5199
Fecha y hora del incidente grave :	29 de agosto 2019 06:15HL
Lugar del incidente grave :	Medellín, Aeropuerto Enrique Olaya Herrera, ascenso inicial
Coordenadas:	N06° 13'13,72" W075° 35'25,54"
Tipo de operación:	Transporte Comercial Regula
Explotador:	Easyfly S.A.
Ocupantes:	Total 43 ocupantes. Tres (3) tripulantes y 40 pasajeros

RESUMEN

El 29 de agosto de 2019 la aeronave ATR42-500 (bimotor turbohélice) HK-5199 presentó apagada del motor No.1 (izquierdo), seguida de fuego, después de despegar del aeropuerto de Medellín, SKMD, durante el ascenso inicial. El fuego fue extinguido, la tripulación se declaró en emergencia, completó los procedimientos, regresó y aterrizó de manera segura en el aeródromo de salida.

La investigación determinó que la causa más probable fue la fractura primaria de un álabe de la Turbina de Potencia No. 1, PT-1, que produjo la fractura de otros álabes, desencadenando daños en varias etapas de motor, desbalance en su funcionamiento y un incendio que fue controlado por la tripulación.



Fotografía No. 1: Aeronave HK5199

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Historia de vuelo

El 29 de agosto de 2019 se programó el vuelo 8980, en la ruta Medellín (Olaya Herrera) - Montería, en la aeronave ATR 42-500 de matrícula HK5199, con 3 tripulantes y 40 pasajeros.

El Piloto indagó al personal técnico sobre el estado de la aeronave. Se le informó que se encontraba sin novedades de aeronavegabilidad y que se le estaba efectuando seguimiento por una indicación, en cabina, de bajo nivel de aceite, la cual se había notado el día anterior, cuando se pasó la *condition lever* de la posición *feather* a *auto*; según Mantenimiento, al parecer, se trataba de una condición de los sensores que podrían estar enviando una señal errónea a los indicadores en cabina.

La documentación de la aeronave se encontraba en regla, sin anotaciones ni discrepancias pendientes (*carry over*).

En el momento de iniciar el motor No. 1, cuando por procedimiento se mueve la palanca *condition lever* de *feather* a *auto*, se presentó un aumento súbito de presión de aceite que se relacionó con la anotación a la que se hacía seguimiento; no obstante, la indicación se estabilizó en parámetros normales.

El rodaje y el despegue, por la pista 02, se efectuaron sin novedad y con indicaciones normales de todos los parámetros de los motores. El avión se encontraba en ascenso, había sobrevolado la población de Bello con una altitud aproximada de 8400 ft, y ya se había efectuado el procedimiento de ascenso con *flaps* 0. Se volaba con el piloto automático acoplado, el modo automático de navegación enganchado *LNAV green* y una velocidad de ascenso de 145 kts. De repente, el Piloto percibió un olor a humo seguido inmediatamente de un fuerte ruido en cabina y de una guiñada de la aeronave hacia el lado izquierdo.

El Piloto verificó la condición de cabina e identificó el *inflight flameout* del motor 1 con señal de fuego en la *fire T handle 1*, situación que fue corroborada con la información de la tripulante de cabina, quien, además, anunció la evidencia de humo momentáneo en la cabina de pasajeros. De acuerdo con lo establecido para esta situación, el Piloto ordenó la ejecución de los ítems de memoria (*memory items*); para ello fue necesaria la activación del extinguidor número 1.

La tripulación efectuó la lista de chequeo de emergencia, declaró la emergencia a la torre de control del Aeródromo Olaya Herrera, se comunicó con el Centro de Operaciones de Vuelo, COV, de la aerolínea, y solicitó la activación del PAE.

El Piloto inició el viraje por la izquierda para acercarse al aeródromo, ordenó efectuar la lista de chequeo de vuelo con un solo motor (*single engine operations checklist*) y se comunicó con la tripulante de cabina, a quien le indicó que tendría cinco minutos para alistar el aterrizaje en condición de emergencia; se terminó la ejecución de las listas de chequeo de descenso y aproximación.

La tripulación también se comunicó con los pasajeros vía *PA* y les informó sobre la situación de emergencia controlada. La tripulación efectuó básico para la pista 20, configuró el avión

para el aterrizaje, dio el anuncio del caso y ejecutó la lista de chequeo para antes del aterrizaje. La aeronave aterrizó de manera controlada; la tripulación solicitó la supervisión de bomberos para la verificación del motor número 1, por condición de fuego y, seguidamente, continuó el rodaje a plataforma.

Finalmente, se estableció en el punto de parqueo; el Piloto dispuso el desembarque de pasajeros, quienes lo hicieron de manera normal, ilesos, y por sus propios medios con disponibilidad de asistencia médica y de otros servicios del aeropuerto.

Los daños a la aeronave se limitaron a los daños internos, contenidos en el motor No. 1.



Imagen No. 1: Trayectoria de vuelo y regreso de HK5199 al aeropuerto Olaya Herrera de Medellín

1.2 Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Leves	-	-	-	-
Ilesos	3	40	43	-
Total	3	40	43	-

1.3 Daños sufridos por la aeronave

- Todos los álabes de la primera etapa, PT1, se fracturaron justamente por encima de la plataforma
- Los álabes de la segunda etapa, PT2, se fracturaron en diferentes puntos.
- Los tubos de presión de aceite, de colección y ventilación de los cojinetes No. 6 y 7 se deformaron y fracturaron.
- Los álabes de la turbina de baja presión LPT fundidos y/o fracturados.
- Todos los álabes de la turbina de alta presión, HPT, quemados/fracturados
- El deflector de escape con daños mecánicos
- El tubo de ventilación en la extremidad del escape también resultó daños mecánicos
- Daños por alta temperatura

1.4 Otros daños

Ninguno

1.5 Información personal

Piloto

Edad:	44
Licencia:	PTL
Certificado médico:	Vigente
Equipos volados como piloto:	DC 3, C-130, J41, ERJ-145
Último chequeo en el equipo:	11/08/2019
Total horas de vuelo:	9.358
Total horas en el equipo:	352:50
Horas de vuelo últimos 90 días:	196:24
Horas de vuelo últimos 30 días:	85:41
Horas de vuelo últimos 03 días:	4:21
Horas de vuelo últimas 24 horas:	4:21

Copiloto

Edad:	22
Licencia:	PCA
Certificado médico:	Vigente

Equipos volados como Copiloto:	ATR
Último chequeo en el equipo:	11/08/2019
Total horas de vuelo:	461.16
Total horas en el equipo:	220:06
Horas de vuelo últimos 90 días:	156:09
Horas de vuelo últimos 30 días:	75:17
Horas de vuelo últimos 03 días:	0:00
Horas de vuelo últimas 24 horas:	0:00

1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

Marca:	ATR
Modelo:	42-500
Serie:	649
Matrícula:	HK5199
Certificado aeronavegabilidad:	0005664
Certificado de matrícula:	R0007113
Fecha de fabricación:	13/07/2006
Fecha último servicio:	15-julio-2019
Total horas de vuelo:	19340.36
Total ciclos de vuelo:	22778

Motor 1

Modelo:	PW127F
Número de serie:	127066
Total horas:	32407.3
Total ciclos:	34006
Total horas DURG:	295.08
Fecha último servicio:	25-junio-2019

Motor 2

Modelo:	PW127F
Número de serie:	PCE-EB0104
Total horas de vuelo:	20705.49
Total ciclos de vuelo:	21579

Total horas DURG: 4563.35
Fecha último servicio: 15-junio-2016

Hélice 1

Marca: Hamilton
Modelo: 568 F-1
Serie: FR 20050920
Total horas: 16955.5
Total ciclos: N/A
Total horas DURG: 295.08 (HUB)
Fecha último servicio: 28-mayo-2019

Hélice 2

Marca: Hamilton
Modelo: 568 F-1
Serie: FR 000451
Total horas: 47550.3
Total ciclos: N/A
Total horas DURG: 295.08 (HUB)
Fecha último servicio: 24-abril-2019

1.7 Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas en el aeródromo eran visuales. No fueron un factor en el incidente grave.

1.8 Ayudas para la navegación

No fueron un causante en el incidente grave.

1.9 Comunicaciones

No fueron una causa en el incidente grave. Los llamados entre la aeronave y la torre de control se efectuaron de acuerdo con los procedimientos. El Piloto declaró la emergencia a la Torre de Control del Aeropuerto Olaya Herrera y se activaron los procedimientos establecidos.

1.10 Información del aeródromo

El Aeropuerto Enrique Olaya Herrera está localizado en la ciudad de Medellín, en coordenadas N06°13'13.59"-W075°35'25.56", a una elevación de 4.921 pies. Cuenta con una única pista, que tiene las siguientes características:

- Orientación: 02-20
- Longitud: 1800 mts
- 400 mts de umbral desplazado desde la cabecera 02
- 300 mts de umbral desplazado desde la cabecera 20

1.11 Registradores de vuelo

La aeronave contaba con un CVR y un FDR. Dichos componentes se descargaron en forma correcta y los datos se enviaron a la casa fabricante del motor para su análisis.

Se examinaron los datos del registrador de datos de vuelo FDR. Se verificó que después del despegue, cuando el control de potencia seleccionado para el ascenso estaba enganchada en ambos motores, efectivamente hubo un reajuste simultáneo del *NP1* y *NP2*¹ del 100% a cerca del 80%, entre los tiempos 278:40 y 278:41. (Gráfico No. 1)

Poco después, el motor No. 1 (TQ No. 1)² comienza a fluctuar y luego cae (Gráfico No.2), seguido de cerca por una caída en la velocidad (NL No. 1)³ con un pico de temperatura correspondiente (Gráfico No.3). El pico de temperatura también ocurre casi simultáneamente con una caída en la velocidad del rotor de alta presión (NH1)⁴ (Gráfico No. 1). El TQ1, NL1 y NH1 van a cero con el PLA⁵ posteriormente reducido y luego NP1 va a cero (Gráficos No. 1 a 3).

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

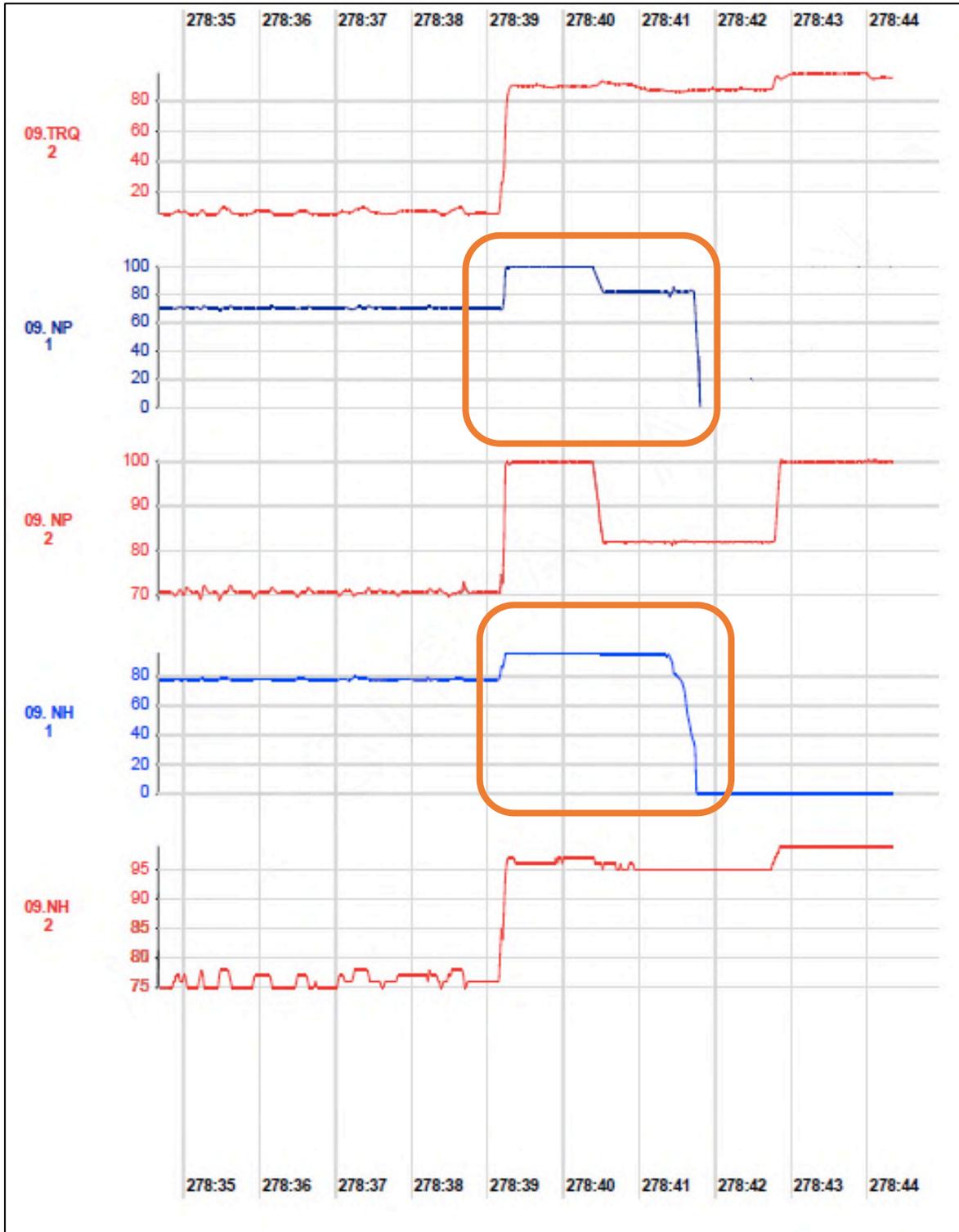
¹ NP: Paso de la hélice

² TQ: Torque

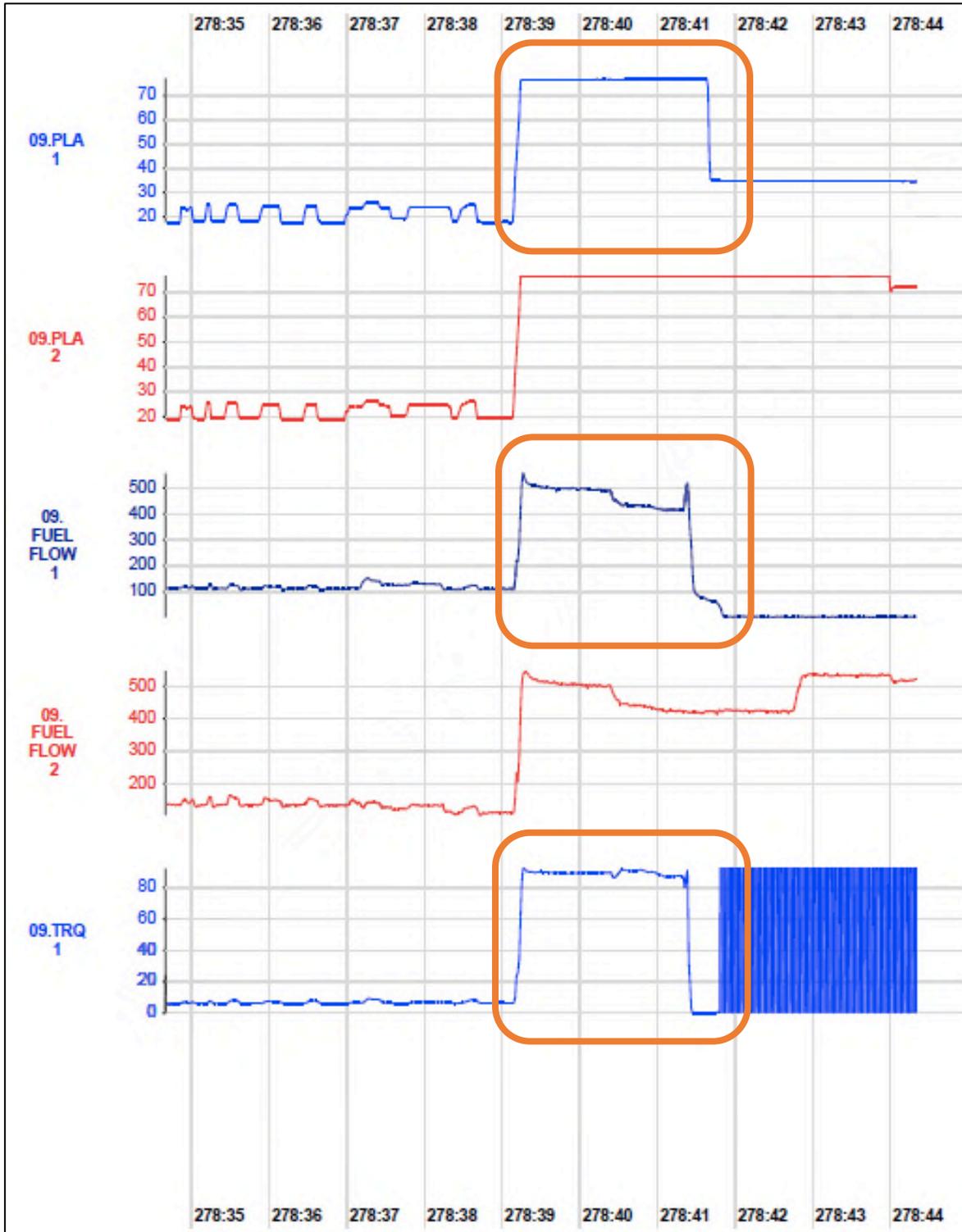
³ NL: Rotor de baja presión

⁴ NH: Rotor de alta presión

⁵ PLA: Palanca de potencia



Gráfica No. 1: parámetros de los dos motores, antes y durante la falla.



Gráfica No. 2: parámetros de los dos motores, antes y durante la falla



Gráfica No. 3: parámetros de los dos motores, antes y durante la falla

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

Los daños a la aeronave se limitaron al motor No. 1 (izquierdo), causados por el daño interno y por alta temperatura, originados, a su vez, por la fractura interna de los álabes de la turbina,. Los daños quedaron contenidos en el motor, sin afectar a otras partes de la aeronave, y fueron los siguientes:

- Todos los álabes de la primera etapa, PT1, se fracturaron justamente por encima de la plataforma
- Los álabes de la segunda etapa, PT2, se fracturaron en diferentes puntos.
- Los tubos de presión de aceite, de colección y ventilación de los cojinetes No. 6 y 7 se deformaron y fracturaron.
- Los álabes de la turbina de baja presión LPT fundidos y/o fracturados.
- Todos los álabes de la turbina de alta presión, HPT, quemados/fracturados
- El deflector de escape con daños mecánicos

- El tubo de ventilación en la extremidad del escape también resultó daños mecánicos
- Daños por alta temperatura

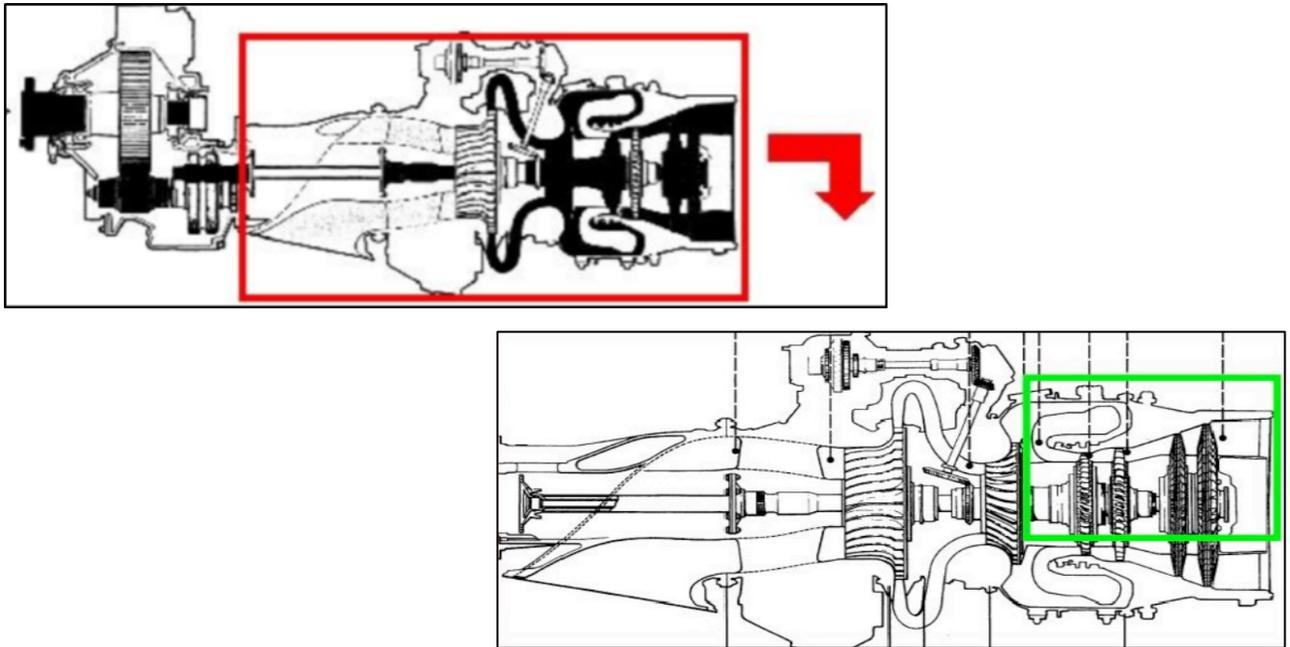


Imagen No. 2: Ubicación inicial de los daños del motor

1.13 Información médica y patológica

La tripulación tenía su certificado médico vigente sin restricciones. Los 40 pasajeros y tripulación no sufrieron lesiones y abandonaron el avión por sus propios medios.

1.14 Incendio

Se identificó incendio en el motor 1 (izquierdo), el cual fue controlado por la tripulación de cabina y posterior regreso al Aeropuerto Olaya Herrera de la ciudad de Medellín

1.15 Aspectos de supervivencia

El incidente grave permitió la supervivencia de todos los ocupantes, quienes no sufrieron ningún tipo de lesión durante el suceso.

1.16 Ensayos e investigaciones

Con el fin de identificar los posibles factores causales del comportamiento anormal del motor No. 1 durante el ascenso inicial, se tomaron en cuenta los datos obtenidos de las siguientes fuentes, recopilados en una guía, para análisis y validación de las conclusiones y recomendaciones de seguridad.

- Normatividad aeronáutica nacional e internacional.
- Documentación técnica y operacional aportada por la empresa Easyfly.

- Informe de los daños encontrados, análisis e inspección efectuada al motor en la casa fabricante.
- Lectura de los documentos entregados por el investigador a cargo y su posterior visita técnica a las instalaciones del operador (registro fotográfico, videos y entrevistas a tripulación).
- Análisis de los informes de inspección efectuada a los motores PW127F, por parte de Mantenimiento de la empresa Easyfly.

1.17 Información sobre la organización y la gestión

Easyfly (Empresa Aérea de Servicios y Facilitación Logística Integral) es una aerolínea de Transporte Regular de Pasajeros, del segmento de vuelos regionales. Opera en Colombia desde el 10 de octubre de 2007 en rutas entre ciudades intermedias. Su base y centro de operaciones principal se encuentra en el Puente Aéreo del Aeropuerto Internacional El Dorado (BOG) de Bogotá, y cuenta con bases secundarias en el Aeropuerto Olaya Herrera (EOH) de Medellín, el Aeropuerto Palonegro (BGA) de Bucaramanga, el Aeropuerto Los Garzones (MTR) de Montería, el Aeropuerto Ernesto Cortissoz (BAQ) de Barranquilla y el Aeropuerto Internacional Alfonso Bonilla Aragón (CLO) de Cali.

Dentro de su sistema organizacional Easyfly cuenta con un Sistema de Gestión de Seguridad Operacional activo, con un Director.

En su organización la compañía tiene Dirección de Operaciones, Dirección de Mantenimiento y Control de calidad. Cuenta con servicios de mantenimiento propios.

1.18 Información adicional

1.18.1 Inspección del componente motor en casa fabricante P&WC

La investigación del motor se realizó durante los días 15 a 17 de octubre de 2019, en el Centro de Servicio P&WC, ubicado en St. Hubert, Canadá.

En la inspección participaron:

- El Investigador a Cargo (GRIAA, Colombia)
- Una representante del área de investigación de accidentes de ATR
- Tres investigadores representantes de P&W
- Un representante del operador

Las actividades generales de la inspección consistieron en:

- Desensamble completo del motor.
- Inspección general de todos sus componentes.
- Inspección por etapas e inspección de daños.
- Determinación del daño raíz.

- Análisis en laboratorio de materiales.
- Análisis en laboratorio químico de las muestras de los materiales.

La inspección arrojó los siguientes resultados generales:

Se efectuó un examen de los álabes de la primera etapa PT1 y se identificó una fractura primaria de los mismos, aunque debido a daños secundarios esto no se pudo establecer de forma concluyente.

En el examen óptico, realizado con un microscopio estereoscópico, en las superficies de los alabes fracturados, no se encontró evidencia de una fractura primaria.

El LPT se encontró suelto en la carcasa de la turbina, con el eje LPT y el eje PT fracturados en el lado posterior del disco. Los álabes del LPT, que no mostraron ninguna inconsistencia previa ni fractura, se quemaron y deterioraron y mostraron fricción por contacto con la parte inferior de la base de los alabes del LPT.

En algunos segmentos de la carcasa del LPT se encontraron depósitos de limalla de metal sin evidencia de daños por impacto. Los alabes del LPT mostraban secciones de los perfiles fundidos / fracturados. La parte inferior de la región interna de la envoltura y el deflector de escape mostró marcas de rozamiento por contacto con el disco / álabes del LPT.

Los álabes del HPT estaban todos quemados / fracturados. Las fracturas de los álabes del HPT no mostraron evidencia de algún problema previo. Algunos segmentos de la carcasa del HPT mostraron algo de depósito de limalla de material fundido, pero sin daño significativo por impacto, tal como se esperaría de un álabe suelto del HPT.

El borde de salida (T/E) en algunos álabes del HPT mostró solo marcas de impactos leves, sin evidencia de problema serio.

El borde de ataque (L/E) de la vena guía de direccionamiento de aire del HPT y el ducto pequeño de salida no mostraban alteración alguna. Los revestimientos de la cámara de combustión mostraron una condición en servicio.

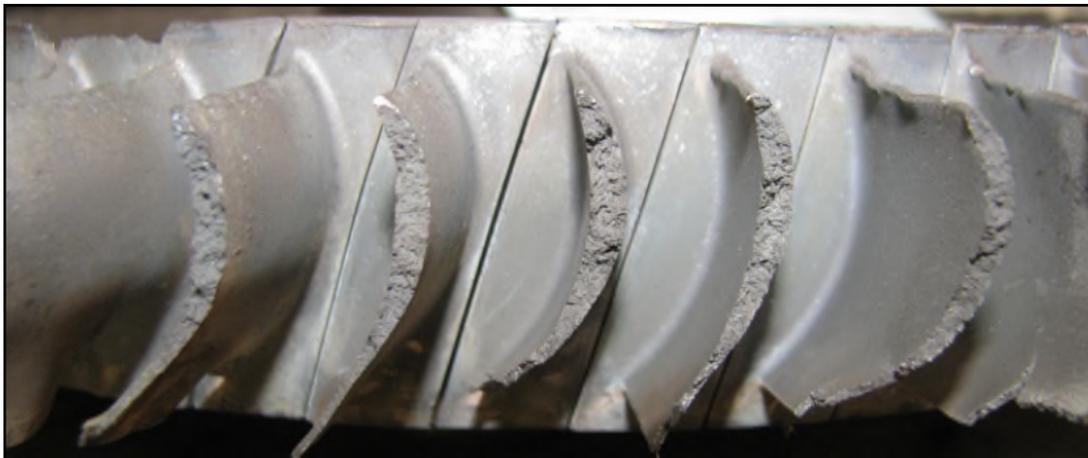
Se constató el filtro del tubo de transferencia de presión de aceite de los rodamientos No. 6 y 7, que parecía mostrar un bloqueo de carbono; se pensó, inicialmente, que el evento se había producido por la falta de lubricación de aceite.

Sin embargo, la revisión de los componentes mostraba inconsistencias con daños conocidos y que habían sido observados en eventos ocurridos con anterioridad; en aquellos, el bloqueo del filtro de aceite impidió la lubricación de los rodamientos No. 6 y 7.

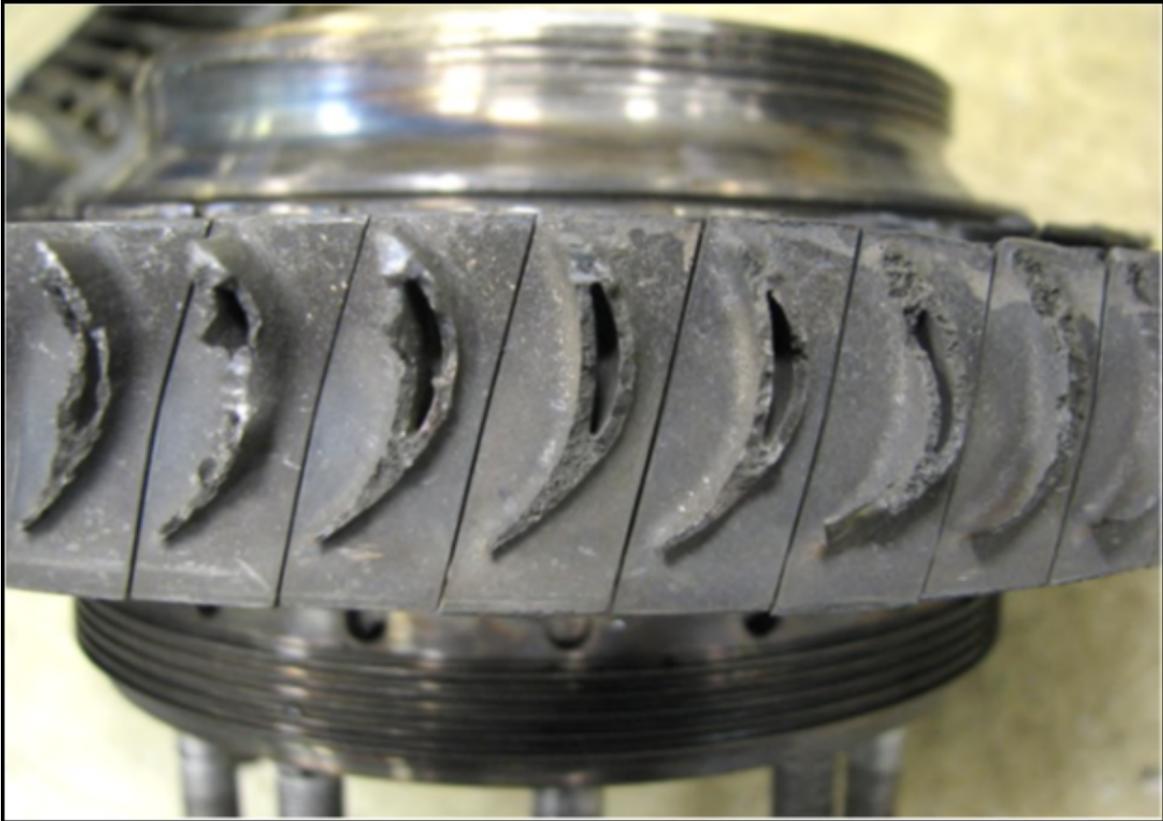
Se constató la ausencia de decoloración por alta temperatura de la jaula del rodamiento No. 6 y el desgaste por deslizamiento de los rodillos que se limitó a un arco de aproximadamente 180 °. En el caso de que el rodamiento perdiera lubricación, el desgaste ocurriría en todos los rodillos; sin embargo, se apreció que la condición del rodamiento No. 6 era más consistente con un desequilibrio de carga severo (fractura de álabe), en lugar de una falta de lubricación.

Las conclusiones de la inspección fueron:

- Todos los álabes PT1 se fracturaron justamente por encima de la plataforma. El borde de equilibrio del PT1 hacia arriba se deformó plásticamente y se fracturó de manera consistente con la exposición a temperaturas elevadas con contacto mecánico. El examen visual, con una lupa 10X, de todos los álabes PT1 fracturados reveló una morfología de fractura que denota sobrecarga de tracción.
- Los álabes PT1 en cuestión son posteriores al Boletín de Servicio (SB) 21758 (Categoría 7), desde cuando se mejoró la resistencia de los álabes a la sulfuración, y son anteriores al Boletín SB 21852 (Categoría 7), donde el proceso de fabricación de las álabes PT puede no ser óptimo. El SB 21852 reemplaza el conjunto del disco PT con álabes que han sido inspeccionadas por el "método de prueba de inspección de resonancia".
- Los álabes de la segunda etapa PT (PT2) se fracturaron a varias alturas. La plataforma del borde de ataque de los álabes PT2 se encontró toda fracturada y golpeadas por el contacto con fragmentos y hacia abajo de la pared del diámetro interno del anillo de paleta PT2. El examen visual con una lupa 10X de todo el PT2 fracturado indicó una morfología de fractura indicativa de sobrecarga de tracción.
- El disco PT2 se transportó posteriormente al laboratorio de materiales de P&WC; el examen óptico con un microscopio estereoscópico de las fracturas en las superficies de los álabes no halló evidencia de una fractura de superficie primaria.
- Se revisó el historial de álabes PT2. Los álabes PT2 eran 63 de N/P 3118204-01 y 7 de N/P 3113304-01. Como los álabes PT2 no se serializaron y algunos se intercambiaron en visitas previas al taller, no se pudo determinar el TSN, pero tenían un mínimo de 2.645 horas desde la última revisión. Las álabes fueron Pre SB21876 (Categoría 7), que reemplazan los álabes con una modificación que tiene un recubrimiento de cromo y Pre SB21917 (Categoría 5, 7), que reemplaza los álabes PT con álabes serializadas que no tienen un recubrimiento de cromo.



Fotografía No. 2: Álabes de la segunda etapa PT (PT2)



Fotografía No. 3: Álabes de la segunda etapa PT (PT1)

1.18.2 Hallazgos de mantenimiento no relacionados con la fractura de álabes PT1

Se corroboró durante la inspección de motor, que al tapón de drenaje del tanque de aceite le faltaba uno de sus pernos de retención P/N MS 9208-10 (flecha, fotografía No. 4). De igual forma, al perno P/N MS9217-10, todavía en su lugar, le faltaba el alambre de sellado.

La superficie circundante mostraba algo de humedad de aceite. Se retiró la cubierta dejando al descubierto marcas de herramientas (destornillador de pala), cerca al orificio del perno de retención faltante (flechas rojas, fotografía No. 5).

Se observó que las marcas de la herramienta se extendían hasta la superficie interna adyacente al empaque (fotografía No. 6) y se encontró un pedazo de fragmento incrustado en la superficie del empaque adyacente a la marca de la herramienta (flecha blanca, fotografía No. 6).

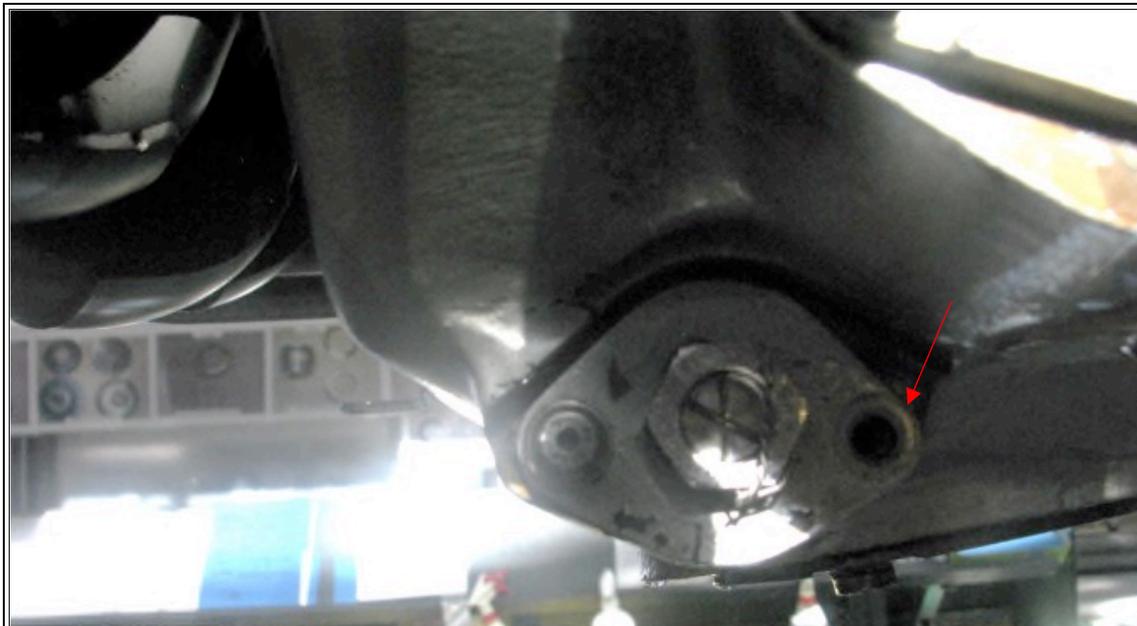
1.18.3 Mejoras realizadas por el fabricante del motor P&WC

El fabricante del motor ha tomado varias medidas de mitigación para hacer frente las causas de problemas más frecuentes de álabes del PT1, las cuales se listan a continuación:

- SB21852: Se mejoró el proceso de producción con el método de prueba de inspección por resonancia (PCRT); introducido en enero de 2013.

- Soft time (inspección) de 10000 FH; introducido en septiembre 2013.
- SB21863: Categoría 3 emitida en julio de 2014 identificó un lote de primera etapa de turbinas de potencia (PT1) números de serie fabricados en 2012 con una mayor incidencia en las remociones de motor no programadas, limitando el álabe a 7000HRS⁶.
- SB21878: Rediseño de álabe sin cavidad interna; introducido en octubre de 2015.
- Soft time 25000 FH; introducido en febrero de 2016 para álabes posteriores al SB21878-

Nota: En 2019 la tasa de tiempo medio entre fallas (MTBF) fue 1 por 3.040.574 FH, y la tasa de parada de motor en vuelo (IFSD) fue 1 Por 3.040.574 FH. De enero de 2017 a abril 2020 la tasa MTBF fue 1 por 1.635.177 FH y la tasa IFSD fue 1 por 4,905,530 FH⁷.



Fotografía No. 4: perno faltante

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

⁶ El motor # 127066 no era parte de los motores afectados por SB21863.

⁷ FH: Horas de vuelo



Fotografía No. 5: marcas por uso de herramienta no apropiada



Fotografía No. 6: daño en el tapón



Fotografía No. 7: daño en la rosca

1.18.4 Planeamiento y seguimiento del vuelo del operador

La operación de vuelo se enmarcó dentro de las especificaciones de operación de la empresa; la programación de vuelo estuvo de acuerdo con los reglamentos aeronáuticos y con los estándares propios de la empresa.

1.18.5 Acciones de la tripulación

El planeamiento del vuelo por parte de la tripulación, el cálculo de rendimiento en el despegue y el peso y balance fueron revisados en la información documental suministrada por el Departamento de Seguridad Operacional y se constató que cumplía con toda la reglamentación operacional.

La condición que desencadenó el evento fue la apagada de un motor (inflight flameout), consistente en la extinción de la llama en la cámara de combustión. La pérdida de llama puede tener una variedad de causas, tales como falta de combustible, altitud excesiva, pérdida del compresor, daños por objetos extraños, precipitaciones severas, fallas mecánicas o temperaturas ambiente muy frías.

El procedimiento para controlar esta situación fue ejecutado por la tripulación de manera técnica, inicialmente ejecutando los ítems de memoria (memory items), y después la

verificación de la lista de emergencia QRH⁸, y la lista de chequeo de operación con un solo motor (*single engine operations checklist*).

IN FLIGHT ENG FIRE OR SEVERE MECHANICAL DAMAGE	
PL affected side	FI
CL affected side	FTR THEN FUEL SO
FIRE HANDLE affected side.....	PULL
● After 10 seconds	
FIRST AGENT affected side.....	DISCH
■ If fire after further 30 seconds	
SECOND AGENT affected side	DISCH
LAND ASAP	
SINGLE ENG OPERATION procedure (2.04).....	APPLY

Imagen No. 3: Procedimiento de emergencia ATR 42-500 (QRH)

La tripulación cumplió con los procedimientos de llamada y de emergencia y realizó su regreso al aeropuerto Olaya Herrera cumpliendo igualmente con el procedimiento de falla de motor establecido por la compañía en sus manuales de operación (Imagen No. 4).

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

⁸ El Manual de referencia rápida (QRH) contiene todos los procedimientos aplicables para condiciones anormales y de emergencia en un formato fácil de usar. Además, también se proporcionan correcciones de datos de rendimiento para condiciones específicas

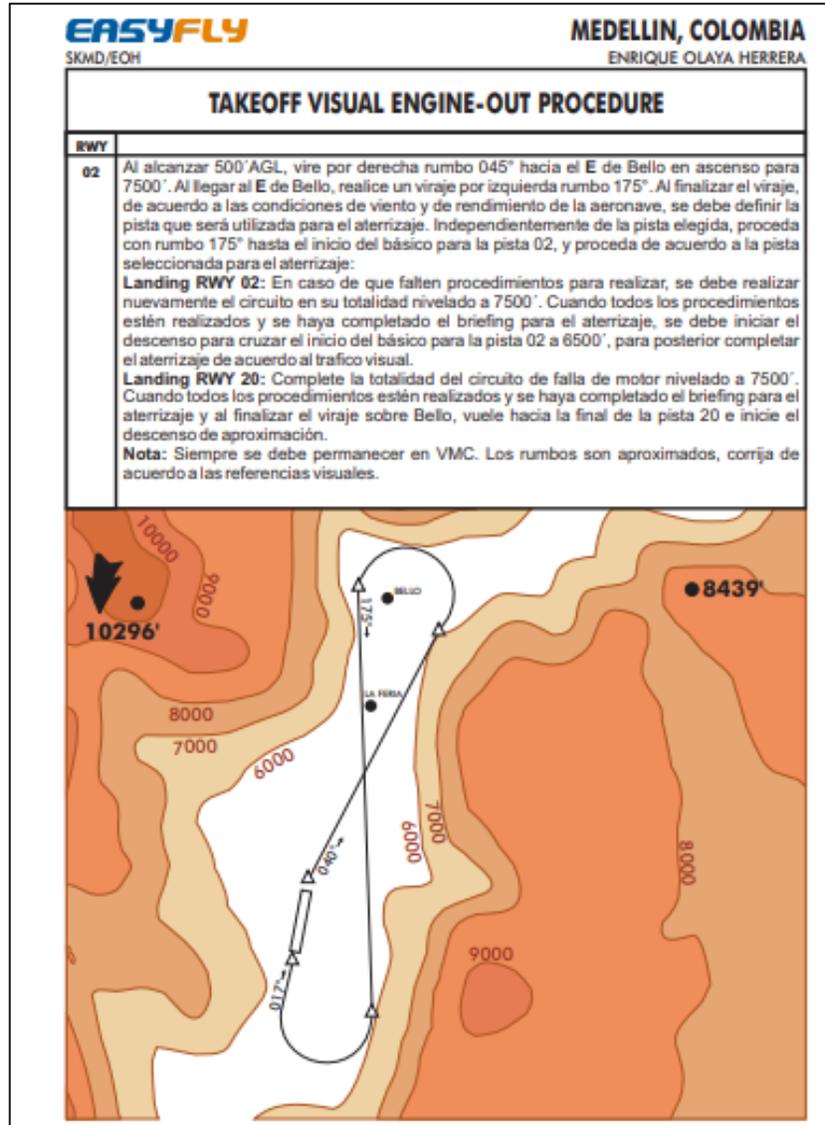


Imagen No. 4: Procedimiento de emergencia engine out procedure SKMD

1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación

Se utilizaron las técnicas descritas en el Manual de Investigación de Accidentes de la OACI, documento 9756.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

2. ANÁLISIS

2.1 Procedimientos operacionales

La tripulación se encontraba apta y cumplía todos los requerimientos operacionales y técnicos para el vuelo. Teniendo en cuenta los hallazgos de operación en este tipo de equipo, el Piloto contaba con buena experiencia y el Copiloto con limitada experiencia.

Los procedimientos se realizaron de acuerdo con los establecidos por la compañía para el desarrollo de esta situación. La tripulación había llegado de simulador unos días antes del evento, y sus entrenamientos se encontraban vigentes de acuerdo con la Reglamentación Aeronáutica Colombiana.

La declaración y entrevista de los pilotos es consecuente con los procedimientos técnicos descritos en los manuales del avión. Se realizaron los procedimientos guiados por el QRH de forma acertada. El incidente grave no presentó factores contribuyentes que tuviesen su origen en la calificación o actuación de los pilotos.

2.2 Mantenimiento

El motor y sus accesorios cumplían con todos los mantenimientos técnicos, servicios y programas de mantenimiento, que se encontraban al día. Tanto el personal de mantenimiento como personal de línea contaban con sus cursos actualizados.

Según el informe técnico que reposa en la información documental del suceso, el Departamento de Mantenimiento de la empresa estaba efectuando un seguimiento al motor No. 1 por una indicación en cabina, de bajo nivel de aceite, que se había notado el día anterior, cuando se pasaba la *condition lever* de la posición *feather a auto*.

Según Mantenimiento, al parecer, se trataba de una condición de los sensores que podrían estar enviando una señal errónea a los indicadores en cabina.

La noche anterior al incidente se realizó al motor que fallo, una inspección con boroscopio; sin embargo, no se especificaron los resultados y cuál fue el motivo de la inspección. El fabricante del motor declaró que la inspección con boroscopio, posiblemente podría estar relacionada con una inspección programada de álabes del HPT.

Se evidenció durante la inspección del motor, la aplicación de técnicas inadecuadas en lo concerniente al uso de herramientas no apropiadas y aplicación de fuerzas de torque, que se evidenciaba en el daño que mostraban algunos componentes externos.

No se determinó si para el personal técnico, estos procedimientos eran una desviación normalizada o una mala práctica estándar de mantenimiento. Se descarta por completo que estos dos hallazgos hubieran sido los causantes del daño que causó la apagada del motor.

2.3 Fractura del álabe de la etapa #1 de la turbina de potencia PT1⁹

Los resultados de la inspección del Laboratorio de Materiales realizado en la casa fabricante del motor direccionan todas las evidencias disponibles a una fractura por fatiga, lo que llevó a un desequilibrio de carga severa y de fallas en todo el motor.

2.4 Secuencia de la falla del motor

Con base a la información disponible, se determinó una secuencia más probable de eventos que resultaron en la falla del motor y el incendio del motor, de la siguiente manera:

1. Uno de los álabes de PT1 del motor LH se fractura y daña otros álabes de PT1.
2. Hay daños consecuentes al PT2 ocasionados por los escombros que vienen del PT1.
3. Toda la turbina de potencia se desequilibra.
4. Se produce un desequilibrio consecuente en el rotor de turbina de baja presión.
5. El rotor de turbina de baja presión entra en contacto con la carcasa de los cojinetes No. 6 - 7.
6. El eje hace girar el alojamiento del rodamiento a lo largo del eje de rotación.
7. Debido a la rotación anterior, los tubos de aceite radiales de la carcasa del rodamiento se cortan.
8. Por la ruptura de la tubería de suministro, la presión de aceite del motor cae.
9. El aceite del motor se derrama en la góndola del motor.
10. El aceite derramado entra en contacto con piezas calientes del motor y se incendia.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

⁹ Ver 1.18 Inspección del componente motor en casa fabricante Pratt & Whitney Canadá

3. CONCLUSIÓN

Las conclusiones, causas probables y factores contribuyentes, no se deben interpretar con el ánimo de señalar culpabilidad o responsabilidad alguna de organizaciones ni de individuos. El orden en que están expuestas las conclusiones, las causas probables y los factores contribuyentes no representan jerarquía o nivel de importancia.

La presente investigación es de carácter netamente técnico con el único fin de prevenir futuros incidentes y accidentes.

3.1 Conclusiones

La tripulación contaba con sus licencias técnicas y certificados médicos vigentes.

Las condiciones meteorológicas visuales prevalecían al momento de tener lugar el incidente grave.

El aeródromo cumplía con las condiciones técnicas exigidas por la normatividad aeronáutica vigente para la operación del equipo ATR 42

La aeronave HK5199 se encontraba aeronavegable y cumplía con los requerimientos de mantenimiento exigidos por el fabricante y la Autoridad Aeronáutica Colombiana.

A la aeronave se le estaba efectuando un seguimiento por una indicación, en cabina, de bajo nivel de aceite, la cual se había notado el día anterior, y que Mantenimiento consideraba se trataba de una condición de los sensores.

Durante el taxeo, el motor No. 1, cuando por procedimiento se movió la palanca *condition lever* de *feather* a *auto*, se presentó un aumento súbito de presión de aceite que se relacionó con la anotación a la que se hacía seguimiento; no obstante, la indicación se estabilizó en parámetros normales.

El avión despegó por la pista 02. En el ascenso inicial, a una altitud de 8.400 ft se fracturó un álabe de la sección PT1, desencadenando la fractura de otros álabes, daños en varias etapas de motor, desbalance en su funcionamiento y un incendio que fue controlado por la tripulación.

La tripulación se declaró en emergencia, inició el regreso al Aeropuerto Olaya Herrera y preparó a los pasajeros para el aterrizaje.

Una vez se declaró la emergencia, fue activado el Plan de Respuesta a Emergencia (PRE) del aeropuerto Olaya Herrera.

El avión aterrizó por la pista 20, de manera controlada, se detuvo y abandonó hacia una calle de rodaje en donde fue asistido por los servicios de emergencia, hasta su parqueo en plataforma.

Los cuarenta y tres (43) ocupantes evacuaron la aeronave ilesos, por sus propios medios.

Los daños de la aeronave se limitaron a los contenidos en el motor No. 1.

Durante la inspección del motor se evidenció el uso incorrecto de las herramientas y torques en el motor, aunque estas prácticas no fueron causantes del daño de los álabes.

Se realizó un examen minucioso de los álabes PT1 y se encontró una fractura primaria de un álabe de la etapa No. 1 de la turbina de potencia.

Con base en la revisión de los elementos, el origen más probable de la falla pudo ser una fractura primaria del álabe PT1; sin embargo, debido a los daños secundarios este hecho no se pudo establecer de forma concluyente.

El hecho de que no se encontrara la superficie de fractura primaria no permitió al fabricante PWC determinar la causa raíz de esta falla específica del álabe del PT1.

3.2 Causa probable

Fractura primaria de un álabe de la Turbina de Potencia No. 1, PT-1, que produjo la fractura de otros álabes, desencadenando daños en varias etapas de motor, desbalance en su funcionamiento y un incendio que fue controlado por la tripulación.

3.3 Taxonomía Convenio de Aviación Civil Internacional (OACI)

SCF-PP: Falla o malfuncionamiento de sistemas/ planta motriz

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

A LA EMPRESA PRATT & WHITNEY CANADA

REC. 01-201945-2

Continuar investigando la causa raíz de la falla de los álabes los motores PW127, y en particular el origen de la falla que causó el presente incidente grave al HK5199, e informar al Grupo de Investigación de Accidentes, AIG Colombia, las soluciones implementadas y recomendaciones necesarias para mejorar la seguridad de la operación.

REC. 02-201945-2

Monitorear la tasa de fallas del álabes PT1 de los motores con la configuración de álabes que tienen el mismo número de parte (PN) de las álabes PT1 en el motor 127066 (posterior a SB 21758 y anterior a SB 21852)

A LA EMPRESA EASYFLY

REC. 03-201945-2

Dar cumplimiento estricto a los programas de mantenimiento de los motores Pratt & Whitney PW127, en particular a los procedimientos estándar establecidos para la aplicación de fuerzas de torque, y el empleo de las herramientas recomendadas por la casa fabricante.

A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA

REC. 04-201945-2

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, difundir entre los operadores de aeronaves ATR equipadas con motores PW-127, la aplicación del siguiente procedimiento:

Según el Manual de Mantenimiento, en el chequeo de consumo de aceite (Oil Consumption Trend Monitoring), es importante que los operadores sigan las recomendaciones de la tarea:

- Pratt & Whitney Canada, Manual de Mantenimiento (Ref Oil Consumption Trend Monitoring)
- Parte No. 3037332
- Numeral 13
- General
- Procedimiento

Nota: si la tasa de consumo de aceite es mayor que el límite de funcionamiento del motor, el operador debe encontrar y corregir la causa dentro de las 50 horas de vuelo (Ref fault isolation).

REC. 05-201945-2

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, verificar el cumplimiento estricto de los programas de mantenimiento de los motores Pratt & Whitney PW127, en cuanto a aplicación de procedimientos estándar, en particular, a la aplicación de fuerzas de torque y empleo de las herramientas recomendadas por el fabricante para realizar estos trabajos.

REC. 06-201945-2

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, dar a conocer el presente Informe de Investigación a los operadores de Aviación Regular que operan el equipo ATR con motores PW-127, para que apliquen las recomendaciones, según sea pertinente, y se tenga en cuenta el informe para mejorar los Sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



ANEXO No. 1
INFORME DE LA CASA FABRICANTE DEL MOTOR PW&C



GRUPO DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. El Dorado No. 103-15, Piso 5°
investigacion.accide@aerocivil.gov.co
Tel. +(571) 2963186
Bogotá D.C., Colombia



Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4.5-12-053



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL