

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE **A**CCIDENTES
E **I**NCIDENTES DE
AVIACIÓN **C**IVIL

Informe técnico IN-052/2019

Incidente ocurrido a la aeronave
ATR 72-212 A, con matrícula
EC-MPI operada por Canarias
Airlines en el aeropuerto de
Tenerife Norte-GC XO el 15 de
octubre de 2019



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE TRANSPORTES, MOVILIDAD
Y AGENDA URBANA

Edita: Centro de Publicaciones
Secretaría General Técnica
Ministerio de Transportes, Movilidad y Agenda Urbana ©

NIPO: 796-20-183-8

Diseño, maquetación e impresión: Centro de Publicaciones

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: ciaiac@mitma.es
<http://www.ciaiac.es>

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente informe es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se produjo el evento objeto de la investigación, con sus causas probables y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) nº 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art.15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente, la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

Consecuentemente, el uso que se haga de este informe para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

Abreviaturas	4
Sinopsis	6
1. INFORMACIÓN FACTUAL	8
1.1. Antecedentes del vuelo	8
1.2. Lesiones personales	9
1.3. Daños a la aeronave	9
1.4. Otros daños	9
1.5. Información sobre el personal	9
1.6. Información sobre las aeronave	10
1.7. Información meteorológica	12
1.8. Ayudas para la navegación	12
1.9. Comunicaciones	12
1.10. Información de aeródromo	13
1.11. Registradores de vuelo	14
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	14
1.13. Información médica y patológica	16
1.14. Incendio	16
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia	16
1.16. Ensayos e investigaciones	16
1.17. Información sobre gestión y organización	20
1.18. Información adicional	21
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	29
2. ANÁLISIS	30
3. CONCLUSIÓN	32
3.1. Constataciones	32
3.2. Causas/Factores contribuyentes	32
4. RECOMENDACIONES	33
ANEXO 1. DAÑOS EN EL FUSELAJE	34
ANEXO 2. PARAMETROS DEL REGISTRADOR FDR	35

Abreviaturas

° ' "	Grados, minutos, segundos sexagesimales
AD	Directiva de aeronavegabilidad (<i>Airworthiness directive</i>)
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
ANC.	Anchura
ANSV	<i>Agenzia Nazionale per la Segurit� del Volo</i>
AOC	Certificado de operador a�ero (<i>Aerial Operator Certificate</i>)
ATC	Control de tránsito a�ero
ATPL(A)	Licencia de piloto de transporte a�ero de avión
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CTA	Controlador
CVR	Registrador de voces en cabina (<i>Cockpit Voice Recorder</i>)
DESATI	Dirección de Evaluación de la Seguridad y Auditoría Técnica Interna de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea
DSA	Dirección de Aeronaves de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea (<i>European Union Aviation Safety Agency</i>)
ECI	Inspección por corrientes inducidas
ECR-SRIS	Repositorio central europeo
ECTM	Monitoreo de tendencia de estado del motor
EDS	Análisis espectroscópico de dispersión de energía (<i>Energy Dispersion Spectroscopie</i>)
EMM	Manual de Mantenimiento del Motor (<i>Engine Maintenance Manual</i>)
FAA	Administración Federal de Aviación de Estados Unidos (<i>Federal Aviation Administration</i>)
FI (A)	Habilitación de instructor de tipo para aeronaves de un solo motor
FDR	Registrador de datos de vuelo (<i>Flight Data Recorder</i>)
FR	Cuaderna (<i>Form Rib</i>)
ft	Pie
FWD	Adelante (<i>Forward</i>)
GCLP	Denominación del aeropuerto de Las Palmas
GMC	Servicio de control de rodadura
GCXO	Denominación del aeropuerto de Tenerife Norte
h	Hora
HSI	Zonas calientes del motor (<i>Hot Section Inspection</i>)

Informe técnico A-052/2019

HP	Alta presión (<i>High Pressure</i>)
IFR	Reglas de vuelo instrumental
IR(A)	Habilitación para vuelo instrumental
kg	Kilogramo
km	Kilómetro
kt	Nudo
LCL	Servicio de control local
LEMD	Denominación del Aeropuerto Adolfo Suárez Madrid-Barajas
LEER	Denominación del Aeropuerto de Lanzarote
LONG	Longitud
LPT	Turbina de baja potencia (<i>Low Pressure turbine</i>)
m	Metro
mm	Milímetro
nm	Milla náutica
N	Norte
Nº	Número
O	Oeste
P/N	Número de parte (<i>Part Number</i>)
P&WC	Pratt & Whitney Canadá
PROF	Profundidad
PCTR	Metodología de inspección de procesos de resonancia compensada
PT1	Primer escalón de la turbina de potencia
PT2	Segundo escalón de la turbina de potencia
S	Segundo
SB	Boletín de Servicio (<i>service bulletin</i>)
SIL	Carta de Información de Servicio (<i>Service Information Letter</i>)
SNS	Sistema de notificación de sucesos de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea
ST	Estación (<i>Station</i>)
TR	Organismo de Transportes de Canadá (<i>Transport Canada</i>)
TRI (MPA)	Habilitación de instructor de tipo
UTC	Tiempo Universal Coordinado
V1	Velocidad de decisión
VFR	Reglas de vuelo visual

Sinopsis

AERONAVE

Propietario y operador:	Canarias Airlines
Aeronave:	ATR 72-212A, matrícula EC-MPI
Fecha y hora del accidente:	15 de octubre de 2019 a las 9:38 h (hora local ¹)
Lugar del suceso:	Aeropuerto de Tenerife norte
Personas a bordo:	46 (ilesos)
Reglas de vuelo:	IFR
Tipo de vuelo:	Transporte aéreo comercial. Despegue.
Fecha de aprobación:	30 de septiembre de 2020

Resumen del suceso

El 15 de octubre de 2019 la aeronave ATR 72-212A con matrícula EC-MPI, iba a realizar un vuelo desde el aeropuerto de Tenerife norte (Tenerife) al aeropuerto de Gran Canaria (Las Palmas).

Cuando se encontraba en carrera de despegue por la pista 12, con una velocidad próxima a la de rotación, la tripulación decidió abortar la maniobra porque escucharon un ruido que les resultó extraño, después sintieron una vibración y a continuación observaron indicaciones anormales de los parámetros del motor derecho.

Abandonaron la pista por la salida E4 y regresaron al aparcamiento.

Una vez allí constataron que el fuselaje presentaba diversos daños y a la vez les informaron de que se habían recogido en la pista pequeños fragmentos de piezas que probablemente se habían desprendido del motor y habían salido por el escape.

No se produjeron heridos y el pasaje desembarcó con normalidad.

¹ Mientras no se indique lo contrario el informe se referirá a la hora local. La hora UTC se halla restando una unidad.

La investigación ha determinado que el fallo de motor que obligó a abortar el despegue se debió a la rotura por fatiga de uno de los álabes del segundo escalón de turbina (PT2), al que siguió la fractura por sobre esfuerzo de varios más.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El 15 de octubre de 2019 a las 9:38 h, la aeronave ATR 72-212A con indicativo RSC1XV y matrícula EC-MPI, iba a realizar el vuelo NT112 desde el aeropuerto de Tenerife norte (Tenerife) - GCXO con destino al aeropuerto de Gran Canaria (Las Palmas) - GCLP.

Cuando se encontraba en carrera de despegue por la pista 12, con una velocidad que se aproximaba a la de los pilotos escucharon un ruido que provenía del lado derecho, el cual les resultó extraño, seguido de una fuerte vibración.

A continuación, observaron indicaciones anormales de los parámetros del motor derecho, por lo que decidieron abortar el despegue.

Después de frenar el avión apagaron el motor derecho y abandonaron la pista por la salida E4. Después comunicaron el suceso a la torre del aeropuerto, que les autorizó a rodar hacia el aparcamiento, quedando estacionados en la posición N° 18.

No se produjeron heridos y el pasaje desembarcó con normalidad.

Posteriormente la tripulación realizó una inspección exterior a la aeronave y constataron que el fuselaje presentaba diversos daños (arañazos en la parte delantera del fuselaje).

Momentos después, los responsables del aeropuerto les informaron de que se habían recogido tanto en la pista como cerca de las calles de salida E1 y E2, diversos restos metálicos, constatándose después, que habían expulsados por la salida de gases del motor derecho.



Figura 1. Fragmentos recogidos en la pista

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave
Mortales			
Graves			
Leves			
Ninguna	4	42	46
Total	4	42	46

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave sufrió daños importantes en el motor derecho y menores en el fuselaje.

1.4. Otros daños

No hubo otros daños.

1.5. Información sobre el personal

El piloto tenía 42 años de edad y licencia de piloto de transporte aéreo ATPL(A) desde el 3 de octubre de 2007. La licencia de piloto comercial, CPL(A) la había obtenido el 17 de abril de 2001.

Contaba con habilitación para las aeronaves ATR 42/72, habilitación para vuelo instrumental IR(A) y habilitación de instructor de tipo TRI (MPA) para la aeronave ATR 42/72 en simulador de vuelo completo solamente (*Full Flight Simulator – FFS only*). La licencia, las habilitaciones y el correspondiente certificado médico estaban en vigor,

Su experiencia total era de 7800 h, de las que 7000 h las había realizado en el tipo, 5500 h como comandante y 1500 h como copiloto.

El copiloto tenía 24 años de edad y licencia de piloto comercial, CPL(A) desde el 12 de septiembre de 2017.

Contaba con habilitación para las aeronaves ATR 42/72, habilitación para vuelo instrumental IR(A) y habilitación de instructor de tipo FI (A) para aeronaves de un solo motor. También estaban todas en vigor, al igual que el correspondiente certificado médico.

En el momento del suceso su experiencia total era de 970 h, de las que 750 h las había realizado en el tipo.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Información general

El ATR 72-212 A es un avión de ala alta propulsado por dos motores turbohélice, que se utiliza principalmente para vuelos regionales.

Tiene una longitud de 27,166 m, una envergadura de 27,05 m y una altura total de 7,65 m. Su vía es 4,1 m y la batalla 10,77 m.

Su masa en vacío es 13566 Kg y la masa máxima al despegue 23000.

La unidad objeto de la investigación fue fabricada en 2017 con número de serie 1396 y en el momento del suceso acumulaba 4508:37 h de vuelo y 8257 ciclos.

Tenía en vigor el certificado de revisión de la aeronavegabilidad.

La carga y centrado de la aeronave en el vuelo del incidente estaba dentro de los límites establecidos por el fabricante.

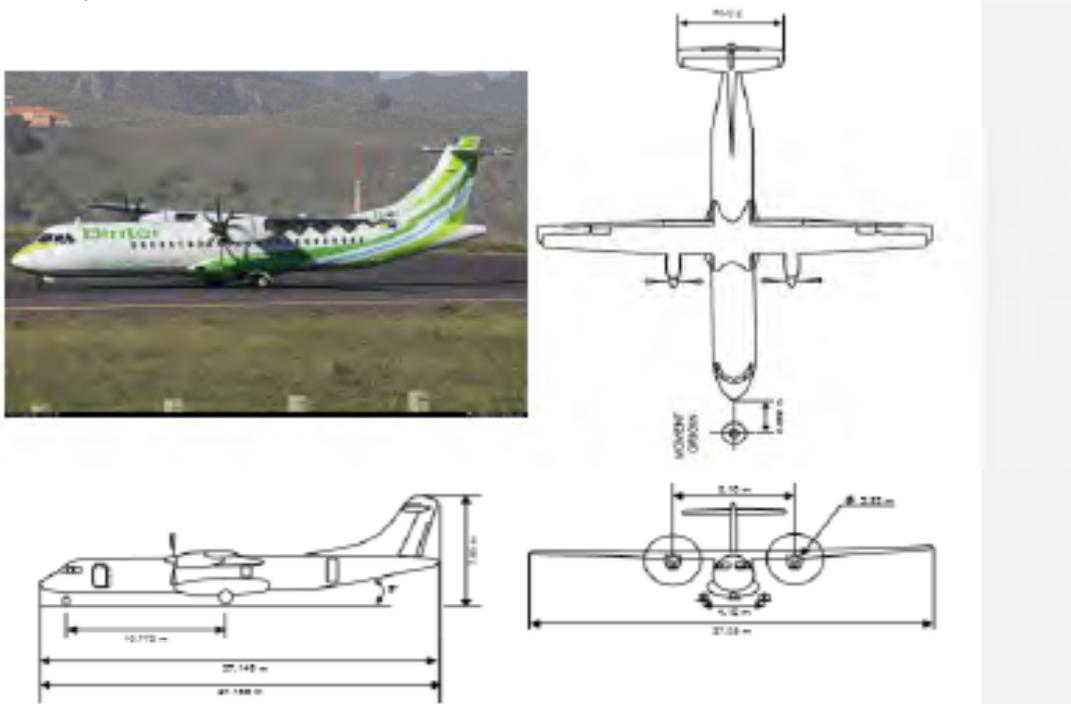


Figura 2. Vistas de la aeronave

1.6.2. Información sobre la planta de potencia

La aeronave iba equipada con dos motores Pratt & Whitney Canadá PW127M-, Este modelo pertenece a la familia de los motores PW100. Es de tipo turbohélice y se utiliza en la flota de aviones ATR72-500/72-600. Tiene una masa de 1060 lb (480,8 kg) y una potencia de 2750 hp.

Los números de serie de este modelo comienzan por ED y el número de especificación de construcción es el 1237. Los que llevaba montados la aeronave tenían números de serie ED1403 (motor izquierdo) y ED1404 (motor derecho).

Los dos contaban con 2765:08 h (5148 ciclos) el 14 de octubre de 2018, cuando se les realizó la última revisión de mantenimiento y el día del incidente tenían 4509:5 h (8259 ciclos) de vida.

Estos motores se dividen en dos módulos independientes, que son el motor de turbina y la caja reductora de engranajes (RGB).

Utilizan una configuración de tres ejes, de turbina libre, dos compresores gemelos centrífugos uno de baja presión (LP) y otro de alta presión (HP). Tienen un diseño de flujo recto (entrada de aire por delante y escape por detrás), flujo inverso en cámara de combustión, dos etapas de reducción en la caja reductora de engranajes para la hélice, sistema electrónico digital de control de combustible con modo manual de reserva para control mecánico del control de combustible.

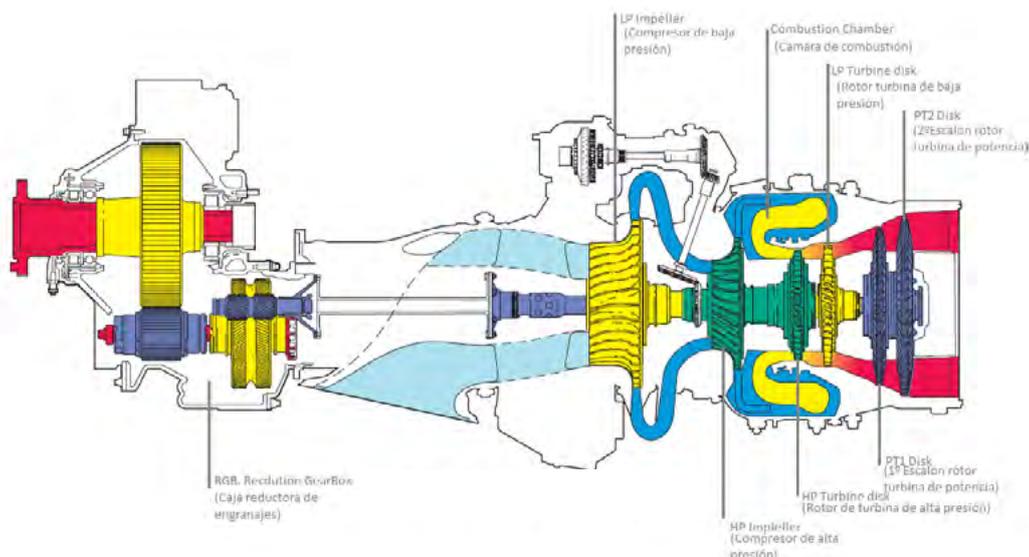


Figura 3. Motor PW 100

El motor derecho, el que tuvo el fallo, fue fabricado en octubre de 2016. Se le había realizado una inspección boroscópica el 20 de mayo de 2019, una verificación para asegurar la potencia el 4 de junio de 2019 y se habían reemplazado los inyectores de combustible el 4 de octubre de 2019.

Los álabes de la primera etapa de potencia de la turbina tenían P/N: 3123943-01 y los de de la segunda etapa P/N: 3124654-01.

Estos últimos se montaron de acuerdo con el Boletín de Servicio SB 21876, emitido en julio de 2015, incorporando un recubrimiento cromado en el borde de ataque del álabes para mejorar la resistencia a la corrosión causada por la sulfatación.

En noviembre de 2017 Pratt & Whitney Canadá publicó el Boletín de Servicio SB 21917, cuya última revisión (Nº 7) es del 20 de marzo de 2019. La causa de esta publicación es que la capa protectora del borde de ataque del alabe propuesta en el SB 21876 no es óptima para aumentar la durabilidad de los álabes por problemas de corrosión y en el boletín se recomienda cambiar los álabes PN: 3124654-01 (que afectan por efectividad al motor ED-1404), por otros álabes con PN: 3134564. El boletín recomienda hacerlo cuando se desmonte y se tenga buen acceso. No obstante, el motor no se había desmontado nunca.

El motor (ED-1404) no lo tenía cumplimentado el día del incidente.

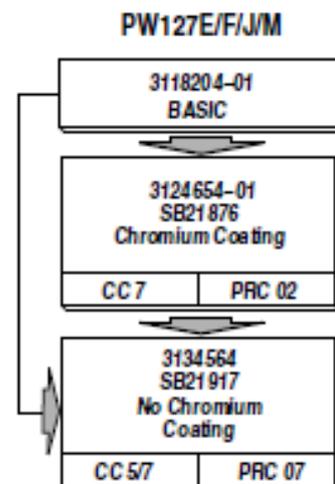


Figura 4. Esquema de los Boletines de Servicio (SB)

1.7. Información meteorológica

No es relevante para la investigación.

1.8. Ayudas a la navegación

No tuvieron influencia en el desarrollo del suceso.

1.9. Comunicaciones

El resumen de las comunicaciones entre la tripulación y los servicios de control es el siguiente:

A las 09:32:31 h el servicio de control de rodadura (GMC) autorizó a la tripulación de la aeronave con indicativo RSC1XV a realizar retroceso y a rodar al punto de espera de la pista 12. La colación del piloto es correcta.

A las 09:34:30 h desde GMC les instruyeron para que llamasen a la torre en la frecuencia 118,7 MHz cuando estuvieran listos y la tripulación colacionó correctamente.

A las 09:36:09 h la tripulación llamó al servicio de control local (LCL) por la frecuencia 118,7 MHz notificando que estaban en el punto de espera pista 12 listos para despegar y el controlador (CTA) les autorizó a entrar y mantener pista 12.

A las 09:37:12 h Desde LCL se suministró información de viento y se dio autorización de despegue.

A las 09:37:58 h la tripulación informó a la torre de que abortaban el despegue y que llamarían notificando sus intenciones. El controlador CTA acusó recibo y contestó que podían abandonar la pista por las salidas E3 o E4 y les dijo que notificasen sus intenciones. Le contestaron que les vendría mejor salir por E4.

A las 09:39:34 h la tripulación informó a LCL que necesitaban volver al aparcamiento y el CTA les autorizó a rodar hacia la zona R (Romeo), concretamente a R2.

A las 09:40:11 h desde LCL se les instruyó para continuar hacia el aparcamiento 9 y se les preguntó la razón del aborto del despegue. La tripulación respondió que tenían un problema con un motor. Luego solicitaron a LCL parar en la zona R (Romeo) para completar una lista de chequeo antes de proceder al aparcamiento y fueron autorizados.

A las 09:41:17 h la tripulación informó a LCL que ya se encontraban listos para rodar al aparcamiento 9 y el controlador de LCL les autorizó.

1.10. Información de aeródromo

El aeropuerto de Tenerife norte, designado como GCXO, está situado al norte de la isla de Tenerife (Islas Canarias), 13 Km al oeste de la localidad de San Cristóbal de la Laguna, teniendo como punto de referencia de aeródromo (ARP) el de coordenadas 28° 28' 58" N – 16° 20' 30" O.

El tráfico que alberga está destinado a vuelos comerciales, estando restringidos los de aviación general (tanto IFR como VFR), a excepción de los vuelos sanitarios, militares, de búsqueda y salvamento, de aeronaves de estado y de aeronaves basadas en el propio aeropuerto.

Tiene una pista designada como 12 – 30 de 3171 m de longitud y 45 m de anchura.



Figura 5. Vista general del aeropuerto

1.11. Registradores de vuelo

Cuando la CIAIAC tuvo conocimiento del suceso ya no hubo posibilidad de recuperar los registradores de vuelo para intentarlos descargar en el propio laboratorio. No obstante, el operador los había descargado y facilitó los datos descargados.

1.11.1. Registrador de datos de vuelo (FDR²)

La información proporcionada por el FDR indica que el avión empezó a moverse a las 9:32:50 h y empezó su carrera de despegue a las 9:37:21 h, después de haber sido autorizado por ATC.

A las 9:37:52 h alcanzó su máxima velocidad, 98,4 Kt y en ese momento esta empezó a decaer, coincidiendo con la caída de los parámetros del motor derecho, N1, NP, NL e ITT, mientras que los parámetros del motor izquierdo se mantenían en valores normales.

A las 9:37:58 h comunicaron la incidencia a los servicios de control y abandonaron la pista a las 9:38:46 h, llevando entonces una velocidad de 27,9 Kt.

1.11.2. Registrador de voces en cabina

Del registrador de voces en cabina (CVR) se obtuvieron cuatro pistas de 16:34 minutos de duración cada una, de las cuales no se pudo obtener ninguna información válida para la investigación.

Una de las pistas contenía una señal de pulsos. Otras dos, correspondientes probablemente a la grabación de lo recogido por los micrófonos del piloto y copiloto respectivamente, no habían registrado nada. La cuarta pista, que graba lo recogido por el micrófono de ambiente en cabina, grabó un ruido continuo, pero no contenía ninguna conversación, ni tampoco recogía el momento en el que falló el motor.

1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto³

Durante el fallo del motor se desprendieron varias piezas metálicas que ocasionaron daños en el lado derecho del fuselaje, entre las cuadernas FR 28D y 33, y las estaciones ST 9 y 15 (ver Anexo 1), los cuales se relacionan a continuación:

TIPO DE DAÑO	LOCALIZACIÓN	LONG.	ANC.	PROF.	FOTOGRAFÍA
1.Arañazo (scratch)	85 mm antes de FR 28D 18 mm debajo de ST 14	11 mm		0,35 mm	

² En el Anexo 2 se incluye una gráfica con los parámetros más significativos obtenidos del FDR.

³ En el Anexo 1 hay una fotografía detallando los daños en el fuselaje.

Informe técnico A-052/2019

2. Arañazo (<i>scratch</i>)	150 mm antes de FR 28D 8 mm debajo de ST 14	7 mm	2,5 mm		
3. Arañazo y abolladura (<i>scratch y dent</i>)	225 mm detrás FR 31 90 mm debajo de ST 14	42 mm	25 mm	0,25 mm	
4. Arañazo (<i>scratch</i>)	180 mm FWD FR 31 90 mm debajo de ST 15	16 mm	25 mm	0,4 mm	
5. Muesca (<i>nick</i>)	223 mm antes FR 32 6 mm arriba ST 10	0,62 mm	25 mm	0,4 mm	

Otros daños observados son los siguientes:

6. Muesca situada 67 mm antes de la cuaderna FR 31 y 18 mm debajo de la estación ST 15.

7. Muesca situada 125 mm antes de la cuaderna FR 31 y 12 mm debajo de la estación ST 15.

8. Muesca situada 10 mm antes de la cuaderna FR 31 y 12 mm encima de la estación ST 14.

9. Arañazo situado 125 mm antes de la cuaderna FR 32 y 20 mm debajo de la estación ST 13.

10. Arañazo situado 35 mm antes de la cuaderna FR 32 y 69 mm debajo de la estación ST 13.

11. Muesca situada 47 mm antes de la cuaderna FR 32 y 38 mm encima de la estación ST 14.

12. Arañazo situado 168 mm antes de la cuaderna FR 33 y 19 mm encima de la estación ST 14.

13. Muesca situada 95 mm antes de la cuaderna FR 33 y 19 mm encima de la estación ST 14.

14. Muesca situada 62 mm antes de la cuaderna FR 32 y 30 mm debajo de la estación ST 13.

15. Muesca situada 140 mm antes de la cuaderna FR 3 y en la estación ST 15.

16. En el panel de la aleta dorsal también se encontró una perforación en el estabilizador vertical.

1.13. Información médica y patológica

No es aplicable para este suceso.

1.14. Incendio

No hubo incendio.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

No hubo heridos. Los pasajeros abandonaron la aeronave por su propio pie y de manera ordenada una vez que esta estuvo estacionada en el aparcamiento.

1.16. Ensayos e investigaciones

El motor dañado se desmontó de la aeronave y se envió a la sede de Pratt & Whitney en Canadá junto con los fragmentos desprendidos que se encontraron, donde se realizó un análisis en profundidad entre los días 2 y 4 de diciembre de 2019, para estudiar y analizar cuáles eran los elementos que habían quedado dañados y tratar de averiguar las causas.

Se observaron los daños siguientes:

Los álabes de la segunda etapa de la turbina de potencia (PT2) fueron encontrados fracturados y con múltiples fragmentos desaparecidos. La cubierta del escape se encontró fracturada y deformada (flecha roja fig. 4).

Sin embargo, no se observó perforación a través de la carcasa del soporte de turbina por lo que todos los fragmentos salieron por el camino de salida de los gases de escape.

En consecuencia, el motor contuvo todos los elementos desprendidos y proyectados, los cuales se recogieron y se enviaron para su análisis junto al motor (la flecha naranja indica la bolsa donde se metieron todos los fragmentos encontrados en la pista).

La válvula de purga estaba suelta, sujeta únicamente por un perno, que se encontraba parcialmente desenroscado. El conector de la válvula y el cable estaban dañados.



Figura 6. Vista trasera del motor

El colector de partículas metálicas (*chip collector*) del motor mostraba algunas partículas metálicas finas. En la caja reductora de engranajes el detector de partículas metálicas estaba limpio.

El filtro principal de aceite del motor y el filtro de retorno de la caja reductora de engranajes también se encontraron limpios.

Todos los álabes del rotor de la segunda etapa de la turbina de potencia (PT2 *disk*) se encontraron fracturados a diferentes alturas, también se encontró fracturada la carcasa de esta etapa de turbina, y se encontraron múltiples daños secundarios en el borde de salida del estator de la turbina de potencia 2 (PT2 *vane*).

El anillo de álabes de la segunda etapa de la turbina de potencia estaba fracturado (PT *vane*).

En la primera etapa de la turbina de potencia (PT1 *disk*) se apreciaban daños de impactos secundarios en los bordes de salida de los álabes. El deflector de esta etapa estaba fracturado, abollado y algunas partes desaparecidas.

En las puntas de los álabes del rotor de la turbina de baja (LPT *disk*) se apreciaba desgaste por rozamiento correspondiente al desgaste observado en los segmentos de la carcasa de esta. Las puntas de los álabes de la turbina de alta presión (HPT *disk*) se encontraron con mucho desgaste por rozamiento y pérdida de material. La mayoría de los agujeros de refrigeración de los álabes no eran visibles.

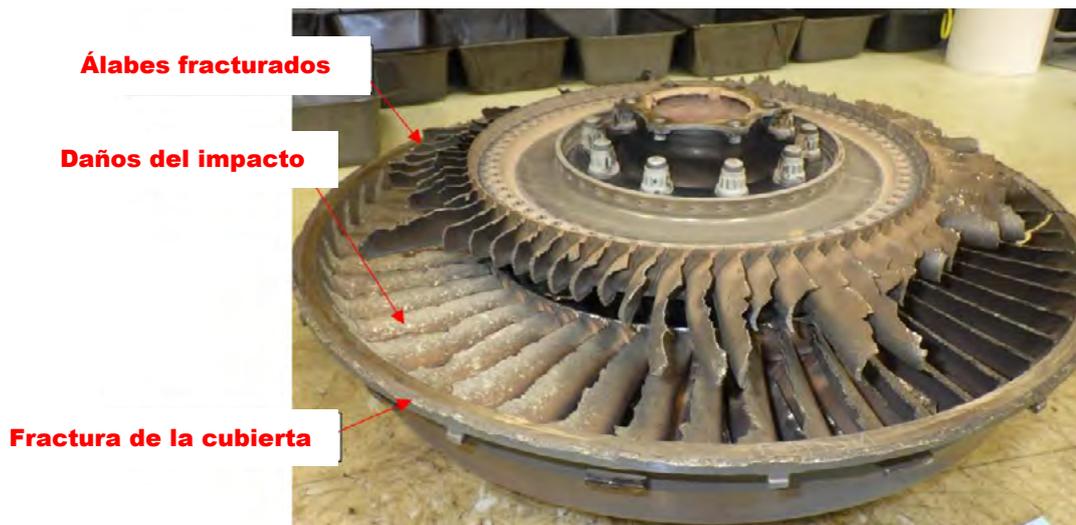


Figura 7. Daños en la PT2

En el estator de la turbina de alta presión (HP *vane*) se encontraron daños por sobre temperatura y grietas en los perfiles aerodinámicos. Además, el eje de baja presión (LP *shaft*) se encontró con marcas de rozamientos por contacto con el disco de álabes de alta presión (HP *disk*).

Los perfiles del impulsor centrífugo de baja presión (LP *Impeller*) también se encontraron con desgaste por roce con su carcasa.

En el diámetro exterior del eje de la turbina de potencia (PT *Shaft*) se apreciaba desgaste por roce por contacto con el diámetro interior del eje de la turbina de baja potencia (LP *shaft*)

En el impulsor de alta presión (HP *Impeller*) se encontró desgastes en los perfiles de los álabes correspondiente con el desgaste encontrado en la carcasa del este.

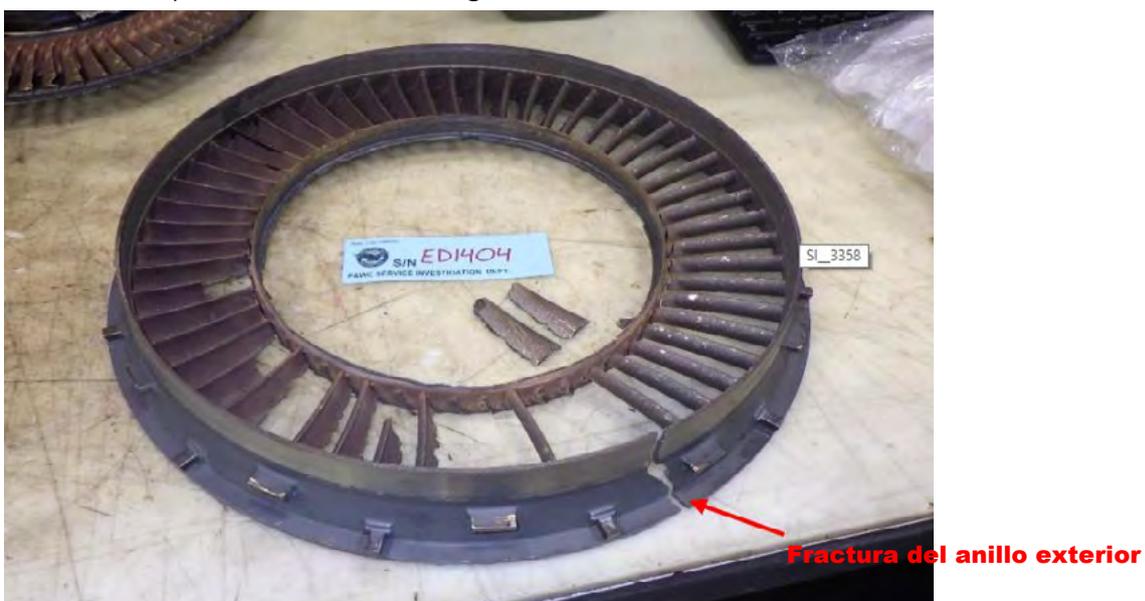


Figura 8. Daños en el estator de la PT2

Como se ha dicho anteriormente, se encontraron numerosos restos de los álabes que exhibían un tipo de fractura recta localizada justo o ligeramente por encima de sus respectivas plataformas.

Otros álabes presentaban daños por impacto y planos de fractura inclinados que eran compatibles con daños secundarios.



Figura 9. Restos de los álabes encontrados

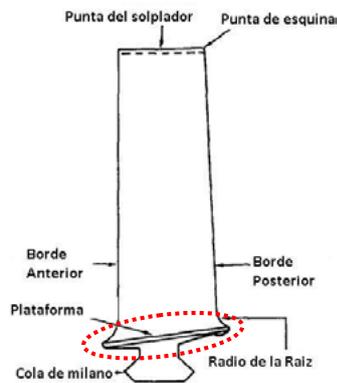


Figura 10. Partes de un álabes

El examen de todos los álabes de la turbina PT2 que presentaban una fractura plana ubicada cerca de la plataforma dio como resultado que solamente uno de ellos (el N° 8) presentaba evidencias de fatiga cerca del borde de ataque, mostrando un desgaste significativo.

El resto de los álabes lo que tenían eran fracturas con características típicas de sobrecarga.

En el álabes que mostraba fatiga, se observó que la mayor parte de la fractura se encontraba aproximadamente a 0,25" por encima de la plataforma y la región donde se observaron las características de fatiga estaba ubicada aproximadamente 0,125 " por encima de la plataforma. Las características de fatiga se hallaban en torno a 0,150" desde donde estaba originalmente el borde de ataque.

La zona donde estaba la grieta por fatiga presentaba más oxidación que el resto.

Al observar que la grieta por fatiga del único álabes afectado era de pequeño tamaño, se decidió realizar un examen metalográfico a otro de los álabes (concretamente el N° 18) porque era el que presentaba mejor condición de perfil en general, aunque su borde de ataque también había desaparecido, examinando por tanto el borde de salida.

El resultado obtenido es que las secciones transversales longitudinales no mostraban anomalías del material original, ni alteración significativa por el calor de los precipitados del *gamma prime*⁴.

Por otra parte, el análisis espectroscópico de dispersión de energía (EDS) de la capa cromada y el material base de la sección transversal longitudinal del borde delantero del álabe de referencia (Nº 18) mostró que las proporciones de los elementos principales detectados eran consistentes con los requisitos habituales y que por tanto no había evidencia de sulfatación en las regiones examinadas.

Durante el estudio y análisis también se comentó que históricamente, los datos han demostrado que los motores que funcionan en entornos propensos a la sulfatación son más susceptibles de experimentar fatiga en los álabes de PT2. La grieta se inicia en el borde de ataque de los álabes y que esta grieta se propaga finalmente al estar sometidos a sobrecargas.

1.17. Información sobre organización y gestión

De acuerdo con lo recogido en el *Manual de Operaciones* de la compañía, esta se constituyó en 2005 y su actividad es el transporte aéreo comercial tanto de pasajeros como de carga.

Cuenta con responsables en las áreas de Operaciones en Vuelo, Sistema de Mantenimiento, Entrenamiento de Tripulaciones, Operaciones en Tierra, Seguridad Operacional y Control de Conformidad.

Todos ellos tienen además la responsabilidad de garantizar la gestión de riesgos a la seguridad operacional, las amenazas a la seguridad aeroportuaria de las operaciones de aeronaves, que las operaciones se llevan a cabo de acuerdo con las condiciones y restricciones del Certificado de Operador Aéreo (AOC) y con las regulaciones y estándares de CANAIR.

La parte A General, del manual, recoge en el apartado 8.1.3.3. Mínimos para despegue, que los mínimos de despegue deben asegurar la suficiente controlabilidad de la aeronave en circunstancias adversas tanto en caso de aborto de despegue como en caso de continuar el despegue después de fallo de motor.

La parte B Aspectos operativos relacionados con el tipo de avión, en el apartado 3. Procedimientos anormales y de emergencia, concretamente en el subapartado 3.2.9 aborto de despegue, expresa que los tripulantes de cabina ante un aborto de despegue, estarán en máxima alerta hasta que el comandante dé la información adecuada a la situación que podrá ser Tripulación de Cabina Operación Normal o Tripulación de Cabina Evacuación/Desalojo.

⁴ La resistencia a la fluencia de las aleaciones de álabes de turbina está fuertemente influenciada por la morfología de los precipitados gamma prime. Después del tratamiento térmico, los álabes suelen tener una estructura simple de precipitados gamma prime de 10–50 nm de tamaño.

En la parte D Entrenamiento, contempla la maniobra de aborto de despegue en la fase teórica y en la parte práctica, solo en simulador cuando se trate de velocidades próximas a la de rotación.

1.18. Información adicional

Con la colaboración de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) se buscaron antecedentes utilizando la base de datos ECCAIRS, de sucesos relacionados con los fallos de álabes en las turbinas de potencia PT, en las flotas de operadores nacionales que montan la familia de motores PW100 que llevan aeronaves como el EMBRAER 120, el ATR42 y el ATR72, dado que este tipo de álabes son los mismos para toda esa familia de motores, aunque es más común en los modelos PW127 (que el modelo más grande de la familia PW100) y que está instalado en los ATR72.

También se realizaron distintas búsquedas en ECCAIRS en operadores extranjeros, sin que se llegasen a identificar incidentes relacionados con la turbina de potencia, por lo que se analizaron las 3452 recomendaciones publicadas hasta la fecha en el repositorio central europeo (ECR-SRIS), emitidas por las autoridades de investigación europeas.

A continuación, se exponen los casos encontrados.

ANTECEDENTES NACIONALES

Se encontraron tres sucesos relacionados con rotura de álabes en el escalón PT1 de la turbina de potencia (2010S04298 AIR NOSTRUM, 2018S16156 BINTER CANARIAS y 2018S18139 BINTER CANARIAS y otros tres relacionados de roturas en el escalón PT2 (2013S07251 SWIFTAIR, 2015S09676 CANARIAS AIRLINES y 2018S14184 BINTER CANARIAS).

También se han identificado sucesos relacionados con fallos de álabes de la turbina de alta (HPT), pero no se han incluido en el presente análisis porque no ha habido muchas repeticiones en un corto periodo de tiempo.

1. AIR NOSTRUM 30 de junio de 2010 (2010S04298)

Este suceso lo investigó la CIAIAC (IN-019/2010). Tuvo lugar el 30 de junio de 2010 a una aeronave ATR 72-500 con matrícula EC-HJI, operada por AIR NOSTRUM, que despegó del aeropuerto de Madrid-Barajas (LEMD), con destino al aeropuerto de Melilla (GEML) llevando a bordo a un total de 68 personas.

Cuando se encontraba en ascenso a 9000 ft se activó la alarma de fuego del motor izquierdo. La tripulación realizó el procedimiento de emergencia y regresó al campo.

La investigación determinó que un álabe del escalón de potencia PT1 de la turbina se fracturó por fatiga teniendo el origen en una microporosidad durante el proceso de fundición, produciendo los daños en PT1, PT2 y el desprendimiento de tuberías de aceite que provocaron el aviso de fuego en el motor. En el momento del incidente el motor contaba con 674 horas desde la última revisión de mantenimiento. En el informe se reflejaron las mejoras propuestas por Pratt & Whitney Canadá desde que ocurrió el incidente hasta la publicación del informe final (27 de marzo de 2014) como fueron:

- Sustitución de álabes defectuosos.
- Mejoras en las inspecciones por rayos X en la fundición.
- Introducción de la metodología de inspección mediante procesos de resonancia compensada (PCRT).
- Introducción de un intervalo flexible de 10000 h para la sustitución de álabes en los modelos de motores de mayor potencia.
- Mejoras en la sujeción de las tuberías
- Inclusión en el *Manual de mantenimiento* de criterios de aceptación para las zonas de contacto de los álabes, con objeto de asegurar una amortiguación efectiva de los álabes durante la operación del motor.

2. BINTER CANARIAS 4 de julio de 2018 (2018S16156)

El 4 de julio de 2018, la aeronave ATR – 200 con matrícula EC-JQL, operada por BINTER CANARIAS, aterrizó en el aeropuerto de Tenerife norte (GCXO) procedente del aeropuerto de Las Palmas de Gran Canaria (GCLP). Durante el aterrizaje la tripulación notó un olor extraño, por lo que avisó a los servicios de mantenimiento, que inspeccionaron los motores antes de pararlos y detectaron daños visibles (desprendimiento de álabes y grietas) en el segundo escalón de la turbina (PT2) del motor izquierdo.

El servicio técnico de la compañía determinó que un álabe del primer escalón de turbina (PT1), con P/N 3054053-01, se había fracturado por fatiga prematura, produciendo los daños adicionales en la PT1 y también en el segundo escalón (PT2).

En el momento del incidente el motor contaba con 8858 h desde la última revisión general de mantenimiento.

El fabricante del motor, Pratt & Whitney Canadá, introdujo el P/N 3054053-01 como mejora del P/N 3120983-01 en el Boletín de servicio SB21758 de 13 de diciembre de 2007; luego el 6 de noviembre de 2013 emitió el Boletín de servicio SB21852 introduciendo el P/N 3078563-01 mejorado para sustituir al P/N 3054053-01 y el 1 de octubre de 2015 emitió el Boletín de servicio SB 21878 que introdujo el nuevo P/N 3123943-01 (sustituyendo al P/N 3078563-01) mejorado y con mayor vida "Soft Time" (25000 h).

3. BINTER CANARIAS 24 de julio de 2018 (2018S18139)

El 24 de julio de 2018 la aeronave ATR 72 – 200 con matrícula EC-JQL aterrizó en el aeropuerto de Gran Canaria (GCLP).

Al realizar tareas de mantenimiento por parte de los operarios del servicio técnico, se detectó en el motor izquierdo daños visibles (desprendimiento de álabes y grietas) en el segundo escalón de turbina (PT2).

De acuerdo con el taller de motores, un álabe de PT1 con P/N 3054053-01, se fracturó por fatiga prematura (grieta por defecto de fundición en la fabricación, y propagación por fatiga), produciendo los daños adicionales a la PT1 y también a la PT2.

En el momento del incidente el motor contaba con 1211 h desde la última inspección de la zona caliente del motor, *Hot Section Inspection* (HSI), y el álabe contaba con tiempo total 5243 h.

4. SWIFTAIR 24 de junio de 2013 (2013S07251)

También fue objeto de investigación por parte de la CIAIAC (IN-017/2013). Ocurrió el 24 de junio de 2013 a una aeronave ATR 72 - 212 A con matrícula EC-KKQ operada por SWIFTAIR, que realizaba un vuelo desde el aeropuerto de Madrid-Barajas (LEMD) al aeropuerto de Vigo (LEVG) con 74 personas a bordo.

Durante el ascenso, a los pocos minutos del despegue se activó la alarma de fuego del motor izquierdo. Igualmente, la tripulación realizó el procedimiento de emergencia y regresó al campo.

La investigación concluyó con que un álabe del segundo escalón (PT2) de la turbina de potencia se fracturó por fatiga con origen en su borde de ataque, produciendo vibraciones que ocasionaron el desprendimiento de tuberías de aceite que provocaron el aviso de fuego en el motor.

En el momento del incidente el motor contaba con 5819 h desde nuevo. Durante la investigación el fabricante de la aeronave informó que entre 2010 a 2014 se habían producido otros once fallos de en el mismo escalón PT2.

En el informe final se reflejaron las mejoras propuestas por Pratt & Whitney Canadá desde que ocurrió el incidente hasta la fecha de publicación del informe final el 27 de mayo de 2015, como eran:

- Introducción de una inspección por corrientes inducidas (ECI) en el borde de ataque y de salida de los álabes de PT2 para realizar "On-wing" (con el motor instalado en la aeronave).

- Mejoras en el diseño de los álabes que se reflejaron en el boletín de servicio SB 21876.
- Mejoras en la sujeción de las tuberías.

5. CANARIAS AIRLINES 5 de julio de 2015 (2015S09676)

El 5 de julio de 2015, la aeronave ATR 72 – 200, operada por CANARIAS AIRLINES con matrícula EC-JEH iniciaba el descenso al aeropuerto de La Palma (GCLA) cuando uno de los tripulantes de cabina de pasajeros percibió un ruido extraño del motor izquierdo y se lo comunicaron a la tripulación de vuelo, que no detectó nada anormal en los parámetros. El copiloto comprobó el sonido en la cabina de pasajeros. Al reducir la potencia durante la aproximación el ruido desapareció. Al aterrizar se avisó a los servicios de mantenimiento, que al realizar una inspección en profundidad detectaron daños visibles (desprendimiento de álabes y grietas) en el segundo escalón (PT2) de la turbina de potencia.

El servicio técnico del operador concluyó con que los daños se habían ocasionado por el desprendimiento de un álabe de PT2 que produjo vibraciones severas. En el momento del incidente, el motor contaba con 6477 h desde la última revisión general de mantenimiento.

6. BINTER CANARIAS 15 de junio de 2018 (2018S14184)

El 15 de junio de 2018, después del aterrizaje en el aeropuerto de Gran Canaria (GCLP) de una aeronave ATR – 72 – 20 -212 A con matrícula EC-LAD, operada por BINTER CANARIAS, procedente del aeropuerto de Lanzarote (GCRR) se detectó que varios álabes (P/N 3118204-01) del segundo escalón de turbina de potencia (PT2) del motor derecho, se encontraban fracturados.

El servicio técnico de la compañía, achacó el origen del fallo a una grieta originada en el borde de ataque de un álabe ocasionada por fatiga del material. El material desprendido de ese álabe impactó contra otros álabes ocasionando la fractura. En el momento del incidente el motor contaba con 3513 h desde la última revisión general de mantenimiento.

El fabricante del motor, Pratt & Whitney Canadá llegó a la conclusión de que los álabes de PT2 con P/N 3118204-01, que tenían una protección de “baño de cromo” de fábrica, no estaban dando los resultados esperados, por lo que emitió el 15 de noviembre de 2017 un nuevo boletín de servicio, el SB 21917, para eliminar esta protección e introducir un nuevo P/N 3134564 que sustituiría a los anteriores, y también a los P/N 3124654–01 (mejora no efectiva introducida con el SB21876 el 24 de julio de 2015).

ANTECEDENTES INTERNACIONALES

Se resumen las recomendaciones dadas por distintas autoridades de investigación europeas.

1. ANSV (Italia)

De acuerdo con las recomendaciones publicadas en julio de 2012 por la autoridad de investigación de accidentes italiana (ANSV), el fallo por fatiga de los álabes de PT1 se había reproducido hasta en 28 ocasiones entre 2005 y 2011, con un pico entre 2008 y 2009. De acuerdo con las conclusiones de la ANSV, a consecuencia de estos fallos, en abril de 2008 Pratt & Whitney Canadá mejoró la inspección de rayos X para los álabes de PT1, y se estableció un límite de vida de acuerdo con el SB 21766 para algunos de estos álabes (ANSV 11-1826).

2. TSB (Hungría)

Entre junio y octubre de 2011, la autoridad de investigación húngara (TSB) registró tres sucesos relacionado con los fallos en PT1 y emitió recomendaciones similares a las de la ANSV italiana relativas a las mejoras necesarias en los álabes de PT1.

3. EASA/TC/FAA

Debido a los repetidos fallos de PT1, en 2013 se publicaron las directivas de aeronavegabilidad (AD) por parte de EASA CF-2013-02, y de la FAA 2013-0197, haciendo obligatoria la inspección de los álabes de PT1 de acuerdo con el SB 21823 (P/Ns 3120973-01, 3120983-01, 3054053-01) antes del 31 de enero de 2018. Como alternativa, se podían sustituir los P/Ns antiguos por unos nuevos, no afectados por la AD.

4. Otros

Además de los antecedentes mostrados anteriormente, en los siguientes gráficos se muestran datos de fallos de PT2 registrados por P&WC hasta finales de 2014 (37 incidentes).

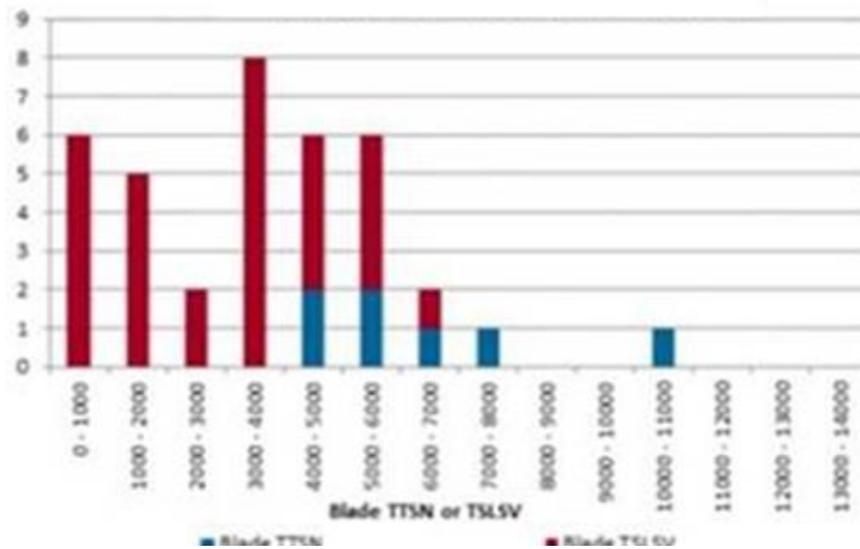


Figura 10. Eventos relacionados con álabes en motores PW100 entre 2005 y 2015

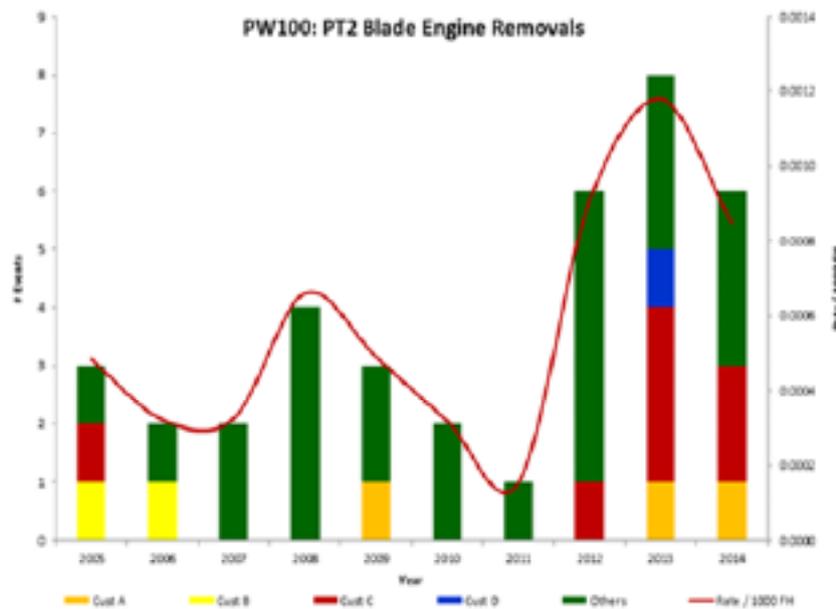


Figura 11. PT2 cambiados en motores PW 100 entre 2005 y 2014

ACTUACIONES DE PRATT & WHITNEY CANADÁ

Pratt & Whitney Canadá ha tratado de mejorar la duración de los álabes de turbina de potencia, y ha emitido recomendaciones sobre el lavado periódico de la turbina, especialmente en operaciones en ambientes salinos, por lo que recomienda a los operadores contactar con ellos para establecer recomendaciones de aeronavegabilidad continuada personalizadas en función de su tipo de operación.

En función de tres posibles ambientes distintos de operación en condiciones en las que haya polvo, salinidad o contaminación en general, de los motores establecidos en el EMM, se definen tres tipos de lavados con distintas frecuencias según la siguiente tabla:

TAREA EXPOSICIÓN	Lavar tuberías y compresor	Lavar turbina	Lavado de recuperación del rendimiento
Continuamente	Diario	Semanal	Como requiera por el ECTM (monitoreo de tendencia del estado del motor)
Frecuentemente	Semanal (65 h)	Cada 2 semanas	Como requiera por el ECTM
Ocasionalmente	Cada 2 semanas (130 h)	Mensual	Como requiera por el ECTM

Con respecto a los álabes del primer escalón de turbina (PT1) Pratt & Whitney Canadá introdujo el P/N 3054053-01 como mejora respecto de P/N 3120983-01 en el Boletín de servicio SB21758 de 13 de diciembre de 2007; el 6 de noviembre de 2013 emitió otro boletín de servicio, el SB21852 introduciendo el P/N 3078563-01 mejorado para sustituir al P/N 3054053-01 y el 1 de octubre de 2015 emitió el Boletín de servicio SB 21878 que introducía el nuevo P/N 3123943-01 (sustituyendo al P/N 3078563-01) mejorado y con mayor vida límite de acuerdo con el *Manual de mantenimiento del motor* (EMM) que establece una vida límite (10000 horas para los álabes anteriores al Boletín de servicio SB21878, y 25000 para los álabes posteriores al Boletín de servicio SB21878).

En lo que se refiere a los álabes del segundo escalón de turbina (PT2), el 24 de julio de 2015 se introdujo una mejora, con el Boletín de servicio SB21876, pasando del P/N 3118204-01 al P/N 3124654-01, pero ninguna de las mejoras está dando los resultados esperados. Pratt & Whitney Canadá, consciente de la tendencia al alza del número de fallos en álabes de PT2 en el periodo entre 2012 y 2014, identificó que las grietas de los álabes se producían por estrés bajo corrosión (*stress corrosion cracking*) principalmente en el borde de ataque, lo que llevó en septiembre de 2015 a la introducción de la inspección por corrientes inducidas (ECI) de estos álabes, a realizar en las visitas a taller, o en la modalidad "on-wing" (con el motor instalado en la aeronave).

El 28 marzo de 2017 publicó la S.I.L. N° PW100-185, donde reconoce un aumento en la tendencia de fallos de los álabes de PT2, y recomienda la realización de la inspección por corrientes inducidas (ECI) en la próxima visita a taller con el motor instalado en la aeronave.

El 15 de noviembre de 2017 se emitió un nuevo Boletín de servicio SB 21917 para introducir un nuevo P/N 3134564 añadiendo el número de serie del álabes.

Informe técnico A-052/2019

Para 2021 está previsto sacar un nuevo álabe con diferente geometría y nuevo tratamiento para el borde de ataque.

ACTUACIONES AESA

En base a la información recopilada (AD, SB, fallos previos recogidos en el Repositorio Europeo) la Dirección de Evaluación de la Seguridad y Auditoría Técnica Interna (DESATI) está realizando un estudio sobre los fallos por fatiga de los álabes de la turbina de potencia de los motores de la familia PW100 (en particular, el motor PW127), que será elevado al Comité de Seguridad de Transporte Aéreo Comercial.

Además, se ha coordinado con Dirección de Seguridad de Aeronaves (DSA) el solicitar a las Oficinas de Seguridad en Vuelo encargadas de la supervisión de los seis operadores nacionales que en la actualidad montan esta motorización (BINTER CANARIAS, CANARIAS AIRLINES, CANARY FLY, SWIFTAIR, AIR NOSTRUM y AERONOVA) la siguiente información:

- Cómo se ha implementado la Directiva EASA CF-2013-02 en sus organizaciones.
- Los números de parte (P/N) de álabes de turbina de potencia instalados (PT1 y PT2).
- Tiempo de vida límite para los álabes de PT1 y PT2 y si está incluido en el Programa de Mantenimiento.
- Intervalos de las inspecciones en las zonas calientes del motor (HSI) y las revisiones generales (*Overhaul*).

ACTUACIONES DEL OPERADOR

El operador contactó con Pratt & Whitney Canadá inmediatamente después de que sucediera el incidente y el fabricante del motor les recomendó realizar inspecciones por corrientes inducidas en ciertos motores de nuestra flota, al igual que se lo recomendó también al resto de operadores de nuestro entorno.

El 31 de octubre de 2019 P&WC les remitió una primera lista de motores a inspeccionar. La prioridad eran aquellos motores en que los álabes de la turbina de potencia (PT) tenían más de 10000 h de vuelo.

El operador realizó las inspecciones sin que se encontrasen resultados adversos, aunque según informó si se encontró una irregularidad en un motor de otro operador.

El 26 de febrero de 2020 P&WC les envió otra lista de motores a inspeccionar.

En este caso se encontró una anomalía en motor del operador, concretamente en el ED1403 de la misma aeronave objeto de la investigación (EC-MPI).

Esta anomalía se descubrió el 25 de marzo por la noche y se notificó al día siguiente a P&WC.

Las acciones que recomendó P&WC fue desmontar el motor en 50 FH (acción que se ejecutó antes del siguiente vuelo). Todo ello se reportó al Sistema de notificación de sucesos de AESA.

Por último, el 28 de abril P&WC les envió una recomendación para inspeccionar ciertos motores antes de las 4000 h de vuelo y posteriormente cada 500 h.

Esta acción se encuentra actualmente en curso.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

En este caso se ha realizado un examen metalográfico y un análisis espectroscópico de dispersión de energía (EDS) de la capa cromada y el material base de la sección transversal longitudinal del borde delantero de uno de los álabes.

2. ANÁLISIS

En este caso la tripulación pudo abortar la maniobra de despegue porque todavía no habían alcanzado la velocidad de rotación, lo cual les permitió frenar y abandonar la pista sin ningún contratiempo adicional. Reaccionaron con rapidez y de acuerdo con los procedimientos y con el entrenamiento que habían recibido por parte de la compañía. Igualmente, comunicaron rápidamente el incidente a los servicios de control (ATC), que les facilitaron con rapidez la información para efectuar el abandono de la pista sin riesgos.

Queda la duda de porqué se perdió la información del registrador de voces en cabina, ya que no había ninguna pista con información grabada que fuera válida, en la información que suministró el operador al equipo de investigación.

No se ha podido determinar con claridad si los datos se perdieron porque no se procedió correctamente por parte de la tripulación al desconectar el disyuntor correspondiente o se perdieron durante la descarga y manipulación posterior por parte de los servicios técnicos del operador.

En cuanto a la causa de la rotura del motor y dados todos los antecedentes expuestos parece que el problema es conocido tanto por la Autoridad Europea de Seguridad Aérea (EASA), como por la española (AESA), así como también por el propio fabricante.

AESA está realizando un estudio sobre los fallos por fatiga de los álabes de la turbina de potencia de los motores de la familia PW100 (en particular, el motor PW127), las Oficinas de Seguridad en Vuelo están recogiendo información de los operadores nacionales sobre la implementación de la Directiva EASA CF-2013-02 en sus organizaciones, información sobre los álabes instalados en las turbinas de sus motores y los intervalos de las inspecciones en las zonas calientes del motor (HSI) y las revisiones generales (*Overhaul*).

Por su parte el fabricante ha ido mejorando el diseño y en la actualidad todavía se está trabajando en el diseño de un álabe de la PT2 con diferente geometría y nuevo revestimiento para el borde de ataque para tenerlo listo en 2021.

Al tener detectado que hay determinados ambientes, como son en los que hay corrosión, salinidad o contaminación en general, en los que la posibilidad de un deterioro de los álabes de turbina es mayor, lo más conveniente es que Pratt & Whitney Canadá no solo ofreciera la posibilidad de realizar un plan específico para asegurar la aeronavegabilidad continuada a los operadores, si no que contactara con cada uno de ellos y les realizase directamente un plan adecuado a sus necesidades.

En lo que se refiere al suceso concreto que se está investigando hay que destacar que el Boletín de servicio SB 21917, publicado en noviembre de 2017, cuya última revisión (Nº 7) es de marzo de 2019 establece que hay que cambiar los álabes con PN: 3124654-01 por otros con PN: 3134564, dado que la capa protectora del borde de ataque del álabe propuesta en el boletín de servicio anterior, el SB 21876, no es óptima para aumentar la durabilidad de los álabes por problemas de corrosión.

Este cambio afectaba al motor ED-1404, que sufrió la rotura, pero en la fecha del suceso no se había implementado dicho boletín dado que el boletín no daba un plazo concreto, si no que recomendaba hacerlo cuando se desmonte y se tenga buen acceso.

El estudio de la rotura de los álabes que se recogieron concluyó con que no había fallos previos en el material y demostró que solamente uno de ellos presentaba problemas de fatiga, habiéndose fracturado el resto como consecuencia del fallo en el primero.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- La aeronave iba a realizar un vuelo desde el aeropuerto de Tenerife norte al aeropuerto de Gran Canaria.
- Cuando se encontraba en carrera de despegue por la pista 12 falló el motor derecho.
- Abortaron la carrera de despegue y abandonaron la pista por la salida E4.
- La torre del aeropuerto les autorizó a rodar hacia el aparcamiento, quedando estacionados en la posición N° 18.
- No se produjeron heridos y el pasaje desembarcó con normalidad.
- En la inspección posterior de la aeronave constataron que el fuselaje presentaba diversos daños.
- Los responsables del aeropuerto recogieron diversos restos metálicos que se habían desprendido del motor derecho en la pista y cerca de las calles de salida E1 y E2.
- El estudio del motor concluyó con que la pérdida de potencia del motor se debió a la fractura de varios álabes de la segunda etapa de de la turbina.
- El examen metalográfico y un posterior análisis espectroscópico concluyeron con que solamente uno de los álabes de la PT2 sufrió rotura por fatiga y que el material no presentaba daños previos.
- La disminución de la vida de los álabes de turbina de potencia en ambientes salinos, en los que haya polvo o contaminación en general, es un problema conocido y tratado por Pratt & Whitney Canadá, que ha dado a los operadores recomendaciones de aeronavegabilidad continuada, personalizadas en función de su tipo de operación.
- Desde 2007 hasta 2017, Pratt & Whitney Canadá ha emitido cinco boletines de servicio y una carta de servicio con el fin de intentar mejorar la duración tanto de los álabes del primer escalón de turbina (PT1), como de los álabes del segundo escalón de turbina (PT2).

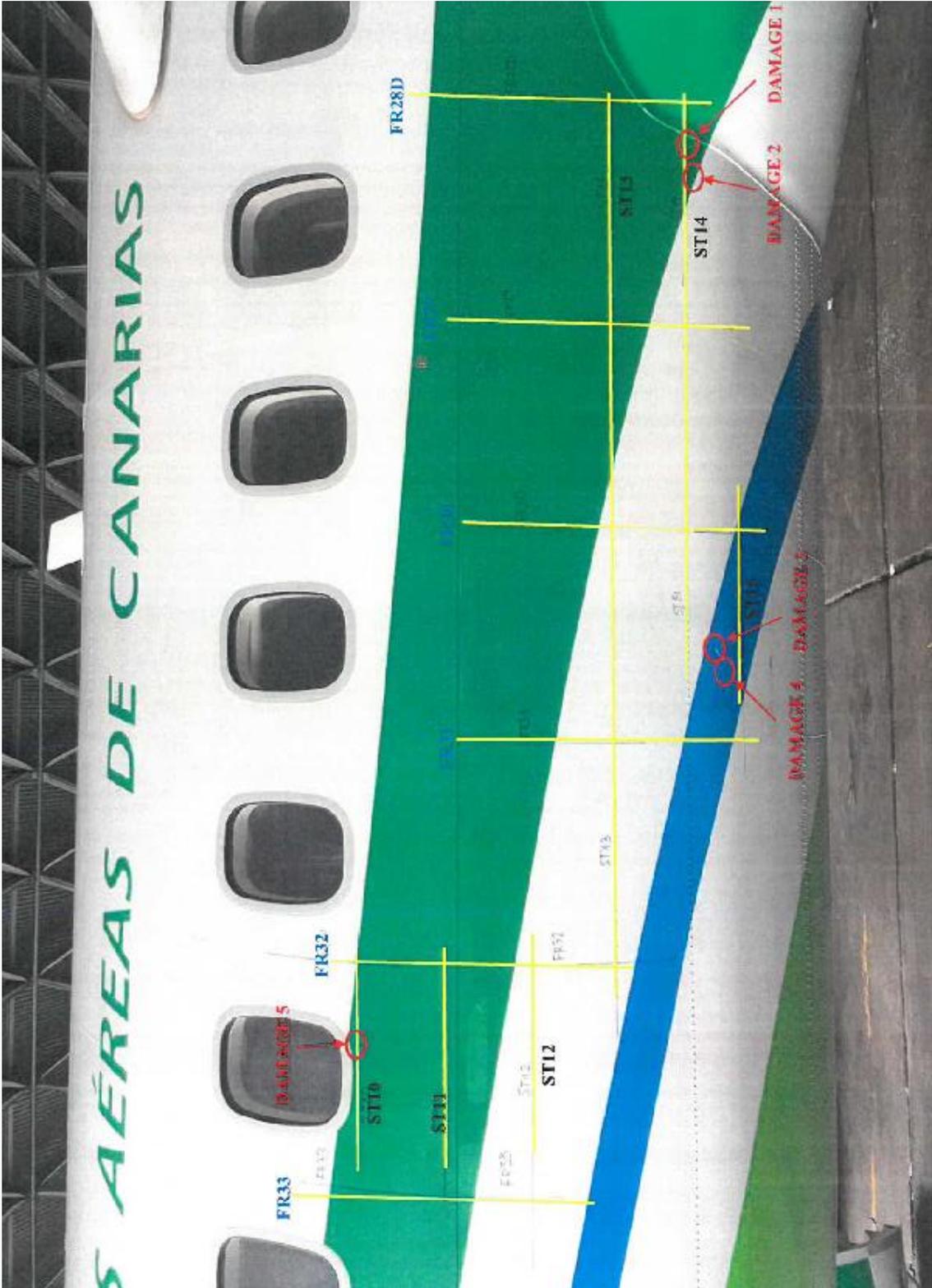
3.2. Causas/Factores contribuyente

La investigación ha determinado que el fallo de motor que obligó a abortar el despegue se debió a la rotura por fatiga de uno de los álabes del segundo escalón de turbina (PT2), al que siguió la fractura por sobre esfuerzo de varios más.

4. RECOMENDACIONES

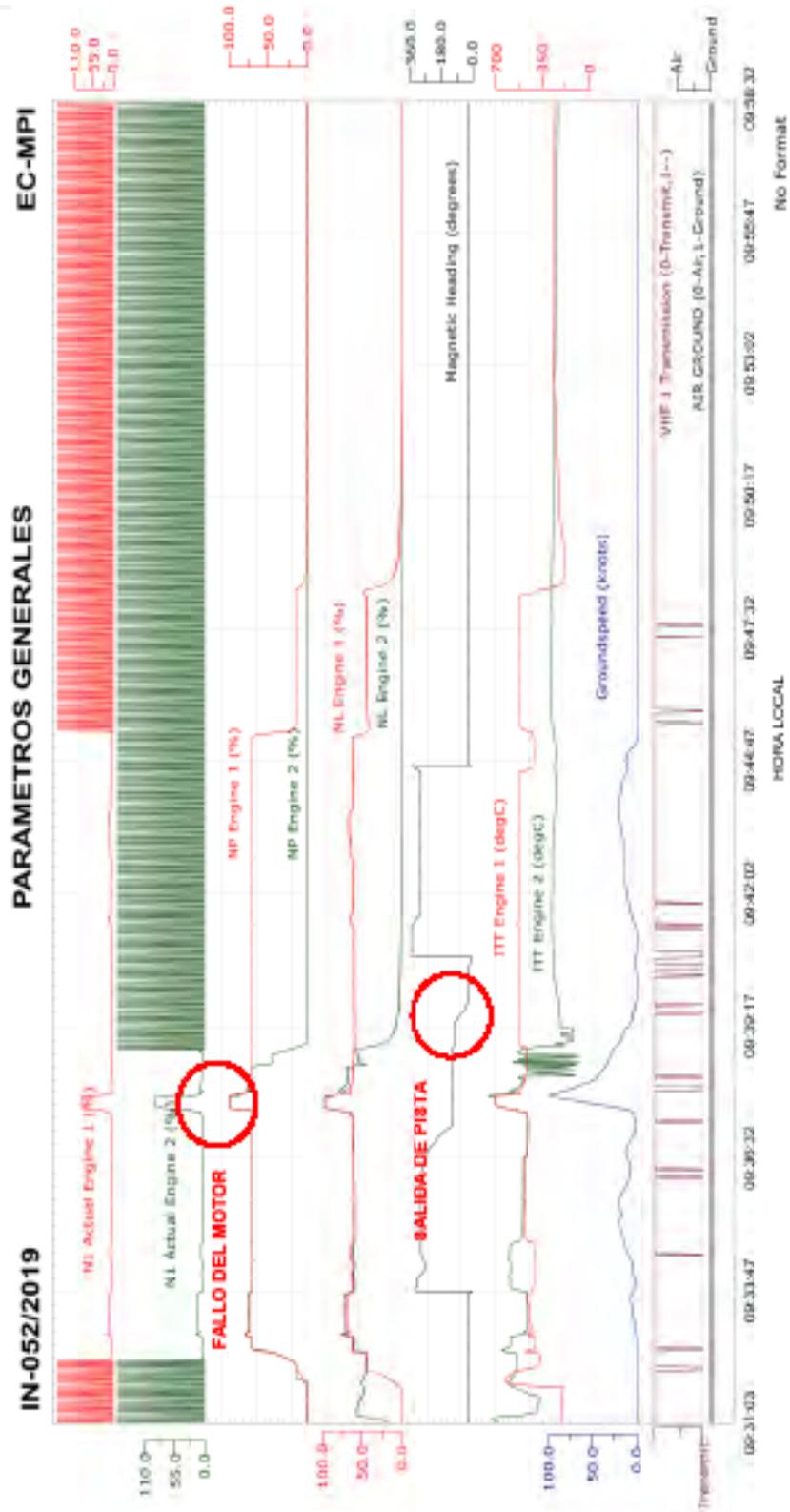
Ninguna.

ANEXO 1. DAÑOS EN EL FUSELAJE



IN-052/2019

ANEXO 2 – DATOS DEL REGISTRADOR DE VUELO FOR



File:

No Format
15-10-2019

HORA LOCAL