

Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4-5-12-035



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

INFORME FINAL ACCIDENTE

COL-20-07-GIA

Colisión contra el terreno

Piper PA 31

Matrícula HK4686

12 de febrero 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 | 6 |
| RESUMEN | 6 |
| 1. INFORMACIÓN FACTUAL | 7 |
| 1.1 Reseña del vuelo..... | 7 |
| 1.2 Lesiones personales | 9 |
| 1.3 Daños sufridos por la aeronave..... | 9 |
| 1.4 Otros daños..... | 9 |
| 1.5 Información personal..... | 9 |
| 1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento | 10 |
| Motor No. 1 | 11 |
| Motor No. 2 | 11 |
| Hélice No. 1 | 11 |
| Hélice No. 2 | 12 |
| 1.7 Información Meteorológica | 12 |
| 1.8 Ayudas para la Navegación..... | 12 |
| 1.9 Comunicaciones..... | 12 |
| 1.10 Información del Aeródromo..... | 13 |
| 1.11 Registradores de Vuelo..... | 13 |
| 1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto | 15 |
| 1.13 Información médica y patológica..... | 16 |
| 1.14 Incendio | 16 |
| 1.15 Supervivencia | 17 |
| 1.16 Ensayos e investigaciones..... | 17 |
| 1.16.1 Inspección de plantas motrices | 17 |
| 1.16.1.1 Motor Izquierdo – S/N L-227-61 | 18 |
| 1.16.1.2 Motor Derecho – S/N L-1191-61 | 18 |
| 1.17 Información orgánica y de dirección..... | 20 |
| 1.18 Información adicional | 20 |
| 2. ANALISIS | 21 |
| 2.1 Procedimientos operacionales | 21 |
| 2.2 Análisis de falla | 22 |

| | | |
|-------|--|----|
| 2.3 | Factor Humano..... | 26 |
| 2.4 | Secuencia de eventos | 27 |
| 3. | CONCLUSIÓN | 28 |
| 3.1 | Conclusiones..... | 28 |
| 3.1.1 | Generales | 28 |
| 3.1.2 | Aeronave | 29 |
| 3.1.3 | Trazas Radar | 30 |
| 3.2 | Causa(s) probable(s)..... | 30 |
| 3.3 | Factores Contribuyentes | 30 |
| 3.4 | Taxonomía OACI..... | 30 |
| 4. | RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL | 31 |
| | A LA COMPAÑÍA AERO TAXI GUAYMARAL S.A.S. | 31 |
| | REC. 01-202007-1 | 31 |
| | REC. 02-202007-1 | 31 |
| | A LA AERONAUTICA CIVIL DE COLOMBIA | 31 |
| | REC. 03-202007-1 | 31 |
| | REC. 04-201910-1 | 31 |

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 |
| PBMO | Peso Bruto Máximo Operativo |
| PCA | Piloto Comercial de Avión |
| RAC | Reglamentos Aeronáuticos de Colombia |
| RH | Derecho |
| SKGY | Aeródromo Flaminio Suarez Camacho - Guaymaral |
| TSN: | Tiempo desde nuevo |
| TSO: | Tiempo desde Reparación General |
| UTC | Tiempo Coordinado Universal |
| VFR | Reglas de Vuelo Visual |
| VMC | Visual Meteorological Conditions |



SINOPSIS

| | |
|------------------------------------|--|
| Aeronave: | Piper PA-31 |
| Fecha y hora del Accidente: | 12 de febrero de 2020, 15:44 HL (20:44 UTC) |
| Lugar del Accidente: | Vereda Machuma, Guaymaral, Bogotá, Departamento de Cundinamarca, Colombia |
| Coordenadas: | N 04°49'08.7" – W 74°04'41.6" |
| Tipo de Operación: | Transporte Aéreo no Regular de Pasajeros. |
| Explotador: | Aero Taxi Guaymaral ATG S.A.S. |
| Personas a bordo: | 02 Tripulantes, 02 pasajeros |

RESUMEN

Después de efectuar el despegue por la pista 11 del aeropuerto Guaymaral (SKGY), durante el viraje izquierda, la tripulación de la aeronave Piper 31 solicitó al ATC el regreso nuevamente a SKGY sin suministrar más detalles. El ATC dio instrucciones para proceder tráfico izquierdo a la pista 11 y en el tramo básico – final, la aeronave perdió el control y colisionó contra el terreno a 0.44NM de la cabecera 11.

En el accidente la aeronave sufrió destrucción por fuego post-impacto y sus cuatro (04) ocupantes resultaron lesionados mortalmente.

Se produjo incendio post impacto que consumió el 90% de la estructura de la aeronave. El accidente ocurrió con luz de día y condiciones VMC.

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

- Pérdida de control en vuelo como consecuencia de la disminución de la velocidad mínima de control y la resistencia al avance, generadas por la falla del motor derecho No.2.
- Mal funcionamiento del sistema de lubricación del motor No. 2, evidente en la abundante fuga de aceite de la planta motriz, en vuelo. Se encontró una fractura de aproximadamente 11.5 mm, en uno de los costados de cilindro No.2 a la altura de las válvulas de admisión, la que posiblemente genero la fuga de aceite.
- Debilidades de los procedimientos operacionales de la tripulación al configurar el avión para aterrizar sin tener la pista segura, llevando a una velocidad de pérdida.

Las deficiencias en las prácticas estándar de entrenamiento, donde se deben realizar los procedimientos de falla de motor, teniendo en cuenta las recomendaciones del fabricante fueron factores contribuyentes al accidente.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Reseña del vuelo

El 12 de febrero de 2020, la aeronave PA-31, matrícula HK4686, operada por la compañía Aero Taxi Guaymaral S.A.S, de Transporte Aéreo No Regular de pasajeros fue programada para efectuar un vuelo entre el aeródromo de Guaymaral (OACI: SKGY) ubicado al norte de la ciudad de Bogotá, y el aeródromo de Villa Garzón (OACI: SKVG), en el departamento de Putumayo.

La tripulación fue notificada del vuelo el día anterior, con el fin de transportar dos (2) pasajeros (técnicos de otro operador aéreo), los cuales llevarían consigo herramienta, no determinada aún, para la realización de trabajos de mantenimiento de un helicóptero que se encontraba ubicado en la plataforma del aeródromo de Villa Garzón, Putumayo.

A las 14:37 HL el avión fue abastecido con 145 gal de combustible, para completar un peso total del combustible de 1,272 lb¹.

El operador presentó el Plan de Vuelo vía electrónica hacia SKVG bajo reglas de vuelo visual (VFR), con ruta Guaymaral – Bojacá – Girardot – Natagaima – Neiva – Villa Garzón, con un tiempo estimado en ruta de 02:00 horas, autonomía de vuelo de 04:00 horas, altitud de 10,500 pies, 130 TAS, y una hora estimada de salida a las 15:00 HL.

La oficina de Despacho alistó la aeronave y elaboró el formato de peso y balance. La tripulación posteriormente realizó los chequeos de pre vuelo y abordaron los dos (2) pasajeros y su carga.

A las 15:20 HL, la tripulación realizó el primer llamado al ATC SKGY, que le suministró instrucciones para el rodaje a la pista 11.

La aeronave rodó en condiciones normales, y a las 15:40 HL efectuó el despegue.

De acuerdo con la información proporcionada por el operador, posteriormente al despegue, la tripulación se comunicó con el Despacho, vía teléfono celular, y solicitó que nuevamente se preparará el vuelo ya que sus intenciones eran regresar a la plataforma de la empresa, sin dar mayores detalles.

De igual manera, la tripulación efectuó las siguientes llamadas al ATC:

HK4686 al ATC: “...Solicitamos regresar al aeropuerto a plataforma de la compañía...”.

El ATC preguntó si tenían alguna novedad y la tripulación informó:

HK4686 al ATC: “...Debemos regresar por una papelería... debemos hacer nuevamente Plan de Vuelo?...”.

El ATC informó que sí deberían realizar un Plan de Vuelo nuevo y seguido a ello, les autorizó efectuar tráfico visual izquierdo para la pista 11.

¹ Manifiesto de Peso y Balance No. 1409.

A las 15:43 HL, el ATC informó a otra aeronave, HK4101G, que se encontraba en aproximación final a la pista 11, sobre la posición del HK4686, que se encontraba próximo a básico para la pista 11. El HK4101G informó que no tenía a la vista el HK4686.

El ATC ordenó al HK4101G ascender a 9,300 pies y efectuar un sobrepaso. Segundos después, la tripulación del HK4101G, informó que tenían al HK4686 a la vista y que dicha aeronave se había precipitado contra el terreno e incendiado en trayectoria final, a 0.44 NM de la cabecera 11.

En el accidente la aeronave sufrió destrucción por fuego post-impacto y sus cuatro (04) ocupantes resultaron lesionados mortalmente.

El ATC inmediatamente activó las Fases de Emergencia, alertando a los servicios SEI del aeropuerto, quienes procedieron de inmediato al sitio del accidente.

A las 15:48 HL, se activó la baliza de localización de emergencia (ELT) de la aeronave, la cual se accidentó en coordenadas N04°49'08.7" – W074°04'41.6" en el sitio conocido como Vereda "Machuma", en jurisdicción de Guaymaral (Bogotá, Colombia).

La Autoridad de Investigación de Accidentes (AIA) de Colombia (Grupo de Investigación de Accidentes – GRIAA) tuvo conocimiento del accidente a las 15:50HL (20:50 UTC) y se organizó un equipo de investigadores (Go - Team) expertos en diferentes áreas, que se desplazó al sitio del accidente.

Siguiendo los protocolos establecidos en el Anexo 13 al Convenio OACI, la Autoridad de Investigación de Accidentes de Colombia (GRIAA) efectuó la Notificación correspondiente a la National Transportation Safety Board, NTSB, de los Estados Unidos, como Estado de diseño y fabricación de la aeronave, motores y hélices. Fue asignado un Representante Acreditado y Asesores Técnicos para la investigación.



Fotografía No. 1 – Condición final de la aeronave HK2494

1.2 Lesiones personales

| Lesiones | Tripulación | Pasajeros | Total | Otros |
|--------------|-------------|-----------|-------|-------|
| Mortales | 2 | 2 | - | 4 |
| Graves | - | - | - | - |
| Leves | - | - | - | - |
| Ilesos | - | - | - | - |
| TOTAL | 2 | 2 | - | 4 |

1.3 Daños sufridos por la aeronave

DESTRUIDA. Como consecuencia de la colisión contra el terreno, y el fuego post-impacto, la aeronave resultó destruida. Hubo una afectación del 90% de toda la estructura de la aeronave por acción de la deflagración post impacto.

1.4 Otros daños

Afectación a vegetación circundante por acción del incendio y presencia de sustancias químicas propias de la aeronave.

1.5 Información personal

Piloto

| | |
|-------------------------------------|------------------------------------|
| Edad: | 35 años |
| Licencia: | Piloto Comercial de Aviones - PCA |
| Certificado médico: | Vigente, hasta 17 de junio de 2019 |
| Último chequeo en el equipo: | 26 de febrero del 2020 |
| Equipos Volados: | PA31, PA34, BE-300 200T. |
| Total horas de vuelo: | 1890:51 h (Información operador) |
| Total horas en el equipo: | 250:28 h (Información operador) |

El piloto al mando obtuvo su licencia de Piloto Comercial de Avión el 12 de diciembre del 2009, con habilitación de monomotores y multimotores tierra hasta 5700 kg

Tenía un contrato vigente de prestación de servicios con el explotador, desde el 12 de agosto de 2019.

Dentro de su entrenamiento contaba con:

- Curso mercancías peligrosas: 20 de agosto de 2019
- Curso Gestión de Recursos de Cabina (CRM): 11 de marzo de 2019
- Curso recurrente en el equipo PA 31: 29 de mayo del 2019

- Curso de Instrumentos: 10 agosto de 2018
- Curso recurrente en manual de seguridad operacional: 30 de octubre de 2017
- Curso en procedimientos de emergencia y evacuación: 08 de marzo de 2019

El chequeo en el equipo PA 34 ante la Autoridad Aeronáutica fue realizado el 31 de julio de 2019 con resultados satisfactorios y sin anotaciones importantes.

Copiloto

| | |
|-------------------------------------|--|
| Edad: | 28 años |
| Licencia: | Piloto de Comercial de Avión - PCA |
| Certificado médico: | Vigente, hasta 20 de diciembre de 2020 |
| Último chequeo en el equipo: | 15 de febrero de 2019 |
| Equipos Volados: | C206, DC-3 |
| Total horas de vuelo: | 646:35 h (Información operador) |
| Total horas en el equipo: | 7,044:28 h (Información operador) |

El Copiloto obtuvo su licencia de Piloto Comercial de Avión el 15 de julio de 2011 con habilitación en multimotores.

Tenía un contrato vigente de prestación de servicios con el explotador, desde el 01 de enero de 2018.

Dentro de su entrenamiento contaba con:

- Curso en mercancías peligrosas: 06 de marzo de 2018
- Curso Gestión de Recursos de Cabina (CRM): 22 de marzo de 2019
- Curso recurrente en el equipo PA 31: 23 de octubre del 2018
- Curso en procedimientos de emergencia y evacuación: 08 de marzo de 2018

El chequeo en el equipo PA-34 ante la Autoridad Aeronáutica fue realizado el 22 de abril de 2019 con resultados satisfactorios y sin anotaciones relevantes.

1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

| | |
|---------------------------------------|------------------|
| Marca: | Piper |
| Modelo: | PA31 |
| Serie: | 31-344 |
| Matrícula: | HK4686 |
| Horas totales de vuelo: | 10,251 h |
| Certificado aeronavegabilidad: | 0004856, vigente |
| Certificado de matrícula: | R004665, vigente |

Último servicio efectuado: 09 de diciembre del 2019

La aeronave contaba con toda la documentación técnica y operacional vigente al momento del evento y la misma se encontraba aeronavegable.

Fue afiliada a la compañía en el año 2013.

Motor No. 1

Marca: Lycoming
Modelo: TIO-540-A1A
Serie: L-227-61
Horas totales de vuelo: 10,225:21 h
Horas DURG: 184:44 h

El motor izquierdo (No. 1) tuvo una reparación general el 03 de junio de 2015 en un taller aeronáutico local.

El 02 de junio de 2018 se instaló el motor en la aeronave HK4686.

Entre el 02 de junio de 2018 y el 12 de febrero de 2020, se efectuaron servicios de 50 y 100 h al motor, respectivamente.

El día 03 de diciembre del 2019 se efectuó inspección de 100 h.

Motor No. 2

Marca: Lycoming
Modelo: TIO-540-A2B
Serie: L1191-61|
Horas totales de vuelo: 10,225:09 h
Horas DURG: 1,217:45 h

El motor derecho (No. 2) tuvo una reparación general el 03 de junio de 2015 en un taller aeronáutico local.

El 02 de junio de 2018 se instaló el motor en la aeronave HK4686. El día 03 de diciembre del 2019 se efectuó inspección de 100 h.

Hélice No. 1

Marca: Hartzell
Modelo: HC-E3YR-2ATF
Serie: DJ1189A
Horas totales de vuelo: 10,225:26 h
Horas DURG: 720:15 h

La hélice izquierda (No. 1) se removió el 03 junio de 2015 para reparación y se instaló para retorno al servicio el 27 de diciembre del 2018. No se registraron anotaciones relevantes de malfuncionamiento de la hélice.

Hélice No. 2

| | |
|--------------------------------|--------------|
| Marca: | Hartzell |
| Modelo: | HC-E3YR-2ATF |
| Serie: | DJ8320A |
| Horas totales de vuelo: | 5,502:01 h |
| Horas DURG: | 720:10 h |

La hélice derecha (No. 2) se instaló para retorno al servicio el 20 de junio de 2018. El 03 de junio de 2015 se efectuó remoción de la hélice para reparación. No se registraron anotaciones relevantes de malfuncionamiento de la hélice.

1.7 Información Meteorológica

Dentro del periodo en que se desencadenó el accidente (20:44 UTC), la estación meteorológica el aeródromo Flaminio Suarez Camacho de Guaymaral (SKGY), reportó las siguientes condiciones:

20:00Z (15:00 HL): SKGY 132000Z 09009KT 9000 SCT040 23/07 A3022

Viento de los 090° con una intensidad de 09 nudos, visibilidad horizontal 9,000 m, cobertura del cielo con nubes dispersas a 4,000 pies, temperatura ambiente de 23°C y Temperatura de rocío 07°C, ajuste altimétrico QNH 30,22 inHg.

21:00Z (16:00 HL): SKGY 132100Z 25009KT 9000 BKN040 22/01 2 A3022 RMK HZ

Viento de los 250° con una intensidad de 09 nudos, visibilidad horizontal 9,000 m, cobertura del cielo con nubes dispersas a 4,000 pies, temperatura ambiente de 22°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 en la aproximación.

1.8 Ayudas para la Navegación

No tuvieron incidencia en el accidente.

1.9 Comunicaciones

Después del despegue, y en el momento en que la tripulación reportó regresar nuevamente a la plataforma, la tripulación mantuvo contacto con el ATC, Torre de Control de Guaymaral, en frecuencia 118.8 MHz.

El ATC dio las instrucciones en frecuencia y las mismas se desarrollaron normalmente sin problemas en la transmisión o recepción.

El ATC dio supervisión constante y siempre mantuvo comunicación con la tripulación hasta dar la autorización para la realización del tráfico izquierdo para la pista 11 y la cancelación de aproximación a otra aeronave que se encontraba en el circuito.

Dentro de las grabaciones obtenidas para la investigación, la tripulación mencionó que retornarían nuevamente por una documentación, más, sin embargo, no se comunicó al ATC ninguna situación anormal con respecto a la aeronave.

1.10 Información del Aeródromo

El Aeropuerto Flaminio Suarez Camacho de Guaymaral (ICAO: SKGY) es el aeropuerto secundario de la ciudad de Bogotá, Colombia ubicado al Norte de la ciudad, en la localidad de Suba de la ciudad y 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

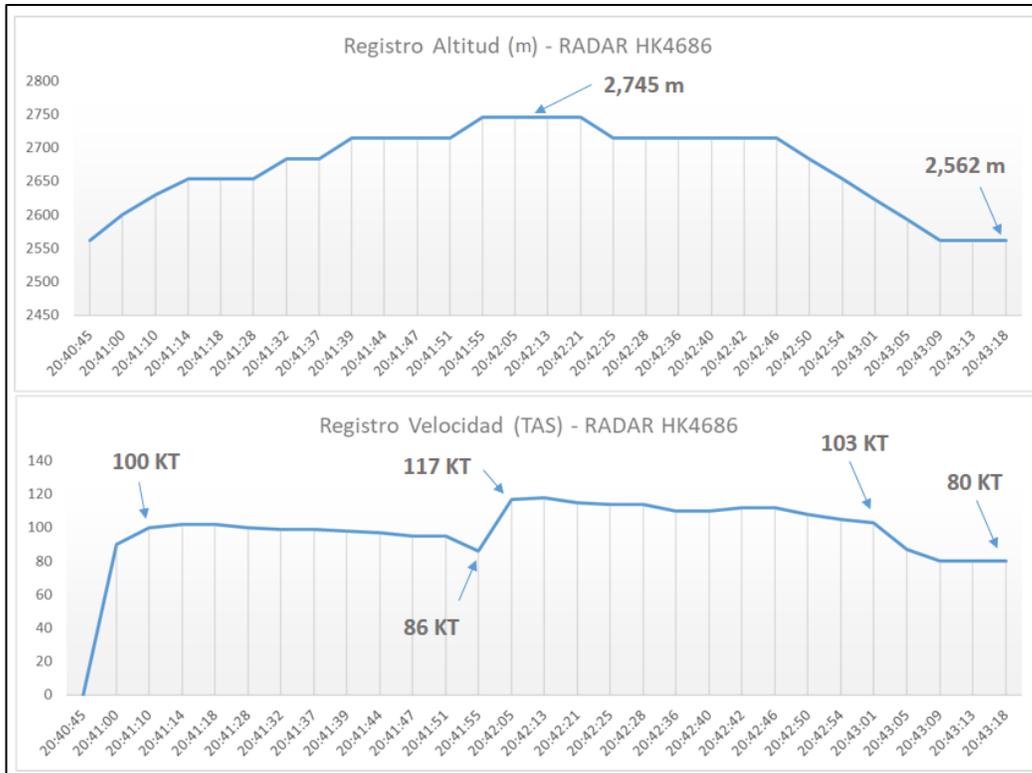
La aeronave no se encontraba equipada con Registradores de Datos de Vuelo (FDR) ni de Voces de Cabina (CVR). Las regulaciones existentes no exigían llevarlos a bordo.

De los restos de la aeronave fueron recuperados un dispositivo Ipad y una cámara Go Pro, los cuales no resultaron afectados por el incendio. El dispositivo Go-pro fue inspeccionado al siguiente día del accidente y se logró extraer información fílmica que no correspondía al vuelo accidentado. No se logró determinar si el dispositivo Ipad almacenó información relativa al vuelo.

Con el fin de evidenciar cualquier registro de vuelo, fueron obtenidas para la investigación 48 imágenes de trazas RADAR de la aeronave HK4686, de las cuales se extractó información de latitud, longitud, altitud, rumbo y velocidad.

Dentro de la información relevante RADAR obtenida, se registró una altitud máxima de 2,745 m, y una velocidad de 117 nudos en la fase de tramo con el viento.

En la fase de vuelo en básico a la pista 11, se registró la última altitud de 2,562 m y una velocidad de 80 nudos.



Gráfica No. 1 – Datos de altitud y velocidad HK4686 según Trazas Radar

A continuación, se presenta la georeferenciación de las trazas RADAR de la aeronave HK4686 en donde se aprecia el despegue por la pista 11, y el vuelo en los tramos de viento cruzado, tramo con el viento y básico hasta el punto del accidente.

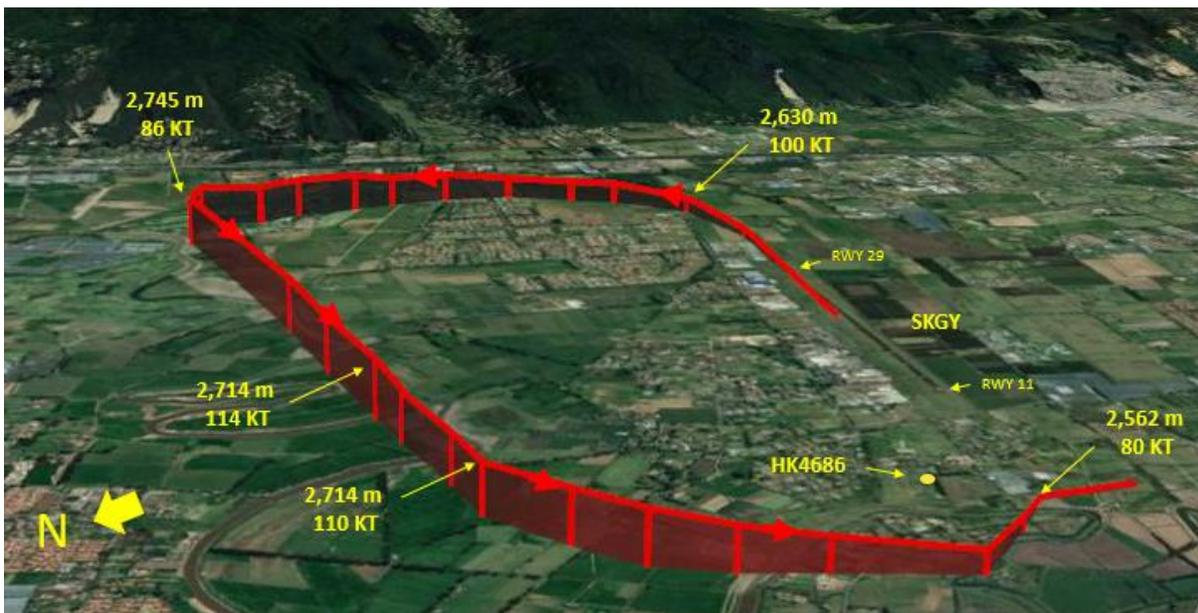


Imagen No. 1 – Trayectoria aproximada de vuelo HK4686 según Trazas Radar

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

El área del accidente consistía en un terreno plano, con presencia de árboles en sus inmediaciones. Distaba de la pista 11 de Guaymaral a 0.44 NM al E. El sitio del accidente se encontró localizado en coordenadas N04°49'08.7" W074°04'41.6", a una elevación de 8,448 pies. Los restos se encontraron concentrados en un área de 470 metros cuadrados.

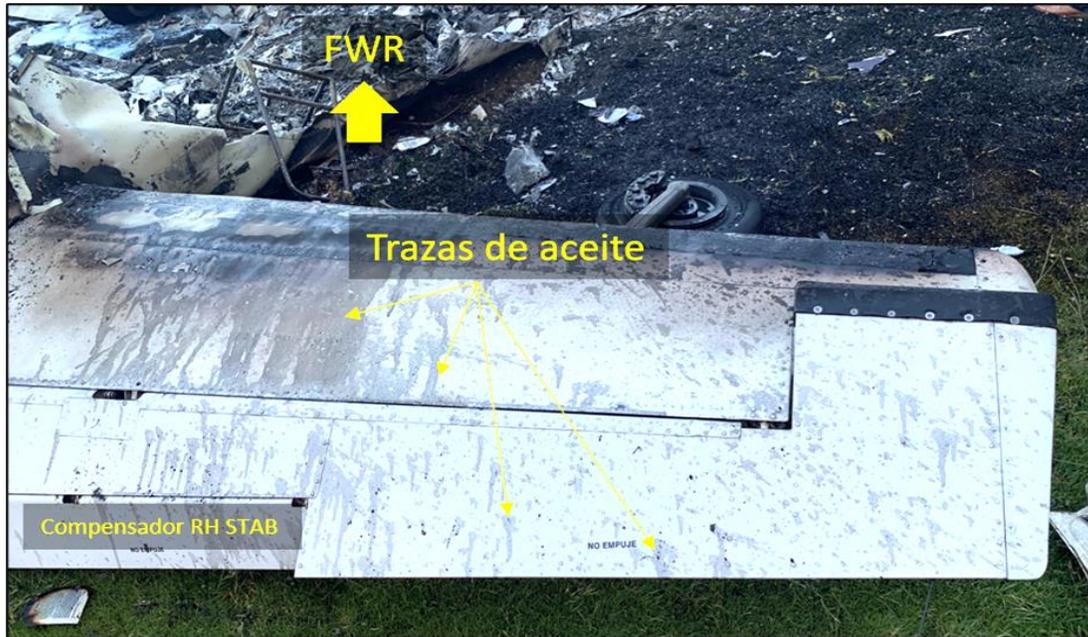
Se determinó que la aeronave impactó contra el terreno con alto ángulo de descenso y baja velocidad, con rumbo 135 grados. En la dinámica de impacto se evidenció bajo desplazamiento horizontal y evidente incendio con características de deflagración post impacto.

Dentro de los hallazgos importantes se encontraron:

- 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.
- La aeronave se encontró configurada para el aterrizaje, con el tren de extendido, full flaps, y el compensador de profundidad compensando hacia atrás.
- Se verificó la integridad y funcionamiento del sistema de controles de vuelo, sin anomalías en su operación.
- El motor izquierdo y derecho se encontraron afectados por el fuego sin evidenciar roturas en el cárter de potencia.
- Los dos planos se encontraron altamente afectados por el fuego.
- La hélice derecha se encontró separada del motor. Una de sus palas se fracturó desde el "hub" y mostraba deformación por impacto. Un examen detallado en el sitio permitió determinar que el ángulo de las palas no correspondía a la posición de embanderamiento.
- La hélice izquierda se halló acoplada al motor con todas sus palas. Un examen detallado en el sitio permitió determinar que el ángulo de las palas no correspondía a la posición de embanderamiento.
- El estabilizador horizontal derecho exhibía, en el estrados e intradós, trazas de aceite provenientes del motor.
- El plano izquierdo resultó dañado sustancialmente durante la dinámica del impacto y exhibió salpicaduras de aceite en el extradós y en el borde de ataque.
- La aeronave se encontró con una configuración "limpia", con el tren de aterrizaje retraído y sin extensión de flaps. Se verificó la integridad y funcionamiento del sistema de controles de vuelo y no se encontraron anomalías en su operación.
- Los restos de la aeronave fueron removidos del sitio del accidente para efectuar análisis más detallado. A las plantas motrices y las hélices se les efectuó una inspección post-accidente en un laboratorio especializado.
- El lpad fue enviado a inspección a la NTSB, pero no se logró recuperar la información.
- Fueron obtenidas las comunicaciones entre la tripulación de la aeronave HK4686 y el ATC SKGY, y así mismo, se obtuvo el video RADAR con el registro de varias trazas de

la aeronave con las cuales se elaboró la geo-referenciación que se muestra en la Imagen No. 2, sobre la trayectoria de vuelo de la aeronave.

- Se dispuso la custodia de la documentación técnica de la aeronave, de las plantas motrices y de las hélices y de la documentación operacional de la tripulación.



Fotografía No. 2 – Presencia de aceite en la sección del empenaje lado derecho del HK4686

1.13 Información médica y patológica

La tripulación contaba con sus certificados médicos vigentes y aplicable para el tipo de operación. No se registraron limitaciones especiales. La lesión en todos los ocupantes se dio principalmente por politraumatismos desarrollados en la dinámica de impacto contra el terreno y el incendio post-impacto.

1.14 Incendio

Posteriormente al impacto contra el terreno se generó una deflagración sobre la estructura de la aeronave y la vegetación circundante que se originó principalmente por la reacción del combustible a bordo de los tanques de la aeronave, al interactuar con la alta temperatura de las partes del motor durante la secuencia de impacto. Así mismo, el comburente principal que mantuvo la inflamabilidad consistió en los materiales en cabina.

El incendio post impacto afectó el 90% de toda la estructura. El equipo SEI del aeródromo acudió al sitio del accidente a donde llegó en aproximadamente 10 min; y aplicó polvo químico y espuma retardante para la extinción.



Fotografía No. 3 - Afectación a la aeronave por el incendio post impacto

1.15 Supervivencia

El accidente no permitió la supervivencia. Los cuatro (4) ocupantes de la aeronave presentaron lesiones fatales ocasionadas por la dinámica del impacto y por el incendio. La sección de cabina de mando sufrió amplia afectación durante el impacto inicial.

El personal del SEI actuó posteriormente a la activación del aviso de accidente del ATC, y fue apoyado por un helicóptero de la Policía Nacional, que orientaron al personal de bomberos aeronáuticos hacia la ubicación de la aeronave.

1.16 Ensayos e investigaciones

Dentro del proceso investigativo se efectuó la inspección de las plantas motrices para determinar la condición y funcionamiento al momento del accidente.

1.16.1 Inspección de plantas motrices

Para identificación de los componentes instalados en los motores, se utilizó el manual de fabricante identificado como "Overhaul Manual 60294-7-14".

Se determinó que los motores del HK-4686 soportaron altas temperaturas después del impacto contra el terreno, a causa del incendio de la aeronave; por tal motivo los motores y todos sus componentes se encontraron afectados sustancialmente.

Se logró identificar todos los componentes de los motores; sin embargo, no se pudo realizar una inspección detallada por funcionalidad y operación de cada uno, teniendo en cuenta la limitada capacidad del taller para llevar a cabo ese tipo de inspecciones.

1.16.1.1 Motor Izquierdo – S/N L-227-61

El motor izquierdo fue inspeccionado encontrando los siguientes hallazgos:

1. El turbo cargador presentaba deformación y fractura. Giraba normalmente.
2. Los magnetos presentaban evidencia de alta temperatura. No se pudo determinar su funcionamiento por la afectación por el fuego.
3. La bomba de vacío presentó corrosión, decoloración por alta temperatura y erupción de material y partículas de carbón.
4. Al removerse el carter de aceite del motor izquierdo, se identificó una falla del material a consecuencia del impacto contra el terreno, dando como resultado una fractura frágil con prolongación definida, características propias de un material duro, teniendo en cuenta la forma inicial, parcial y definitiva de la fractura.
5. Para la remoción de la caja de accesorios se logró identificar, presencia de aceite sin limallas, y un poco humectación del material en sus paredes, sin embargo, la bomba de aceite se movió libremente al momento de la inspección.
6. Dentro de la caja de accesorios la bomba de aceite presentó libre movimiento, con buena lubricación.
7. En la remoción de los cilindros del motor, se logró identificar en cada uno de ellos una carbonización, coloración correcta de las cámaras de cada cilindro, producto de una combustión interna estable dentro del proceso de combustión.
8. Dentro de la inspección no se evidenciaron daños ocultos en el motor izquierdo, circunstancia que indica que aparentemente el motor funcionaba correctamente.

1.16.1.2 Motor Derecho – S/N L-1191-61

El motor izquierdo fue inspeccionado encontrando los siguientes hallazgos:

1. Presentó mayor afectación debido a las altas temperaturas presentadas durante el incendio.
2. Se logró identificar una posible fuga de aceite en dos de los cilindros ubicados en las posiciones 1 y 2 respectivamente.
3. El turbo instalado presentó rompimiento en la estructura y afectación con alta temperatura. Presentaba libre movimiento.
4. La inspección al sistema eléctrico encontró que los magnetos se afectaron sustancialmente debido a las altas temperaturas soportados durante el incendio, siendo imposible la inspección funcional y operacional de los mismos en bancos de prueba.
5. El alternador del motor derecho resultó destruido, carbonizado y con múltiples fracturas en su estructura.
6. La caja de accesorios del motor se encontró con presencia de aceite lubricante, y una buena humectación en un 90% en la zona en donde están ubicados los componentes dinámicos de la caja de accesorios; la bomba de aceite se movió libremente, indicio que muestra correcto funcionamiento del sistema de aceite.

7. Durante la remoción de los cilindros se identificó un color oscuro sobre el cuerpo de cilindro parte externa, características que evidencia un posible escape de aceite del motor por los cilindros 1 y 2, evidencia que debe ser sustentada utilizando procedimientos especiales en laboratorio “análisis de falla del material”, para lograr identificar una fractura en la base de estos (fotografía No. 5).
9. Los demás cilindros del motor derecho presentaron una coloración normal en su parte externa; adicionalmente se logró identificar en cada uno de ellos una carbonización, coloración correcta de las cámaras de cada cilindro, producto de una combustión interna estable dentro del proceso de combustión.
10. Durante el proceso de desensamble se observó debidamente dispuesta la repartición mecánica de los piñones, con apariencia de haber estado funcionando correctamente.



Fotografía No. 4 - Condición cilindros 1 y 2 motor RH.

Dentro de los restos de los motores, se logró evidenciar marcas de aceite del motor derecho comprometiendo directamente dos cilindros en la posición 4 y 6, con rastro de aceite quemado, mostrando marcas de aparente fuga de aceite en estos cilindros.

MARCAS DE ACEITE EN LOS CILINDROS DEL MOTOR



Fotografía No. 4 Marcas de aceite de motor en los cilindros 4 y 6.

Estos cilindros quedaron en custodia por el grupo de investigación de accidentes para ser analizados utilizando el método de análisis de falla.

1.17 Información orgánica y de dirección

La Compañía Aero Taxi Guaymaral - ATG S.A.S. es una organización aeronáutica en la modalidad de taxi aéreo y transporte de carga que opera aeronaves tipo Piper 31 y 34. Al momento del accidente tenía un permiso de operación vigente.

Contaba con un organigrama presidido por una Junta general de socios de la cual dependen el Gerente General y el Comité de Seguridad Operacional. La organización cuenta con una Jefatura de Operaciones, una Jefatura de Entrenamiento, un Representante Técnico y un Gerente de Seguridad Operacional, que depende del Comité de Seguridad operacional.

La compañía no contaba con un SMS aprobado y no se pudo establecer la fase de avance de implementación.

La operación se regía principalmente por un Manual general de Operaciones (MGO); el mantenimiento de las aeronaves se efectuaba mediante un contrato de servicio con un taller aprobado por la Autoridad Aeronáutica.

La compañía notificó el evento a la Autoridad Aeronáutica a través de sus inspectores de seguridad asignados.

1.18 Información adicional

Ninguna.

2. ANALISIS

2.1 Procedimientos operacionales

La tripulación era certificada y calificada para el vuelo de acuerdo con las regulaciones existentes. Contaban con sus licencias, certificados médicos y chequeos de vuelo vigentes.

La fatiga no se consideró un factor contribuyente. Por lo tanto, el análisis se centró en los aspectos mecánicos de la falla del motor, las prácticas operativas de la compañía, el sistema de gestión de seguridad, la cultura de seguridad y la supervisión.

La aeronave se encontraba operando de acuerdo con las regulaciones existentes y los procedimientos aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

Es claro ante la evidencia disponible que, en vuelo, se presentó una condición anormal de funcionamiento en los parámetros del motor No. 2, que, a la luz de las evidencias, pudo relacionarse con una indicación de pérdida de presión de aceite.

Ante esta situación, es probable que el Piloto halla decidido embanderar la hélice del motor No. 2 para evitar cualquier incremento de temperatura interna, y daño agravado del motor en sus partes dinámicas.

El procedimiento, al embanderar la hélice, tiene como medida siguiente evitar la resistencia parásita por la hélice.

Embanderar la hélice de un motor inoperativo es fundamental para el rendimiento de una aeronave multimotores, ya que reduce la resistencia parasita al mover las palas de la hélice hacia un ángulo de inclinación hacia el viento relativo y trayectoria de la aeronave.

Si se pierde un motor súbitamente se debe intentar reiniciar para evitar una alta penalización de resistencia parásita en el rendimiento de la aeronave. Para mantener la velocidad VMC de 74 nudos indicados (KIAS), la aeronave sacrificó la altura y apenas pudo mantener una actitud de descenso en el circuito de transito del aeropuerto.

En vuelo, al ocurrir la falla en el motor derecho, debido a las fracturas de los cilindros 2 y 6, hicieron que el motor perdiera prolongada pero sustancialmente la potencia del motor, adicional se presentó un escape considerable de aceite que posiblemente indicó a la tripulación una baja presión y a su vez una alta temperatura del motor lo que hizo que la tripulación redujera la potencia.

Es importante resaltar que este tipo de aeronaves con un motor inoperativo se debe realizar la emergencia como si fuera monomotor, es decir se debe aterrizar lo más pronto posible, teniendo en cuenta que la casa fabricante en las listas de chequeo de emergencia recomienda no bajar el tren de aterrizaje si aún no tiene asegurada la pista para aterrizar, si es un campo no preparado es mejor dejar el tren arriba. Los flaps deberán ser operados en 15° en el momento de tener la pista o el campo asegurado. Estas recomendaciones se hacen como precaución ya que se pierde velocidad muy rápido al operarlos, adicional al realizar virajes por la izquierda como en este caso, con falla de motor derecho la aeronave guiña hacia el lado del motor que fallo, por lo que el control direccional se hace muy difícil.

Al intentar tener altura para llegar a la pista con la aeronave configurada, la velocidad llega a la mínima de control y entra en pérdida.

Se determinó que la aeronave impactó contra el terreno con alto ángulo de descenso y baja velocidad, con rumbo 135 grados. En la dinámica de impacto se evidenció poco desplazamiento horizontal y evidente incendio con características de deflagración post impacto.

La situación crítica presentada en vuelo y experimentada por la tripulación debió aumentar considerablemente las cargas de trabajo en cabina, y la correspondiente imposibilidad de mantener el control de esta, con poca velocidad por la condición del motor inoperativo y las condiciones de guiñada, fueran críticas para el vuelo y aproximación de la aeronave. Es sin duda, una condición crítica de solventar bajo las condiciones dadas.

Descuidar cualquier parámetro de altitud, velocidad, potencia y control direccional resultará en una pérdida de control en vuelo.

En la investigación se desarrolló un análisis complementario de la envolvente operacional de vuelo con el fin de establecer los últimos eventos y configuraciones previas a la ocurrencia del accidente.

Como fue comprobado, después de ocurrida la falla, se presentaron variaciones significativas de la velocidad acompañado de una reducción paulatina de la altitud. En efecto, el Piloto en su intento por descender y virar hacia la pista para configurar el avión e iniciar la aproximación, sin embargo, la aeronave con poca velocidad y realizando virajes pronunciados hacia la cabecera hicieron perder altura y entrar en pérdida.

El ATC dentro de sus funciones impartió instrucción al Piloto al mando para aterrizar, sin embargo, en ningún momento fue notificado por parte de la tripulación de la novedad que se presentó.

La existencia de una gestión de riesgos puede contemplar, que, en situaciones de emergencia se disponga de procedimientos establecidos por el fabricante de la aeronave y esto puede influir en la toma de decisiones de las tripulaciones en diferentes fases de vuelo.

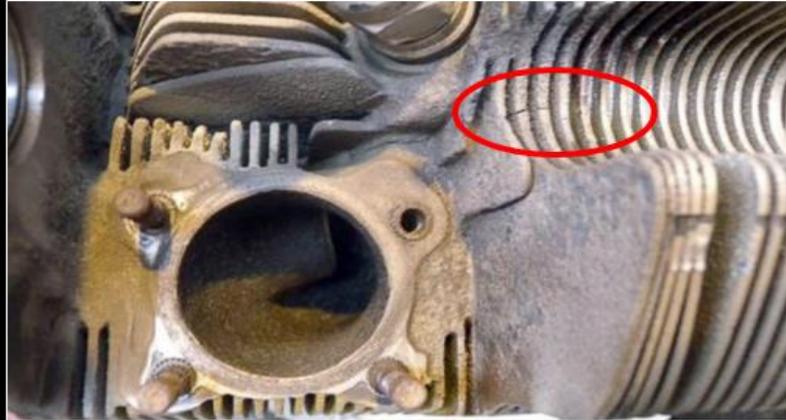
La aeronave impactó el terreno con evidente pérdida de control en vuelo y la dinámica de impacto mostrada evidenció un guiño considerable por la derecha, lo que supone que la pérdida de control se dio como consecuencia de sobrevolar la aeronave con una velocidad y altura muy baja y en un intento del Piloto al mando por alcanzar la trayectoria de la pista.

2.2 Análisis de falla

El análisis de falla arrojó la siguiente información:

Durante el análisis metalográfico después de realizar un procedimiento de limpieza a los cilindros sin alterar las condiciones fisicoquímicas del material se encontró una fractura de aproximadamente 11.5 mm, en uno de los costados de cilindro No.2 a la altura de las válvulas de admisión.

FRACTURA ENCONTRADA EN EL CILINDRO No.2



Fotografía No. 5 Marcas de aceite de motor en los cilindros 4 y 6.

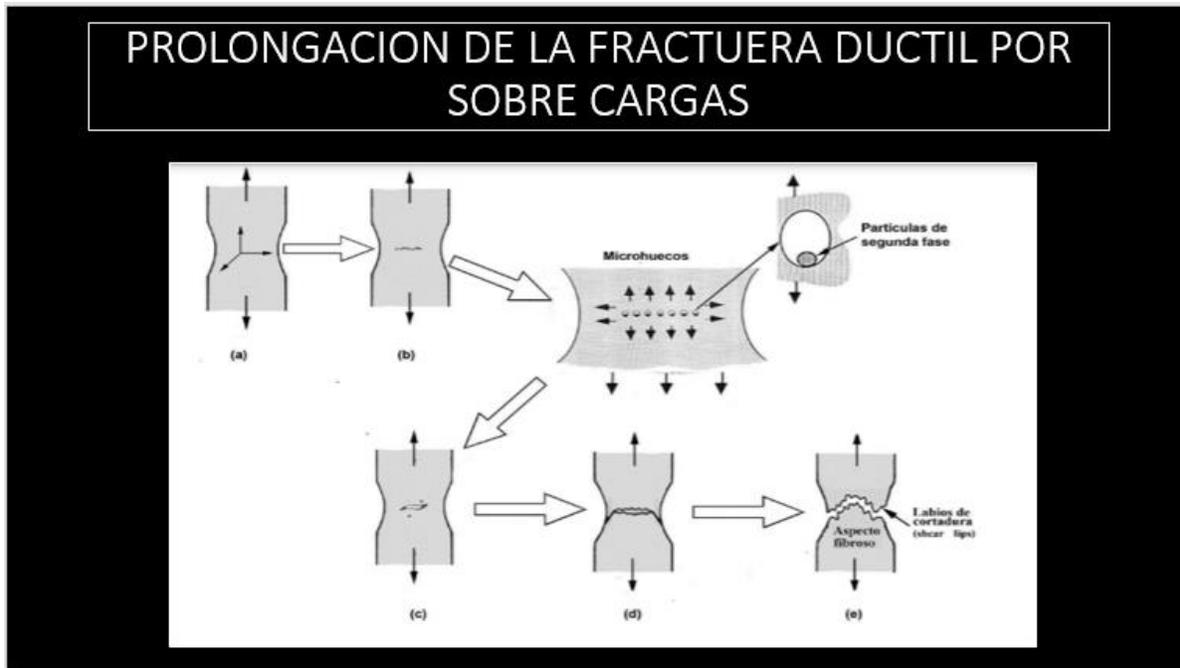
Se trata de una fractura frágil, de acuerdo con las características encontradas, esta fractura se presenta después de que el material es sometido a una deformación plástica por acciones de carga que sobre pasan los límites elásticos del material.

La fractura por deformación plástica se presenta cuando una existe una elevada absorción de energía, teniendo en cuenta el diseño de cilindro y los cambios drásticos de temperatura al cual es sometido el motor en su operación sin olvidar que estos motores son refrigerados por aire.

Las características de la fractura dúctil son las siguientes:

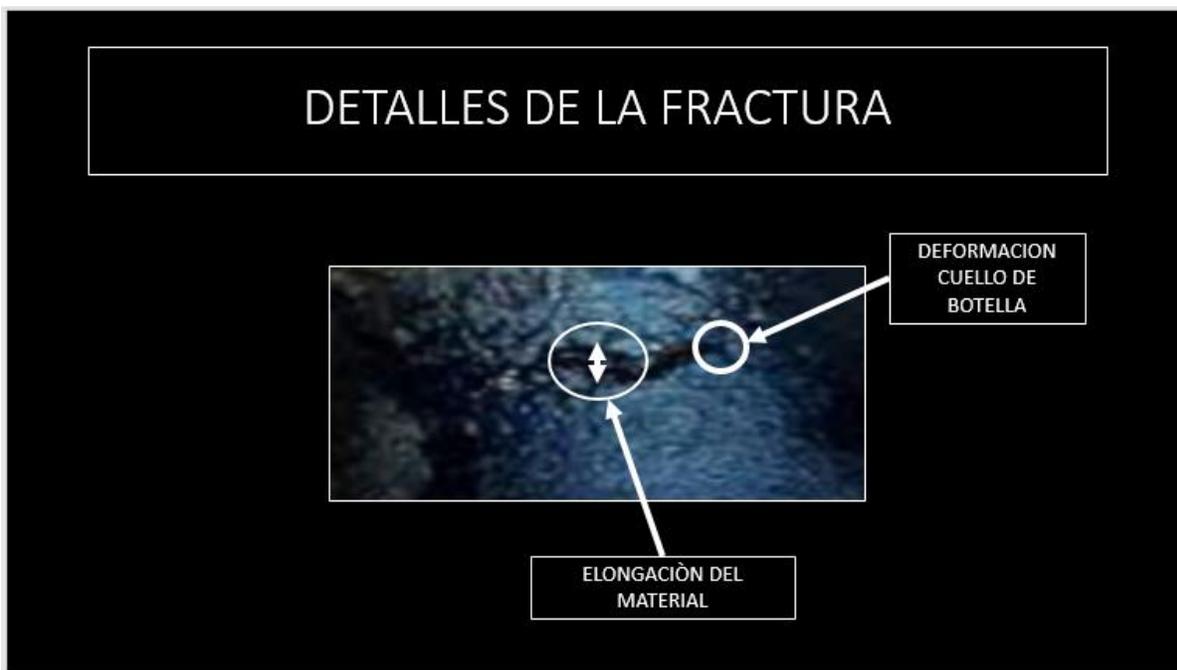
- Deformación en el cuello de botella del aérea fracturada.
- Deformación plástica permanente
- Elongación del material
- Reducción del área transversal

Durante los procesos de aplicación de diferentes cargas axiales por tensión producidas por el motor; las cuales son absorbidas por todos los componentes, se presentan varias fases antes de fallar por sobre carga mecánica.



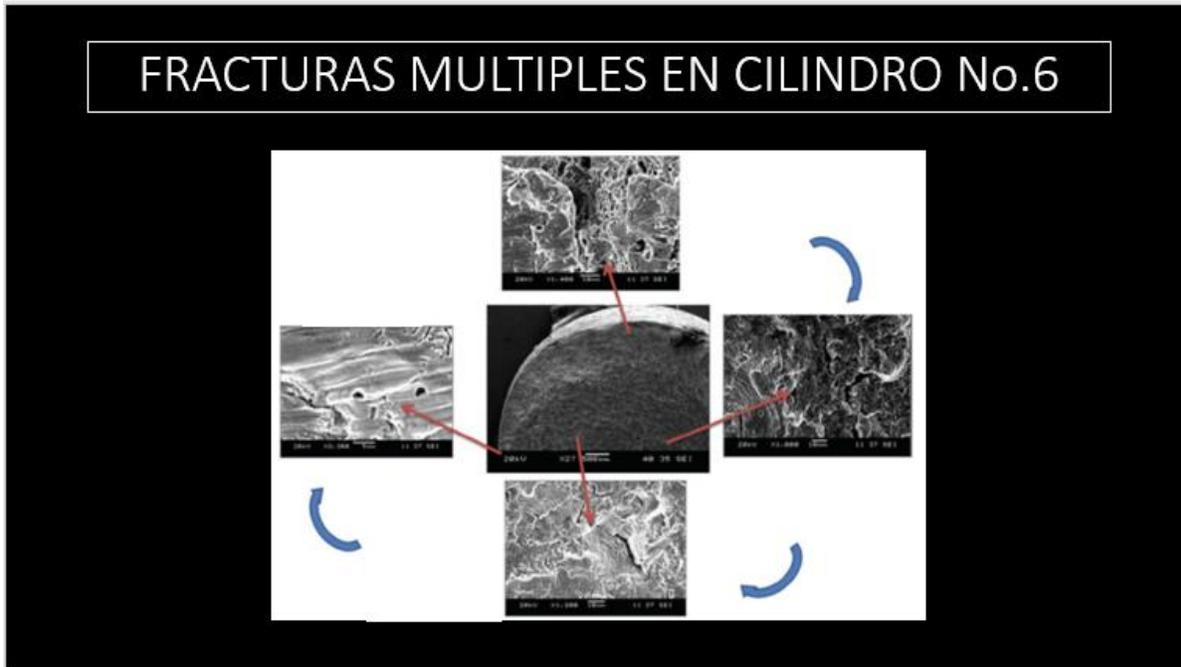
Fotografía No. 6 Prolongación de la fractura.

Utilizando un microscopio se pudo obtener una imagen macro, la cual muestra detalladamente las características de la fractura.



Fotografía No. 7 detalles de la fractura en el microscopio.

Al analizar el cilindro No. 6 del motor se encontró con múltiples fracturas en una sola zona del cilindro con una elongación amplia de la misma.



Fotografía No.8 Cilindro 6 con múltiples fracturas.

Las múltiples fracturas en un material como el de los cilindros fueron determinadas por una posible corrosión grave en el material ya que se encontró evidencias de picaduras, corrosión bajo tensión, corrosión por altas temperaturas, corrosión intergranular.

Esta corrosión encontrada en el material es debido a una posible insuficiencia en cuanto a mantenimiento, calidad en el material o instalaciones incorrectas, así como las fallas provocadas por procesos de fatiga durante la operación del motor.

El desarrollo de la corrosión y la presencia del flujo de gotas de fluidos externos y material particulado provocó la erosión en estas superficies por lo que desarrolló una acción sinérgica sobre el daño de esta superficie.

La distorsión del flujo incentivó el ataque erosivo del material particulado presente en el flujo de gases provocados por la combustión, que estuvo conjugado con el desalineamiento de las juntas del cilindro a causa de las múltiples fracturas internas del material.

Se realizaron mediciones de espesor de pared de los cilindros para asegurar el impacto operacional sobre ellos. Además, las superficies de las muestras obtenidas se analizaron mediante la técnica de microscopía por barrido electrónico (SEM) y espectroscopia de rayos X de energía dispersa.

Cabe resaltar que los cilindros tenían una condición de operación bastante prolongada con una exposición a temperaturas elevadas de 300°C o más. Se determinó que la causa raíz para la falla fue ocasionada por la corrosión encontrada en el lado expuesto al fuego durante la combustión del motor por el bajo grado del combustible utilizado.

La fractura en forma de labios delgados encontrada en la zona de falla y un espesor disperejo fueron hallados en los pedazos de muestra que se tomó del cilindro. Además de la causa raíz encontrada, se concluye que la exposición de los cilindros a sobrecalentamiento por un tiempo prolongado pudo haber empeorado esta condición.

Teniendo en cuenta lo anterior; la fractura intergranular bajo las condiciones anteriormente expuestas, resulto en una fractura frágil, debido al endurecimiento del material por encima de los límites elásticos de este, sin embargo, las acciones de mantenimiento incorrectas durante los procesos de remoción e instalación de los cilindros ayudaron para que la fractura total se materializara en un tiempo más corto y de manera contundente.



Fotografía No.9 Fractura frágil en cilindro 6 con marcas chevron.

Luego de revisar los documentos de mantenimiento de la aeronave y sus motores, no se evidenció incumplimiento de los servicios de mantenimiento.

Dentro de los libros de vuelo y mantenimiento no se evidenciaron reportes o acciones de mantenimiento por mal funcionamiento de los motores o sus accesorios.

2.3 Factor Humano

Durante el proceso de investigación, los referidos pilotos presentaron sus recurrentes con los programas de entrenamiento; sin embargo, sus actuaciones no estaban relacionadas con las técnicas de entrenamiento de vuelo que les impartían, sino con otras habilidades como: toma de decisiones, mando, liderazgo y comunicaciones adecuadas.

Los investigadores recibieron los comentarios de comandantes relativamente nuevos, quienes estaban descubriendo que se requiere mucho más para ser un piloto al mando, que simplemente poseer buena destreza para operar controles de vuelo, y ellos sentían que no estaban recibiendo un apoyo adecuado, incluyendo un buen entrenamiento durante su

transición del asiento derecho al izquierdo. Los investigadores, tomando en cuenta el (modelo SHELL) y sus propias observaciones, obtuvieron datos que les ayudaron a identificar algunos indicios para elaborar lo que actualmente se denomina como Manejo de Recursos de Cabina.

Otra importante fuente de información que emplearon los investigadores, fueron varios reportes de incidentes y accidentes que estaban involucrados problemas de toma de decisiones; liderazgo, juicio del piloto y comunicaciones.

De todas estas observaciones y análisis, los investigadores obtuvieron valiosos datos para integrar el concepto de CRM; Sin embargo, un trabajo que proveyó los mayores datos y condujo a los investigadores a establecer el criterio de que el CRM debiera llevarse aplicando los conceptos clásicos requeridos, como Adiestramiento Orientado a la línea o LOFT.

2.4 Secuencia de eventos

Se identificaron en la investigación varios factores desencadenantes de que conllevaron a la pérdida de control en vuelo (LOC-I) de la aeronave HK4686. La primera condición se dio por la falla en el sistema de lubricación del motor No. 2 en la que se perdió presión de aceite y la afectación en todo el sistema.

La segunda condición eventual tuvo lugar en la respectiva indicación a la tripulación del comportamiento anormal del funcionamiento del motor No. 2, en la que existió la probable indicación en cabina a través de los indicadores de una fluctuación en las lecturas de la presión y temperatura de aceite, quizá en este punto, la tripulación pudo visualizar la fuga de aceite sobre la piel del lado derecho o en las inmediaciones del motor.

Ante esta condición, la tripulación decide efectuar una reducción de potencia del motor No. 2, y seguido a ello, debería efectuarse el tráfico izquierdo como fue autorizado por el ATC. En este evento, fueron infructuosos los procedimientos de emergencia para motor inoperativo debido a la pérdida de presión de aceite. Esto provocó una condición bastante delicada de sortear por parte de la tripulación, al continuar el vuelo luchando por contrarrestar la resistencia y la producción de potencia del motor No. 1.

El vuelo continuó bajo las condiciones agravadas, en las que se presentó una pérdida constante de altitud, velocidad y en el intento de mantener la relación de empuje y resistencia, sumado a alcanzar una velocidad por debajo de la VMC, llevaron a que la aeronave, en la maniobra para buscar la pista, perdiera el control y se presentara el accidente.

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

3.1.1 Generales

La aeronave Piper 31-310, Matrícula HK4686, se programó para efectuar un vuelo SKGY, y SKVG.

En plataforma abordaron los dos pasajeros y la carga.

En el despegue se presentó una falla del motor número 2 , y la tripulación tomó la decisión de retornar a SKGY, no fue reportada la falla al ATC

El ATC dio información requerida y a autorizó a la tripulación para aterrizar, preguntando si requerían algún servicio y ellos respondieron que procedían a la plataforma por una documentación.

A las 15:43HL se perdió la señal Radar de la aeronave; encontrándose a 362 pies, con 80 nudos y a 0.4 nm a la cabecera 11 de la pista de Guaymaral.

La Tripulación mantuvo contacto de radio con el ATC, sin embargo, al iniciar básico para final no realizó ningún otro llamado, sin más información.

Se localizó la aeronave accidentada en coordenadas N04°49'08.7" W074°04'41.6", a una elevación de 8,448 pies. Los restos se encontraron concentrados en un área de 470 metros cuadrados en el sitio conocido como Vereda Machuma, Guaymaral (Bogotá, Colombia) totalmente destruida por fuego post-impacto y sus catorce (04) ocupantes lesionados mortalmente.

Las condiciones meteorológicas en el sitio del accidente eran adecuadas y no tuvieron injerencia en el accidente.

La aeronave y tripulación al mando disponían de la documentación técnica y operativa vigente a las regulaciones aeronáuticas.

No se evidenciaron condiciones de fatiga en la tripulación que fueran contribuyentes a la ocurrencia del accidente.

A consecuencia de la colisión contra el terreno, y el fuego post-impacto, la aeronave quedó totalmente destruida con una afectación del 90% de toda la estructura.

La aeronave impacto el terreno con características de pérdida de control en vuelo.

La aeronave se encontró con una configuración “sucia”, con el tren de aterrizaje abajo y con extensión de flaps. Se verificó la integridad y funcionamiento del sistema de controles de vuelo y no se encontraron anomalías en su operación.

El ala derecha resultó dañada sustancialmente durante la dinámica del impacto y exhibió salpicaduras de aceite en el extradós y en el borde de ataque, como en el timón de profundidad derecho y empenaje.

El ATC dio supervisión constante y siempre mantuvo comunicación con la tripulación hasta la pérdida de comunicaciones.

Se presentó una condición anormal de funcionamiento en los parámetros del motor No. 2, que, a la luz de las evidencias, pudo relacionarse con una indicación de pérdida de presión de aceite.

Se presentó una combinación de resistencias aerodinámicas por la falla del motor derecho, y las condiciones de presión atmosférica y velocidad condujeron a una pérdida de control en vuelo y colisión de la aeronave cerca de la pista.

Se encontró una fractura de aproximadamente 11.5 mm, en uno de los costados de cilindro No.2 a la altura de las válvulas de admisión.

La fractura era frágil, de acuerdo con las características encontradas, esta fractura se presenta después de que el material es sometido a una deformación plástica por acciones de carga que sobre pasan los límites elásticos del material.

3.1.2 Aeronave

No hubo anotaciones relevantes previas al vuelo que relacionaran el malfuncionamiento de la plantas motrices o hélices.

El único registro de peso y balance se realizó en la empresa por parte del despachador de la compañía, y el mismo incluía los datos de carga y de pasajeros.

La aeronave se encontraba operando dentro de la envolvente de peso y balance de acuerdo con el manual de operación de la aeronave.

Durante la inspección del motor derecho, se logró identificar una posible fuga de aceite en dos de los cilindros ubicados en las posiciones 1 y 2 respectivamente.

Durante la remoción de los cilindros se identificó un color oscuro sobre el cuerpo de cilindro parte externa, características que evidencia un posible escape de aceite del motor por los cilindros 1 y 2, evidencia que fue sustentada utilizando procedimientos especiales en laboratorio “análisis de falla del material”, lo que logro identificar una fractura en la base de estos.

Las hélices presentaban una condición de paso alto, sin signos de embanderamiento. Así mismo, evidenciaron bajas RPM en el motor derecho al momento del accidente.

3.1.3 Trazas Radar

Fueron obtenidas en la investigación 70 imágenes de trazas RADAR que permitieron conocer la trayectoria de vuelo desde el momento del despegue hasta la pérdida de traza radar a 0.44 nm del umbral de la pista.

La condición de vuelo de la aeronave durante el circuito de tránsito se mantuvo variable con cambios de rumbo y altura.

La velocidad se mantuvo en un promedio de 85 nudos, sin embargo, la altitud la cual alcanzó los 460 pies se redujo gradualmente hasta el momento en que se produjo el accidente.

3.2 Causa(s) probable(s)

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

- Pérdida de control en vuelo como consecuencia de la disminución de la velocidad mínima de control y la resistencia al avance, generadas por la falla del motor derecho No.2.
- Mal funcionamiento del sistema de lubricación del motor No. 2, evidente en la abundante fuga de aceite de la planta motriz, en vuelo. Se encontró una fractura frágil de aproximadamente 11.5 mm, en uno de los costados de cilindro No.2 a la altura de las válvulas de admisión, la que posiblemente generó la fuga de aceite.
- Debilidades de los procedimientos operacionales de la tripulación al configurar el avión para aterrizar sin tener la pista segura, llevando a una velocidad de pérdida.

3.3 Factores Contribuyentes

- Deficiencias en las prácticas estándar de entrenamiento, donde se deben realizar los procedimientos de falla de motor, teniendo en cuenta las recomendaciones del fabricante.
- Ineficiente sistema de gestión de seguridad del Explotador, al no exigir a las tripulaciones el reporte al ATC en momentos de emergencia, para realizar procedimientos seguros y tener el apoyo de los servicios del aeropuerto.

3.4 Taxonomía OACI

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

LOC-I: Pérdida de Control en Vuelo.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

A LA COMPAÑÍA AERO TAXI GUAYMARAL S.A.S.

REC. 01-202007-1

Efectuar una reorganización estructural de la seguridad operacional de la compañía, utilizando como herramienta el Sistema de Gestión de Seguridad Operacional, comprometiéndolo al Ejecutivo Responsable, al personal directivo, técnico, operativo y administrativo, en la identificación de peligros, la cultura del reporte, la gestión del riesgo y la interacción entre los procesos de operaciones y de mantenimiento con el SMS.

REC. 02-202007-1

Establecer procedimientos en el área de entrenamiento y de Operaciones para garantizar un planeamiento adecuado y un seguimiento en lo concerniente a la planificación previa al vuelo, incluyendo los procedimientos de emergencia en caso de falla de motor, con el fin de gestionar adecuadamente los riesgos y prevenir cualquier novedad que pudiera presentarse durante el vuelo.

A LA AERONAUTICA CIVIL DE COLOMBIA

REC. 03-202007-1

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, enfatizar, exigir y vigilar que los Explotadores Aéreos que operan equipos PA31 y PA34 provean a las tripulaciones con una completa capacitación teórica y práctica (ésta siempre dentro de los márgenes de seguridad), de los procedimientos en caso de falla de un motor.

Entre otras acciones los operadores deben: incluir en todos los cursos de tierra iniciales, recurrentes, de repaso, de recobro de autonomía, de instructor u otros, amplia instrucción teórica sobre el comportamiento aerodinámico del avión con un solo motor operativo, los factores que afectan en el vuelo en esa condición, las precauciones, limitaciones, técnicas de vuelo y los procedimientos específicos de la aeronave que le permitan aterrizar de manera segura en esa configuración.

REC. 04-202007-1

Realizar una verificación de aquellas empresas que mantienen aprobación en los Sistemas de Gestión de la Seguridad Operacional (SMS) con el fin de establecer si tienen efectividad en la gestión del riesgo y en la cultura del reporte.

REC. 05-202007-1

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, dar a conocer el presente Informe de Investigación a los Operadores de Transporte Aéreo No Regular, de Aviación General y Escuelas de Aviación 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.

GRUPO DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5º.
investigacion.accide@aerocivil.gov.co

Tel. +(571) 2963186
Bogotá D.C. - Colombia



Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4.5-12-052



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL