

Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4-5-12-035



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

INFORME FINAL ACCIDENTE

COL-20-31-GIA

**Aterrizaje forzoso por falla
de motor**

Cessna 208 B

Matrícula HK4669G

22 de septiembre de 2020

Guaymaral, Bogotá D.C.
Colombia



ADVERTENCIA

El presente Informe Final refleja el resultado de la investigación técnica adelantada por la Autoridad AIG de Colombia – Grupo de Investigación de Accidentes, GRIAA, en cumplimiento de lo establecido en el Anexo 13, numeral 6.6 y Reglamentos Aeronáuticos Colombianos, numeral 114.620, con el fin de indicar los pormenores y el avance en la investigación con el fin de 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 incidentes será la prevención de futuros accidentes o incidentes. El propósito de esta actividad no es determinar culpa o responsabilidad”*.

Por lo tanto, ningún contenido de este Informe Final, tienen el propósito de señalar culpa o responsabilidad.

Consecuentemente, el uso que se haga de este Informe Final para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes e incidentes aéreos, y especialmente para fines legales o jurídicos, es contrario a los propósitos de la seguridad operacional y puede constituir un riesgo para la seguridad de las operaciones.

CONTENIDO

SINOPSIS	5
RESUMEN	5
1. INFORMACIÓN FACTUAL	7
1.1 Reseña del vuelo.....	7
1.2 Lesiones personales.....	8
1.3 Daños sufridos por la aeronave.....	8
1.4 Otros daños.....	9
1.5 Información personal.....	9
1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento.....	9
1.6.1 Boletín de Servicio (SB) No. 1749R2.....	10
1.6.2 Peso y balance.....	12
1.7 Información Meteorológica.....	12
1.8 Ayudas para la Navegación.....	13
1.9 Comunicaciones.....	13
1.10 Información del Aeródromo.....	13
1.11 Registradores de Vuelo.....	13
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto.....	13
1.12.1 Hallazgos más importantes.....	15
1.12.2 Acciones iniciales en escena.....	16
1.13 Información médica y patológica.....	17
1.14 Supervivencia y rescate.....	17
1.15 Incendio.....	18
1.16 Ensayos e investigaciones.....	18
1.16.1 Inspección de campo de la planta motriz.....	19
1.16.2 Inspección especializada de la planta motriz.....	19
1.17 Información orgánica y de dirección.....	23
1.18 Información adicional.....	23
2. ANÁLISIS	25
2.1 Procedimientos operacionales.....	25
2.2 Procedimientos de mantenimiento.....	25
2.2.1 Boletín de servicio 1749R2.....	25
3. CONCLUSIÓN	26
3.1 Conclusiones.....	26
3.2 Causas probables.....	26
3.3 Factores Contribuyentes.....	26
3.4 Taxonomía OACI.....	26
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL	27

SIGLAS

ATC	Control de Tránsito Aéreo
ft	Pies
GRIAA	Grupo de Investigación de Accidentes
HL	Hora Local
h	Horas
kt	Nudos
lb	Libras
LH	Izquierdo
m	metros
NTSB	National Transportation Safety Board
PCA	Piloto Comercial de Avión
RAC	Reglamentos Aeronáuticos de Colombia
SKGY	Aeródromo Flaminio Suarez Camacho - Guaymaral
UTC	Tiempo Coordinado Universal
VFR	Reglas de Vuelo Visual
VMC	Visual Meteorological Conditions



SINOPSIS

Aeronave:	Cessna 208B HK4669G
Fecha y hora del Accidente:	22 de septiembre de 2020, 06:55 HL (11:55 UTC)
Lugar del Accidente:	Condominio Carimagua, Bogotá, Colombia
Coordenadas:	N04°48'51.06" - W074°4'40.73"
Tipo de Operación:	Aviación General – Privada
Personas a bordo:	01 Tripulante, 04 pasajeros

RESUMEN

El 22 de septiembre de 2020, la aeronave privada de matrícula HK4669 fue programada para realizar un vuelo entre el aeropuerto Flaminio Suárez Camacho de Guaymaral, Bogotá (SKGY), y el aeropuerto Santiago Vila, Flandes Tolima (SKGI), para trasladar unas personas que realizarían una gestión de índole personal en la ciudad de Girardot.

La aeronave despegó a las 06:52 HL de manera normal; una vez en el aire, el Piloto inició un viraje suave por la derecha, para tomar la salida visual y cruzó el umbral de la cabecera 11 aproximadamente con 200 ft de altura; en ese momento se escuchó una explosión en el motor, y un ruido característico de pérdida de potencia; el Piloto observó los parámetros del motor en los instrumentos y determinó que, efectivamente, el motor no estaba produciendo potencia.

El Piloto seleccionó un campo que consideró apropiado, ubicado ligeramente a la izquierda de la trayectoria, para aterrizar de emergencia y mantuvo un control efectivo del avión; durante la aproximación al campo, la aeronave golpeó la estructura de una casa con el tren de aterrizaje, lo que hizo que el avión perdiera velocidad; el Piloto aterrizó la aeronave de manera controlada.

La aeronave tuvo un segundo impacto, sobre la grama, en el cual se desprendió el tren de aterrizaje y se destruyó el "carga pod", deslizándose y quedando cerca de una carretera interna de un condominio habitacional.

Como consecuencia de los impactos, la aeronave terminó con daños sustanciales. El Piloto y dos (2) ocupantes sufrieron lesiones leves. Dos (2) ocupantes resultaron ilesos.

La investigación determinó que el accidente se produjo por las siguientes causas probables:

- Aterrizaje de emergencia de la aeronave en un campo no preparado, como consecuencia de la disminución de la potencia, generada por la falla del motor.
- Falla del motor, ocasionada por la fractura de tres (3) álabes del disco rotor de compresor de alta presión (compresor de turbina CT), que originó daños severos hacia atrás en la sección caliente y de potencia.

Factores Contribuyentes:

- Incumplimiento en el proceso de mantenimiento del motor, de lo ordenado en el AD No. 2014-17-08R1 FAA (año 2014), que establece el reemplazo de los álabes del

compresor de alta presión por previsión ante fallas que de material que se presentaban en esos componentes.

- Deficientes procesos de mantenimiento por parte del prestador de este servicio a la aeronave HK4669G, al no detectar el estado de los álabes del rotor de alta presión en las inspecciones boroscópicas de rutina.
- Deficiente verificación de los procesos de mantenimiento contratado del Operador, al no comprobar la calidad y el cumplimiento cabal y de los mismos por parte del prestador de servicios de mantenimiento.
- La investigación emitió cuatro (4) recomendaciones de seguridad operacional.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Reseña del vuelo

El 22 de septiembre de 2020, la Aeronave privada de matrícula HK4669 fue programada para realizar un vuelo entre el aeropuerto Flaminio Suárez Camacho de Guaymaral, Bogotá (SKGY), y el aeropuerto Santiago Vila, Flandes Tolima (SKGI), para trasladar unas personas que realizarían una gestión de índole personal en la ciudad de Girardot. Posteriormente, el avión regresaría a Guaymaral.

El Piloto se presentó en el hangar de la compañía en donde pernoctaba la aeronave, sobre las 06:10 HL, presentó el Plan de Vuelo, efectuó la inspección prevuelo y dispuso el reabastecimiento de 30 galones de combustible en cada tanque de la aeronave, para completar 1.100 lb de combustible a bordo para el vuelo.

La ruta del vuelo seguiría el corredor visual de Bojacá, río Magdalena y aeropuerto de Flandes, con un estimado en ruta de 20 minutos de vuelo.

Como ocupantes abordaron cuatro personas; el Piloto les impartió las instrucciones de seguridad, obtuvo autorización de la Torre de Control y rodó hacia la cabecera 29.

En el punto de espera el Piloto realizó las pruebas del motor, que arrojaron funcionamiento e indicaciones normales.

La aeronave despegó a las 06:52 HL de manera normal; una vez en el aire, el Piloto inició un viraje suave por la derecha, para tomar la salida visual y cruzó el umbral de la cabecera 11 aproximadamente a 200 ft de altura; en ese momento se escuchó una explosión y un ruido en el motor, característico de pérdida de potencia; inmediatamente observó los parámetros del motor en los instrumentos y determinó que, efectivamente, el motor no estaba produciendo potencia.

El Piloto seleccionó un campo que consideró apropiado, ubicado ligeramente a la izquierda de la trayectoria, para aterrizar de emergencia mientras bajaba el morro del avión para mantener 70 kt. Mantuvo los mismos 2 puntos de flaps que había utilizado para el despegue. Intentó activar el “emergency power lever” para la emergencia, sin éxito. Reportó a la Torre de Control que no tenía potencia, y que se había presentado apagada súbita de la planta motriz.

El Piloto mantuvo un control efectivo del avión; durante la aproximación al campo, la aeronave golpeó la estructura de una casa con el tren de aterrizaje, lo que hizo que el avión perdiera velocidad; el Piloto aterrizó de manera controlada.

La aeronave tuvo un segundo impacto, sobre la grama, en el cual se desprendió el tren de aterrizaje y se destruyó el “cargo pod” (ubicado debajo del fuselaje), deslizándose sobre esta estructura y deteniéndose cerca de una carretera interna de un condominio.

El Piloto y los ocupantes abandonaron la aeronave con el apoyo de las residentes del lugar, algunos de ellos con lesiones de consideración y fueron evacuados a hospitales cercanos, por parte del personal de la Secretaria de Salud del municipio de Chía y de la Policía Nacional.

La Autoridad de Investigación de Accidentes de Colombia (Grupo de Investigación de Accidentes – GRIAA) fue notificada del accidente a las 07:10 HL, y se dispuso del desplazamiento inmediato de un Investigador a Cargo. Una vez en el sitio, se coordinaron las acciones iniciales con el propietario de la aeronave.

Siguiendo los protocolos del Anexo 13 de OACI y del RAC 114, el evento fue notificado a la National Transportation Safety Board (NTSB) de los Estados Unidos, como Estado de Diseño y Fabricación de la aeronave Cessna 208B. La NTSB asignó un Representante Acreditado para el apoyo a la investigación.



Fotografía No. 1: Condición final de la aeronave HK4669G

1.2 Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Leves	1	2	3	-
Ilesos	-	2	2	-
TOTAL	1	4	5	-

1.3 Daños sufridos por la aeronave

SUSTANCIALES. Como consecuencia de la colisión en vuelo contra la estructura de dos viviendas, y luego contra el terreno.

1.4 Otros daños

Afectación a la estructura de dos viviendas como consecuencia del primer impacto.

1.5 Información personal

Piloto

Edad:	52 años
Licencia:	Piloto Comercial de Aviones - PCA
Certificado médico:	Vigente, hasta 19 de enero de 2021
Último chequeo en el equipo:	26 de abril del 2020
Equipos Volados:	PA28/32, Cessna 152/172/182/210/303/208.
Total horas de vuelo:	13.220 h (Información del operador)
Total horas en el equipo:	1.506 h (Información del operador)

El Piloto obtuvo su licencia de Piloto Comercial de Avión el 13 de marzo del 1998, con habilitación en mono motores y multimotores tierra hasta 5700 kg.

Tenía un contrato vigente de prestación de servicios con el operador desde el 07 de julio de 2018.

Dentro de su entrenamiento contaba con:

- Curso mercancías peligrosas: 20 de febrero de 2020
- Curso Gestión de Recursos de Cabina (CRM): 21 de febrero de 2020
- Curso recurrente en el equipo Cessna 208: 15 de febrero de 2020
- Curso de Instrumentos: 20 de febrero de 2020
- Curso recurrente en manual de seguridad operacional: 28 de marzo de 2020
- Curso en procedimientos de emergencia y evacuación: 18 de marzo de 2020

El chequeo en el equipo Cessna 208 ante la Autoridad Aeronáutica como instructor en el equipó fue realizado el 26 de abril de 2020 con resultados satisfactorios.

1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

Marca:	Cessna
Modelo:	208 B
Serie:	208B0968
Matrícula:	HK4669G
Horas totales de vuelo:	2.830:48 h
Certificado aeronavegabilidad:	0004791, vigente
Certificado de matrícula:	R0006340, vigente
Último servicio efectuado:	21 de mayo del 2020

El último servicio técnico a la aeronave se le realizó el 21 de mayo de 2020 en Guaymaral.

Al término del vuelo que debía efectuar el día del accidente, la aeronave estaba programada para que se le realizara la prueba boroscópica de 100 horas, según método alternativo AMOC, aprobado mediante el oficio de la UAEAC 5103.187-2018026763

Motor

Marca:	Pratt & Whitney
Modelo:	PT6A-114A
Serie:	PCE-PC0979
Horas totales de vuelo:	2.830:48 h
Horas DURG:	N/A

El día 21 de mayo del 2020 se le efectuó inspección de 100 h.

Hélice

Marca:	Mc Cauley
Modelo:	3GFR34C703-B
Serie:	020560
Horas totales de vuelo:	2.830:48 h
Horas DURG:	678:2

1.6.1 Boletín de Servicio (SB) No. 1749R2

Se encontró que, en el año 2014, la casa fabricante del motor modelo PT6A-114A, había identificado algunos problemas en los álabes del disco de compresor de los motores. Ese mismo año se publicó una alerta de servicio hacia sus operadores, informando sobre el problema encontrado.

La casa fabricante decidió recomendar a los operadores la realización de una serie de inspecciones boroscópicas en la sección caliente del motor y en la etapa de alta presión del compresor, para identificar anticipadamente el deterioro del material de los álabes, y de esta manera evitar posibles daños severos dentro del motor.

Mientras tanto, el fabricante continuó realizando el análisis de falla a los materiales de los álabes, logrando identificar un incorrecto diseño en la composición química y errores posteriores durante su fabricación. Ante este hallazgo, el fabricante publicó, en septiembre del 2014, el Boletín de Servicio número SB1749.

El 18 de septiembre del 2016, el fabricante efectuó una revisión al documento original, en donde decidió incorporar nuevos procedimientos de inspección y el reemplazo de partes y componentes en la sección del motor afectadas, es decir, en la zona caliente del motor y en la sección de compresor de alta.

Posteriormente, el Boletín de Servicio publicado el 31 de julio de 2019 establecía el reemplazo de los álabes de la sección del compresor de alta, por otros identificados con un

nuevo número PN 3079351-01; y para el compresor de turbina con el número de parte PN 3072801-01 o P/N 3072801-02.

Al motor instalado en la aeronave HK4669G debía aplicársele lo establecido por la segunda revisión del Boletín de Servicio publicado el 31 de julio de 2019, que comprendía a los siguientes modelos:

- Motores PT6A-114.
- Motores PT6A-114A anteriores, que incluyen el número de serie PCE-PC2117, PCE-19101 hasta PCE-19402; y todos los motores convertidos al modelo de motor PT6A-114A (Ref. P&WC conversión de motor SB1625).
- Adicionalmente, el SB No. 1769 debe realizarse en conjunto con P&WC S.B. No. 1749.

De acuerdo con la información anterior, la investigación realizó una inspección al programa de mantenimiento del motor instalado en la aeronave HK4669G, sin encontrar el cumplimiento de lo dispuesto en el Boletín de Servicio; a cambio, se implementó realización de una inspección boroscópica al motor, cada 100 horas.

El Boletín de Servicio que debió haber cumplido el operador, además del cambio de álabes pro otros de diferente material, hacia énfasis en cambiar las dimensiones de los álabes con respecto al soporte del disco, con un tamaño mayor, para reducir el espacio entre el álabe y la base del disco de compresor, evitando de esta manera excesivas vibraciones, en el compresor, que limitaba la vida útil de la sección.



Fotografía No. 2: Reducción de distancia entre el soporte del disco y alabe

Dentro del cumplimiento de SB1749 Rev., el fabricante enfatiza en reemplazar las partes antiguas del motor por las indicadas dentro del procedimiento. Una vez reemplazadas estas partes y componentes, el fabricante sugiere regrabar los números de parte de los componentes para identificar y garantizar el cumplimiento del Boletín.

Una vez cumplido el Boletín de servicio por el taller autorizado, este debe generar un informe que evidencie y garantice el cumplimiento de los procedimientos posteriores, que especifican que una vez instalados los álabes en el disco de compresor, se debe tener una tolerancia entre la base del disco y el álabe de la siguiente manera:

4. Appendix (Cont'd)

TABLE 1, Compressor Turbine Blades

REF. NO.	IFR	Name	Dim. for Ref. inches (mm)		Limits inches (mm)		Replace
			Min.	Max.	Min.	Max.	
Post-SB 688		Compressor Turbine Blades (Platform to Platform)			0.003*	0.0166*	(0.08) (0.42)
<p>NOTE: *Nominal gap per stackup calculation 0.0086 ± 0.0080</p> <p>NOTE: 0.003 Min must be maintained on all gaps simultaneously.</p>							

Sin embargo, el cumplimiento de esta condición no se evidenció en la inspección post accidente realizada al motor.

1.6.2 Peso y balance

De acuerdo con información del Formato de Información Actualizada de la Aeronave FIAA, en la última Inspección Anual realizada el 12 de agosto de 2019, la última certificación de peso y balance a la aeronave se había realizado el 09 de octubre de 2019.

La aeronave operó dentro del peso máximo permitido para el vuelo.

1.7 Información Meteorológica

En el período de ocurrencia del accidente (11:55 UTC), el aeródromo Flaminio Suárez Camacho de Guaymaral (SKGY), que contaba con estación meteorológica, reportó las siguientes condiciones:

Guaymaral, 11:00Z (06:00 HL):

SKGY 221100Z 08003KT 9000 SCT040 23/07 A3020

Viento de los 080° con una intensidad de 03 nudos, visibilidad horizontal 9,000 m, cobertura del cielo con nubes dispersas a 4,000 pies, temperatura ambiente de 16°C y temperatura de rocío 07°C; ajuste altimétrico QNH 30,20 inHg.

Guaymaral, 12:00Z (07:00 HL):

SKGY 221200Z 09003KT 9000 BKN050 22/01 2 A3020 RMK HZ

Viento de los 090° con una intensidad de 03 nudos, visibilidad horizontal 9,000 m, cobertura del cielo con nubes dispersas a 5,000 pies, temperatura ambiente de 18°C y temperatura de rocío 01°C; ajuste altimétrico QNH 30,22 inHg.

De acuerdo con declaraciones del personal ATC, las condiciones meteorológicas eran aptas para un vuelo visual, y no se presentaban condiciones adversas para el despegue.

1.8 Ayudas para la Navegación

No tuvieron incidencia en el accidente. El despegue se desarrolló bajo reglas VFR.

1.9 Comunicaciones

Después del despegue, y en el momento en que el Piloto reportó la falla mantuvo contacto con el ATC de Guaymaral Torre, en frecuencia 118.8 MHz.

El ATC efectuó supervisión constante del vuelo, reportó y orientó al SEI hacia el sitio del accidente.

1.10 Información del Aeródromo

El Aeropuerto Flaminio Suárez Camacho de Guaymaral (ICAO: SKGY) es el aeropuerto secundario de la ciudad de Bogotá, Colombia ubicado al Norte de la ciudad; limita con el municipio de Chía. Sirve principalmente como un aeropuerto de operación de aviación general, taxis aéreos, aeronaves de instrucción, Policía y Armada Nacional.

El aeródromo se encuentra localizado en coordenadas N04°48'45,00" - W074°03'54,30" a una elevación de 2,557 m (8389 ft), con una única pista 11/29 de 1,720 m de longitud y 15 m de ancho. La pista cuenta con luces de indicador de senda de aproximación visual PAPI en la pista 11.

1.11 Registradores de Vuelo

La aeronave no se encontraba equipada con Registradores de Datos de Vuelo (FDR) ni de Voces de Cabina (CVR). Las regulaciones existentes no exigían llevarlos a bordo.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

El sitio del accidente correspondía a un área semiurbana localizada en inmediaciones del aeropuerto de Guaymaral, localidad de Suba, en la ciudad de Bogotá, Colombia.

La aeronave quedó ubicada en las coordenadas N04°48'51.06" - W074°4'40.73", aproximadamente a 594 metros del umbral de cabecera 11 de la pista de Guaymaral, con rumbo final 253°.

Se presentó afectación a la estructura de una de una vivienda, impactada por la aeronave en su aproximación final.

La georreferenciación del vuelo de la aeronave HK4669 G se presenta en los siguientes gráficos, en los cuales se muestra el despegue por la pista 29, y el punto donde se realizó el aterrizaje de emergencia.



Imagen No. 1: Distancia entre el sitio del accidente y el umbral de la pista 11 de Guaymaral.

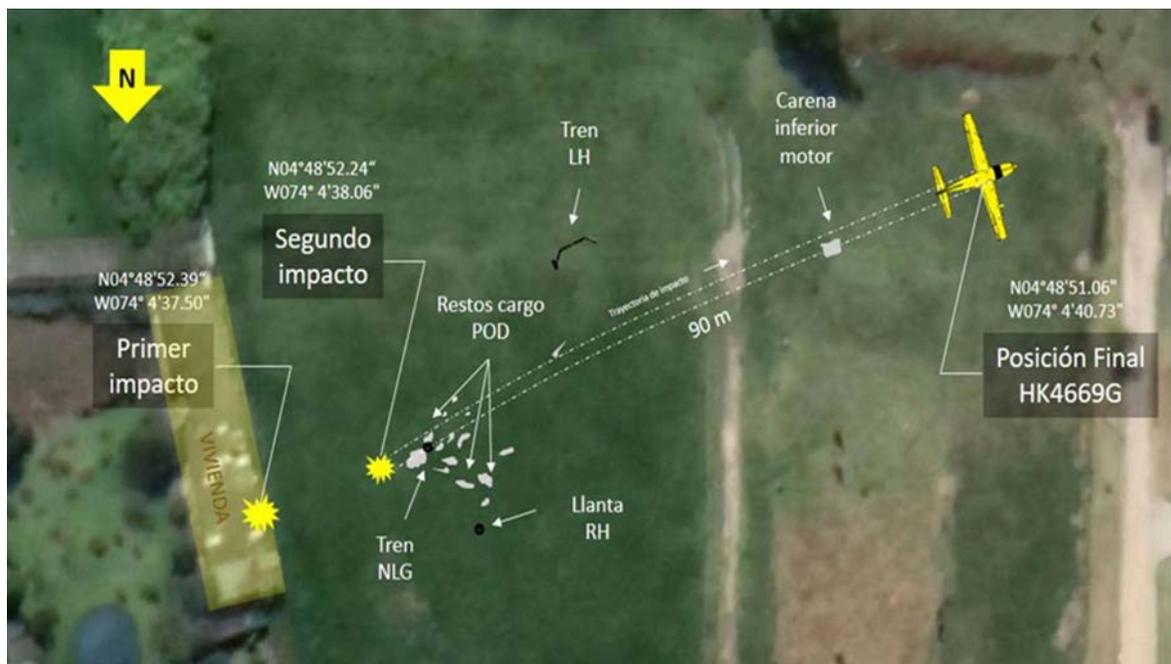
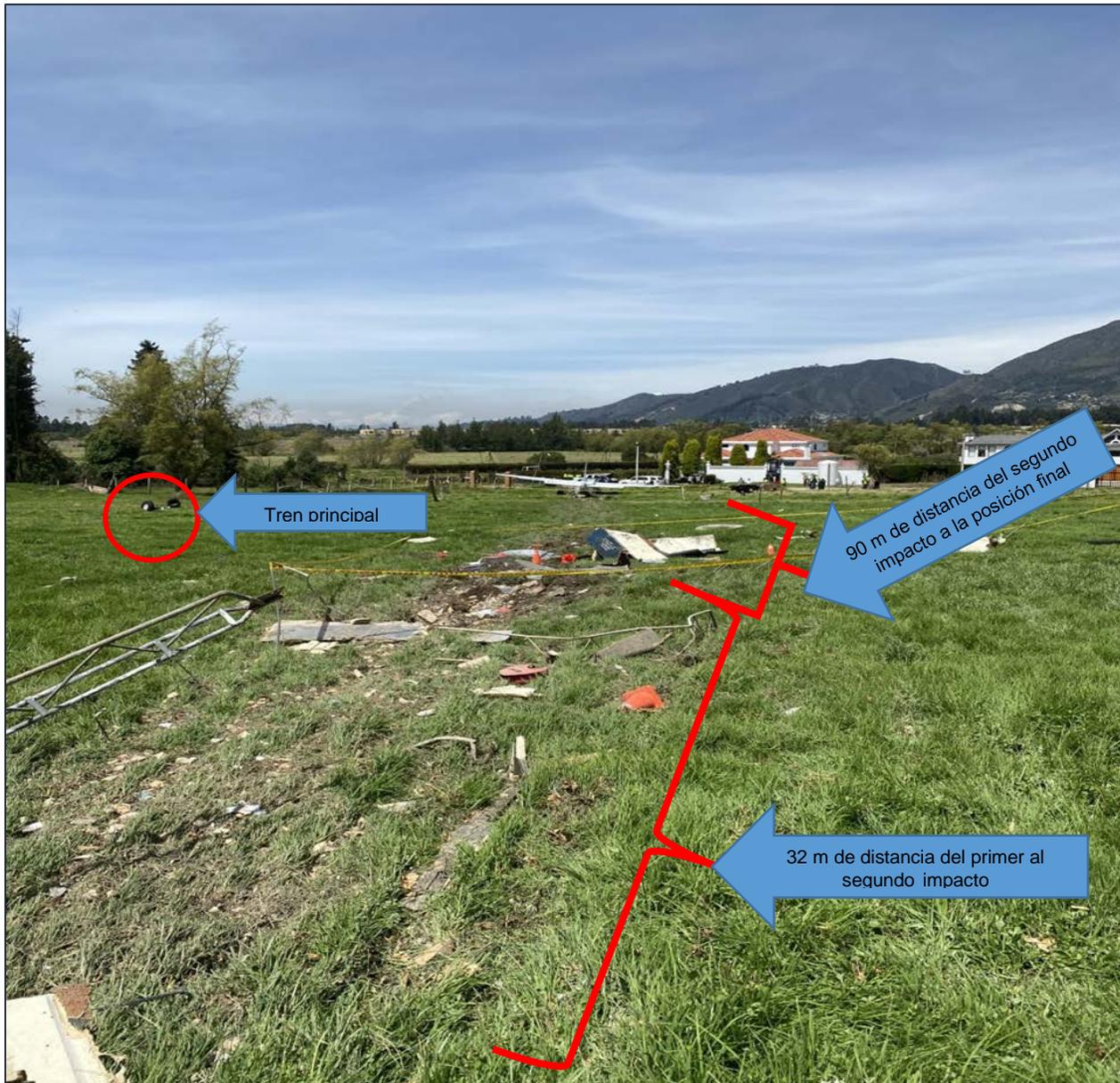


Imagen No. 2: Ubicación del primer impacto y de los restos de la aeronave.



Fotografía No. 3: Trayectoria desde el segundo impacto hasta la posición final de la aeronave.

1.12.1 Hallazgos más importantes

- Todas las partes de la aeronave y sus superficies de control se encontraron en el área del accidente, descartando una posible desintegración o separación en vuelo.
- El tren de aterrizaje resultó afectado sustancialmente en el primer impacto con las viviendas y se desprendió en el impacto con el terreno.
- Se verificó la integridad y funcionamiento del sistema de controles de vuelo, sin encontrar anomalías en su operación.
- El motor se encontró íntegro en su bancada.

- Los planos se encontraron íntegros, sin golpes.
- La hélice se encontró completa acoplada al motor. El resultado del examen detallado del ángulo de las palas correspondía a giro sin potencia del motor.

1.12.2 Acciones iniciales en escena

- Los restos de la aeronave fueron removidos del sitio del accidente para efectuar análisis más detallado.
- Fueron obtenidas las comunicaciones que mantuvieron entre la tripulación de la aeronave HK4696 G y el ATC SKGY.
- Se obtuvo un video registrado por una cámara del sector, con base en el cual se elaboró la geo-referenciación de la trayectoria de vuelo y en tierra de la aeronave, la cual se muestra en las imágenes No. 1 y 2.
- Se dispuso la custodia de la documentación técnica de la aeronave, de la planta motriz y de la hélice y de la documentación operacional del Piloto.
- Se efectuó una prueba boroscópica al motor en el lugar del accidente.



Fotografía No. 4: Daños ocasionados en el primer impacto del tren de aterrizaje sobre viviendas



Fotografías No. 5 y 6: Tren de aterrizaje derecho y de nariz desprendidos en el segundo impacto

1.13 Información médica y patológica

El Piloto contaba con su certificado médico vigente y aplicable para el tipo de operación. No registraba limitación alguna.

Las lesiones de los ocupantes consistieron, principalmente, en politraumatismos ocasionados por la dinámica del aterrizaje de emergencia; dos de los pasajeros fueron incapacitados por trauma de tórax.

1.14 Supervivencia y rescate

El accidente permitió la supervivencia de los cinco (5) ocupantes. Tres (3) ellos ocupantes de la aeronave presentaron lesiones leves ocasionados por la dinámica del impacto.

A pesar de que antes del despegue el Piloto entregó la información de seguridad para el vuelo a los ocupantes, en el momento del aterrizaje de emergencia, aunque los cinturones de seguridad de los pasajeros estaban cerrados, no se encontraban debidamente ajustados al cuerpo, de tal manera que los tensores no se aseguraron con los impactos al aterrizaje, permitiendo un corto desplazamiento de los cuerpos contra los mismos cinturones. Esto ocasionó las lesiones leves en tórax, tal como lo determinó el concepto médico emitido.

El personal del SEI actuó posteriormente a la activación del Plan de Emergencia por parte del ATC, y fue apoyado por un helicóptero de la Policía Nacional, cuyos tripulantes informaron al SEI sobre la ubicación de la aeronave.

1.15 Incendio

No se presentó incendio pre ni post al aterrizaje de emergencia.



Fotografía No. 7: condición de la cabina de mando y parte delantera de la cabina de pasajeros.

1.16 Ensayos e investigaciones

Dentro del proceso investigativo se efectuó la inspección de la planta motriz para determinar su condición y funcionamiento al momento de la emergencia.

Luego de revisar los documentos de mantenimiento de la aeronave y de la planta motriz, se encontró un posible incumplimiento de la Directiva de Aeronavegabilidad No. 12749R2 del 17 de agosto del 2014, consistente en el cambio de los álabes de la turbina de potencia.

El operador cumplía un método alternativo (AMOC), aprobado por la UAEAC mediante oficio 5103.187-2018026763, de fecha 20 de junio de 2018, consistente en realizarle al motor una prueba boroscópica cada 100 horas.

En la inspección del Libro de Vuelo y registros de mantenimiento no se encontraron reportes o acciones de mantenimiento por mal funcionamiento del motor o de sus accesorios.

1.16.1 Inspección de campo de la planta motriz

En el trabajo de campo se realizó una inspección visual boroscópica al interior del motor.

Se encontraron las siguientes condiciones anormales en el compresor, en la cámara de combustión y en la sección de turbina:

- Erosión
- Corrosión.
- Pérdida de material en álabes.
- Roces y pérdidas de material en elementos móviles.
- Decoloraciones y marcas por alta temperatura.
- Deformaciones.
- Fracturas y agrietamientos en álabes, sobre todo en la raíz.
- Obstrucción de orificios de refrigeración.
- Daños en quemadores y boquillas.



Fotografía No. 8: hallazgos de la prueba boroscópica efectuada posteriormente al accidente.

1.16.2 Inspección especializada de la planta motriz

Al motor Pratt & Whitney, modelo PT6A-114A, S/N PC-EPC0979 se le realizó una inspección especializada en un taller autorizado por la casa fabricante en Florida (Estados Unidos), en presencia de un representante de la FAA, en el mes de octubre del 2021, con los siguientes resultados:

Inspección preliminar.

Varias áreas del motor sufrieron daños menores; el daño más notable ocurrió en la sección trasera del motor. La bomba de combustible y la unidad de control de combustible (FCU) sufrieron daños importantes por el impacto, que causó su fractura y su separación.

El filtro de aceite del motor y el *chip detector* se encontraron libre de limallas. Se inspeccionaron los álabes del compresor de la primera etapa. Utilizando un baroscopio digital, se evidenció que existía rozamiento entre los álabes del compresor y la carcasa.

Compresor de Turbina (CT)

El motor se desarmó para una mayor inspección de los componentes de la sección caliente. Los cincuenta y ocho (58) álabes del compresor de turbina (CT), sufrieron daños con pérdida de material. El disco del compresor de turbina fue removido para una inspección adicional.

Se identificaron tres (3) álabes como posible inicio de la falla, ya que presentaban fracturas más cerca de la base, con signos de una fractura limpia.

Se removió un (1) álabe del CT con el fin de identificar su número de parte, que resultó corresponder a PN 3045731-01.

Los componentes restantes de la sección caliente, tales como la cámara de combustión, los conjuntos de la sección de escape, la cubierta del cojinete No. 2, y los conductos de escape grandes, no fueron removidos.

Se observó un daño severo dentro del conducto de escape, especialmente en los estatores guías de la turbina del compresor. Los estatores guías del CT tenían varios álabes que presentaban pérdida de material.

Sección de potencia

Los ocho (8) sondas de termocupla T5 estaban rotas y faltantes.

El estator de la Turbina de Potencia (PT) tenía múltiples áreas de daño por impacto y material faltante. Los cuarenta y tres (43) álabes del PT tenían signos visuales de daños por impacto, fractura, con pérdida de material.

También se observaron daños por impacto en las siguientes secciones interiores de escape.

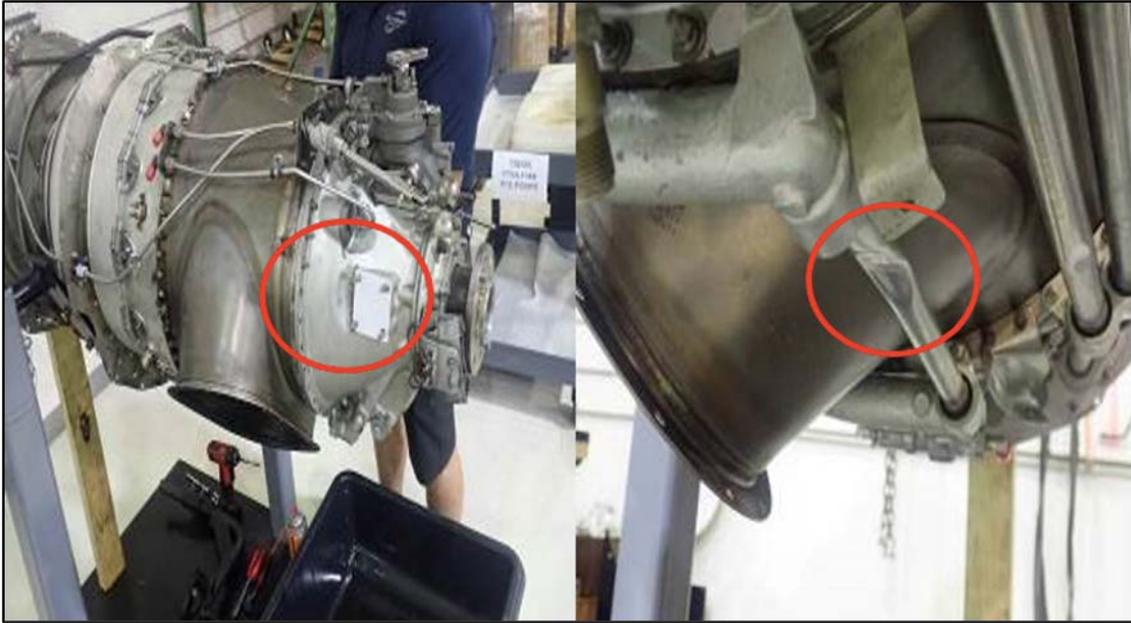
Resumen de inspección

El motor sufrió una falla de los álabes de la sección del CT que ocasionó un daño catastrófico dentro del área de la sección caliente, la sección de turbina y la sección de escape. La mayor parte del daño del motor estaba contenida en el área de la sección caliente, con el resultado del daño observado en la sección del compresor.

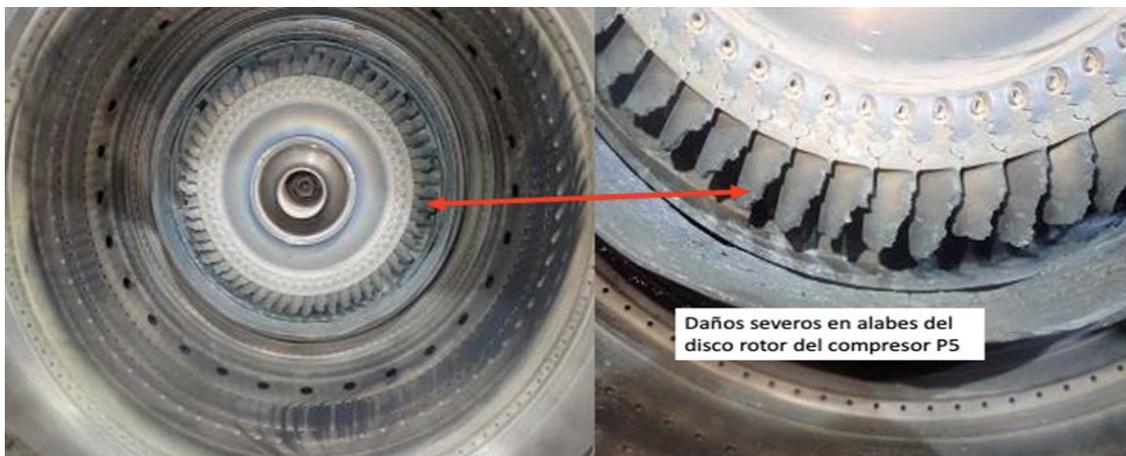
La bomba de combustible y la unidad de control de combustible también presentaron daños.

Para efectos de la inspección interna y poder tener acceso a los accesorios internos del motor, este fue desensamblado desde la zona caliente, afectando el flanche "C".

Se logró así inspeccionar las 58 palas que componen el "compresor de alta", en donde se encontraron daños severos en el material. Al removerse el disco del compresor del eje principal del motor, se identificó que 3 de las 58 palas, tuvieron fracturas limpias y, que, adicionalmente, presentaba las fracturas muy cerca de la base.



Fotografía No. 9: Daños externos del motor Pratt & Whitney, modelo PT6A-114A.



Fotografía No. 10: Daños internos sección compresor.

En la fotografía No. 9 se observan características muy comunes de los materiales cuando sufren fatiga interna molecular, ocasionadas por altas temperaturas a las cuales se someten los materiales durante su operación, o por una incorrecta construcción química del material, ocasionando la pérdida sustancial de las características para su función inicial de diseño.

Se removió una de las palas identificadas con fracturas limpias del disco de compresor de alta y se logró identificar el número de parte "3045731-01".

Se observaron daños severos en los componentes restantes del conjunto del disco del compresor, tales como:

- Revestimiento de combustión.
- Conjunto de salida pequeño, sistema de lubricación cojinete.
- Cubierta exterior del cojinete y su brida de amarre No. 2.

Posiblemente, debido a la pérdida de material de los álabes del rotor del compresor, se afectó sustancialmente todo el conjunto de disco estator guía para la salida de gases del compresor, que presentó pérdida de material y fracturas dúctiles ocasionadas por el impacto.

Se logró dividir la sección caliente de la sección de potencia; se encontraron fracturas que indican la temperatura interna de la turbina, denominada por el fabricante como "T5".



Fotografía No. 11: Daños internos en la sección de turbina.

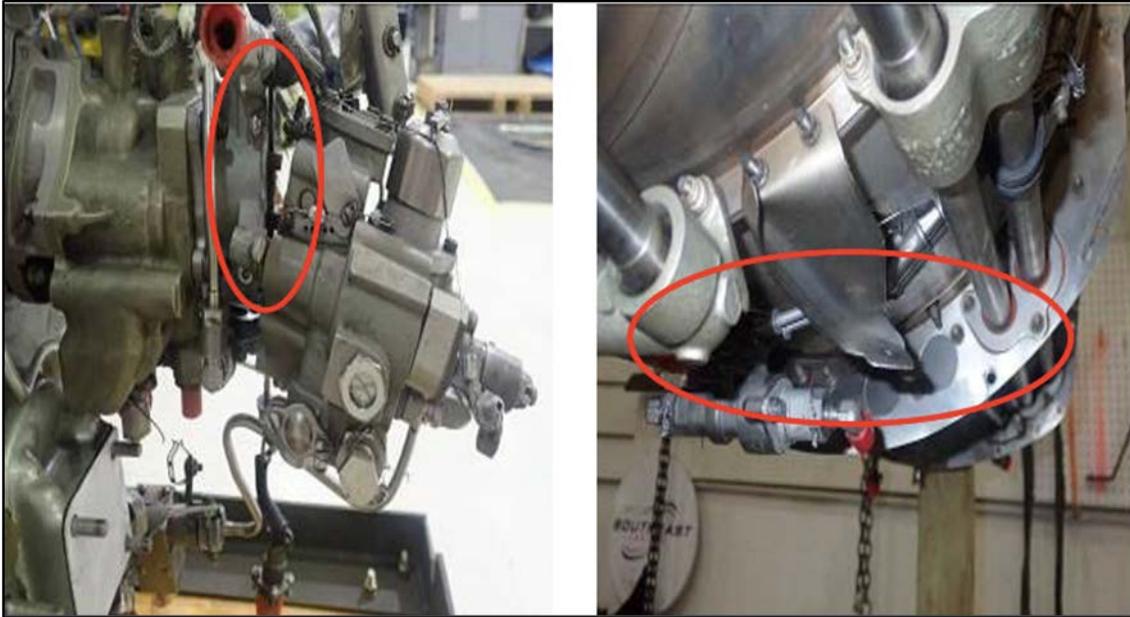
El disco estator de la unidad de potencia de turbina denominado "PT" está compuesto por 43 álabes guías, los cuales fueron afectados sustancialmente por múltiples daños por impacto, haciendo que erosionara el material de estos álabes; como consecuencia, estos componentes perdieron severamente su estructura mecánica inicial debilitándose a punto de fracturarse en su totalidad.



Fotografía No. 12: Daños venas guías disco estator sección compresor de alta.

En conclusión, el motor Pratt & Whitney, modelo PT6A-114A, S/N PC-EPC0979 sufrió una falla con fracturas dúctiles en 3 de los 58 álabes que componen el disco rotor del compresor de alta denominado CT; las partes desprendidas como consecuencia de las fracturas causaron daños severos dentro del área de la sección caliente y la sección de potencia.

La mayor parte del daño del motor estaba concentrada en el área de la sección caliente del motor; también se afectó sustancialmente la sección del compresor; adicionalmente, se identificaron daños en la bomba de combustible, impulsada por el motor, y en la unidad de control de combustible.



Fotografía No. 13: Daños en bomba de combustible mecánica del motor

1.17 Información orgánica y de dirección

El operador mantenía un contrato de servicio para el mantenimiento de la aeronave, con un taller aprobado por la Autoridad Aeronáutica.

El propietario de la aeronave notificó oportunamente la ocurrencia del evento a la Autoridad de Investigación de Accidentes de acuerdo con lo establecido en el RAC 114.

1.18 Información adicional

A continuación se presenta el contenido del Boletín de Servicio SB No. 1749R2.

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN
 P&WC S.B. No. 1749R2

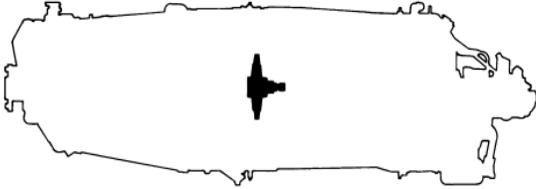
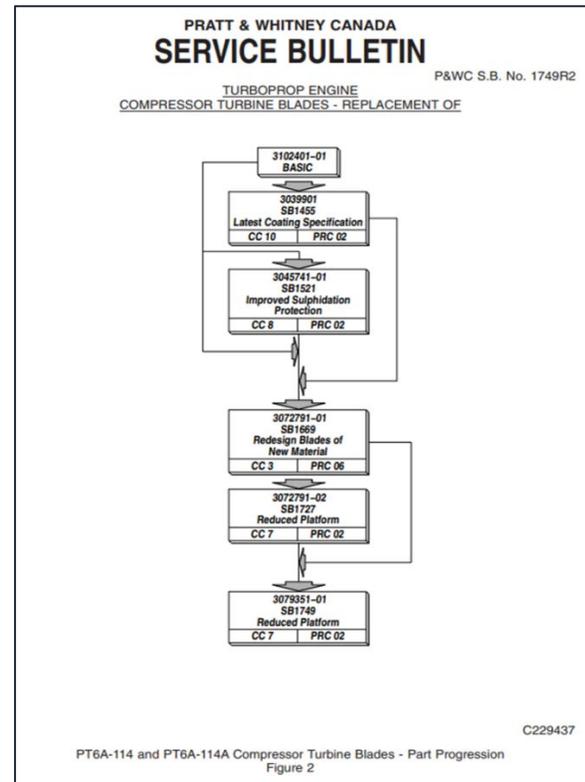
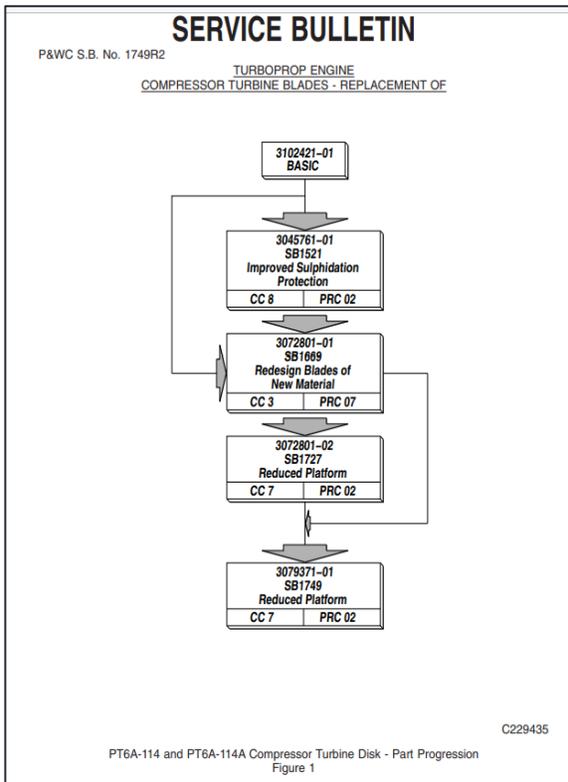
BULLETIN INDEX LOCATOR
72-50-02

TURBOPROP ENGINE
COMPRESSOR TURBINE BLADES - REPLACEMENT OF

MODEL APPLICATION
 PT6A-114, PT6A-114A

Compliance: CATEGORY 7

Summary: Inter platform gap of Compressor Turbine (CT) blade can be improved. Stack up shows that actual blade design can produce inter platform gap under minimum tolerance requirements. Replace the CT blade with one that has a reduced platform dimension on both suction and pressure sides and underneath the platform.

2. ANÁLISIS

El análisis de la investigación se orientó principalmente hacia los aspectos mecánicos de la falla del motor, las características de vuelo del avión Cessna 208, las actuaciones del Piloto ante la falla de motor y los factores organizacionales.

2.1 Procedimientos operacionales

El Piloto se encontraba al día con los chequeos operacionales y médicos requeridos para la operación. Contaba con suficiente experiencia, 1.506:45 horas totales de vuelo en el equipo, registradas y certificadas hasta el 17 de agosto del 2020.

El último chequeo de vuelo del Piloto en el equipo Cessna 208 lo realizó el 26 de abril de 2020 con resultados satisfactorios. Su certificación médica estaba vigente y sin restricciones.

La investigación determinó que los procedimientos operacionales ejecutados por el Piloto en el despegue y durante la emergencia, se ajustaron a lo establecido en el Manual de operación de la aeronave. La rápida evaluación de las condiciones y la apropiada selección del campo para aterrizar de emergencia, evitaron daños mayores a la aeronave y contribuyeron a la supervivencia de los ocupantes.

2.2 Procedimientos de mantenimiento

2.2.1 Boletín de servicio 1749R2

El Boletín de Servicio SB 1749R2 de Pratt & Whitney, ordenaba el reemplazo de los álabes de la sección CTB (Compresor de Alta) de la planta motriz, debido a que se habían presentado varios problemas relacionados con fallas del material de fabricación (granulometría deficiente). El procedimiento contemplaba 6 etapas de reemplazos, con base en los números de parte.

Para el reemplazo No. 4, el fabricante a través de la FAA emitió el AD No. 2014-17-08R1 FAA, en el año 2014.

Al revisar los álabes instalados en el motor involucrado, se encontró que los mismos pertenecían a la etapa de reemplazo No. 3, y que a la fecha del accidente (2020), el motor no tenía cumplido el AD correspondiente para el reemplazo de los álabes.

El incumplimiento del AD relacionado por parte del operador, provocó la falla crítica de los alabes del CTB durante el despegue de la aeronave.

El Manual de Mantenimiento del fabricante del motor recomienda realizar una prueba boroscópica cada 50 horas de vuelo para inspeccionar los álabes. El operador del HK4669G, adoptó este procedimiento de inspección sin efectuar el cambio de los álabes ordenado en el Boletín de Servicio SB No. 1749R2.

Las pruebas boroscópicas fueron aplicadas por el taller aeronáutico contratado por el operador. Sin embargo, las fallas en la composición química de los álabes no eran detectables por este tipo de inspección. Esta circunstancia justamente había sido el motivo de la emisión del Boletín de Servicio SB No. 1749R2, que no se le había aplicado a este motor.

3. CONCLUSIÓN

Las conclusiones, las causas probables y los factores contribuyentes establecidas en el presente informe, fueron determinadas de acuerdo con las evidencias factuales y al análisis contenido en el proceso investigativo.

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

3.2 Causas probables

Aterrizaje de emergencia de la aeronave en un campo no preparado, como consecuencia de la disminución de la potencia, generada por la falla del motor.

Falla del motor, ocasionada por la fractura de tres (3) álabes del disco rotor de compresor de alta presión (compresor de turbina CT), que originó daños severos hacia atrás en la sección caliente, de potencia y de escape.

3.3 Factores Contribuyentes

Incumplimiento en el proceso de mantenimiento del motor, de lo ordenado en el AD No. 2014-17-08R1 FAA (año 2014), que establece el reemplazo de los álabes del compresor de alta presión por previsión ante fallas que de material que se presentaban en esos componentes.

Deficientes procesos de mantenimiento por parte del prestador de este servicio a la aeronave HK4669G, al no detectar el estado de los álabes del rotor de alta presión en las inspecciones boroscópicas de rutina.

Deficiente verificación de los procesos de mantenimiento contratado del Operador, al no comprobar la calidad y el cumplimiento cabal y de los mismos por parte del prestador de servicios de mantenimiento.

3.4 Taxonomía OACI

SCF-PP: Falla/Malfuncionamiento de Sistema/Componente motor.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL A LA SECRETARÍA DE AUTORIDAD AERONÁUTICA

REC. 01-202031-1

Ordenar a los Aeroclubes que otorgan afiliación a las aeronaves privadas, que implementen un procedimiento efectivo que fortalezca los procesos de supervisión de control de calidad a las inspecciones boroscópicas que son realizadas por talleres especializados, de manera que los Aeroclubes y los operadores obtengan datos exactos de las condiciones en los componentes dinámicos de los motores, teniendo en cuenta todos los requisitos exigidos por el fabricante.

REC. 02-202031-1

Ordenar a los operadores aéreos que operan aeronaves equipadas con motores PT6A-114A, que verifiquen mediante prueba boroscópica y comprobación documental, la condición de los álabes y el cumplimiento efectivo de la AD No. 2014-17-08R1 FAA, aplicable a los motores PT6A-114A teniendo en cuenta las recomendaciones del fabricante.

REC. 03-202031-1

Verificar la efectividad y puesta en práctica real de los Sistemas de Gestión de la Seguridad Operacional (SMS) de aquellas empresas que tienen aceptado dicho sistema y que prestan servicio de mantenimiento a aeronaves privadas, en lo concerniente, por ejemplo, con la gestión del riesgo, la cultura del reporte y la interacción estrecha entre el propietario, el prestador de servicios de mantenimiento y los Sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

REC. 04-202007-1

Dar a conocer el presente Informe de Investigación a los Operadores que operan aeronaves equipadas con motores PT6A-114A, para que apliquen las recomendaciones según sea pertinente y que, además, se tenga en cuenta el Informe para mejorar los Sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

DIRECCIÓN TÉCNICA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5º.

investigacion.accide@aerocivil.gov.co

Tel. +(57) 601 2963186

Bogotá D.C. - Colombia



Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4.5-12-052



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL