

Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4-5-12-035



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

INFORME FINAL ACCIDENTE

COL-20-07-GIA

**Pérdida de control y
colisión con el terreno tras falla
de motor**

Piper PA31-310

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
1.6.1 Peso y balance	12
1.7 Información Meteorológica	13
1.8 Ayudas para la Navegación	13
1.9 Comunicaciones.....	13
1.10 Información del Aeródromo	13
1.11 Registradores de Vuelo.....	14
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	17
1.13 Información médica y patológica.....	18
1.14 Incendio.....	18
1.15 Supervivencia y rescate	19
1.16 Ensayos e investigaciones	19
1.16.1 Inspección de plantas motrices.....	19
1.16.1.1 Motor Izquierdo – S/N L-227-61	20
1.16.1.2 Motor Derecho – S/N L-1191-61	20
1.17 Información orgánica y de dirección.....	22
1.18 Información adicional	22

2. ANALISIS	23
2.1 Procedimientos operacionales	23
2.1.1 Características de vuelo del avión PA31 con un motor inoperativo ...	23
2.1.1 Embanderamiento de la hélice.....	23
2.1.2 Análisis de la falla del motor derecho	23
2.1.3 Condiciones de rendimiento del avión	24
De acuerdo con el cálculo de Peso y Balance para la operación, el avión despegó de Guaymaral con un peso de 6,158 lb.	24
2.1.4 Acciones de la tripulación	27
2.2 Análisis de la falla del motor.....	27
2.3 Factor Humano	31
2.4 Secuencia de eventos	31
3. CONCLUSIÓN.....	33
3.1 Conclusiones.....	33
3.1.1 Generales	33
3.1.2 Aeronave.....	34
3.1.3 Trazas Radar	35
3.2 Causa(s) probable(s)	35
3.3 Factores Contribuyentes	35
3.4 Taxonomía OACI	35
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL	36
A LA COMPAÑÍA AERO TAXI GUAYMARAL, ATG S.A.S.	36
REC. 01-202007-1	36
REC. 02-202007-1	36
A LA AERONAUTICA CIVIL DE COLOMBIA	36
REC. 04-202007-1	36
REC. 05-202007-1	36
REC. 06-202007-1	37

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	Velocidad Mínima de Control
VMC	Visual Meteorological Conditions

SINOPSIS

Aeronave:	Piper PA31-310 HK4686
Fecha y hora del Accidente:	12 de febrero de 2020, 15:44 HL (20:44 UTC)
Lugar del Accidente:	Vereda Machuma, Guaymaral, Bogotá, D.C., Colombia
Coordenadas:	N 04°49'08.7" – W 074°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 a la izquierda, la tripulación de la aeronave Piper 31 solicitó al ATC el regreso a la misma pista, sin suministrar más información. El ATC dio instrucciones a la tripulación para proceder al tráfico izquierdo a la pista 11; cuando la aeronave se encontraba en tramo básico – final, perdió el control y se precipitó al terreno a 0.44 NM de la cabecera 11.

En el accidente la aeronave se destruyó por el impacto y por el fuego post-impacto; y sus cuatro (04) ocupantes resultaron lesionados fatalmente.

El incendio consumió el 90% de la estructura de la aeronave. El accidente ocurrió con luz de día y en 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).
- Falla del motor No. 2, por falta de lubricación, ocasionada posiblemente por la fuga de aceite a través de una fractura de 11.5 mm, encontrada en uno de los costados de cilindro No. 2, a la altura de las válvulas de admisión.
- Aplicación inapropiada por parte de la tripulación, del procedimiento de emergencia para aterrizar con un motor inoperativo, al configurar tempranamente la aeronave para aterrizar (con tren de aterrizaje y flaps) sin tener la pista segura, dificultando el control de la aeronave y colocándola en una condición de pérdida de sustentación y de control.

Factores Contribuyentes:

- Deficiencias del explotador en el entrenamiento de procedimientos de emergencia a las tripulaciones, al no tener en cuenta la recomendación del fabricante de la aeronave, en el sentido de no configurar el avión hasta tanto no se haya asegurado el aterrizaje en el campo seleccionado.
- Ineficiente sistema de gestión de seguridad del Explotador, al no hacer que las tripulaciones reporten al ATC de las condiciones de emergencia, con el fin de contar con el apoyo de los servicios del aeródromo, o de otras aeronaves, o del mismo explotador.

La investigación emitió seis (6) recomendaciones de seguridad operacional.

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), situado en el departamento de Putumayo.

La tripulación fue notificada del vuelo el mismo día en la mañana, el cual tenía como fin transportar dos (2) pasajeros (técnicos de otro operador aéreo), los cuales llevarían consigo herramientas 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, por vía electrónica, el Plan de Vuelo hacia Villagarzón, bajo reglas de vuelo visual (VFR), con ruta Guaymaral – Bojacá – Tocaima - Girardot – Natagaima – Neiva – Garzón – Florencia - 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 ordenaron el abordaje de los dos (2) pasajeros y su carga.

A las 15:20 HL, la tripulación realizó el primer llamado al Torre de Control Guaymaral, 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 preparara el vuelo ya que sus intenciones eran regresar a la plataforma de la empresa, sin dar mayores detalles.

Al mismo tiempo, la tripulación efectuó las siguientes llamadas a la Torre de Guaymaral:

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

La Torre preguntó si tenían alguna novedad y la tripulación informó:

HK4686 a Torre de Guaymaral: “...Debemos regresar por una papelería... debemos hacer nuevamente Plan de Vuelo?”.

La Torre 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 ya se encontraba próximo a básico para la pista 11. El HK4101G informó que no tenía a la vista el HK4686.

La Torre 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.

La Torre inmediatamente activó el Plan de Acción 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. El accidente ocurrió en las coordenadas N04°49'08.7" – W074°04'41.6", en la Vereda Machuma, Guaymaral, Bogotá D.C.

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

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 arribando a este hacia las 17:00 HL.

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. Fueron asignados un Representante Acreditado y Asesores Técnicos para la investigación.



Fotografía No. 1 – Condición final de la aeronave HK4686

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 26 de febrero de 2020

Último chequeo en el equipo: 23 de noviembre del 2019

Equipos Volados: PA31, PA34-200T

Total horas de vuelo: 3207:16 h (Información del operador)

Total horas en el equipo: 197:09 h (Información del operador)

El Piloto al mando obtuvo su licencia de Piloto Comercial de Avión el 08 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, en la jefatura de Operaciones Aéreas.

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: 19 julio del 2019

- Curso recurrente en manual de seguridad operacional: 30 de octubre de 2017
- Curso en procedimientos de emergencia y evacuación: 17 de septiembre del 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, PA34-200T, PA31
Total horas de vuelo:	1046:12 h (Información del operador)
Total horas en el equipo:	124:55 h (Información del 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 21 de marzo de 2019.

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 2018
- Curso recurrente en el equipo PA 31: 23 de octubre del 2019
- Curso en procedimientos de emergencia y evacuación: 17 de septiembre de 2019

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:	10,255 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 se encontraba aeronavegable.

Fue afiliada a la compañía en el año 2013.

Motor No. 1

Marca: Lycoming
Modelo: TIO-540-A1A-C-A2C
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 14 de junio de 2018 en un taller aeronáutico local.

El 14 de junio de 2018 se instaló el motor en la aeronave HK4686.

Entre el 14 de junio de 2018 y el 12 de febrero de 2020, se efectuaron servicios de 50 h 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 31 de enero de 2013 en un taller aeronáutico local.

El 31 de enero 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 28 de junio del 2015. No se encontraron anotaciones 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 28 de julio de 2018. El 03 de junio de 2015 se efectuó remoción de la hélice para reparación. No se encontraron anotaciones de malfuncionamiento de la hélice.

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

En el Libro de Vuelo y Libro de Mantenimiento no se encontraron registros de reportes o acciones de mantenimiento por mal funcionamiento de los motores o sus accesorios.

1.6.1 Peso y balance

De acuerdo a 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 realizado a la aeronave fue realizado el 09 de octubre de 2019.

La aeronave tenía un peso vacío (EW) de 4,318 lb. Y su peso bruto máximo de operación era de 6,500 lb.

Los pesos para el vuelo fueron:

Peso bruto máximo de operación:	6,500 lb
Peso vacío:	4,301 lb
Peso Combustible:	1,167 lb (192 gal)
Peso Tripulación:	340 lb
Peso Pasajeros:	200 lb
Peso carga:	150 lb
Peso al despegue:	6,158 lb

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

1.7 Información Meteorológica

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

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

Reporte METAR de las 15:00 HL. 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

Reporte METAR de las 16:00 HL. 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. El vuelo se desarrollaba bajo reglas VFR.

1.9 Comunicaciones

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

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

El ATC supervisó constantemente el vuelo y siempre mantuvo comunicación con la tripulación hasta darle autorización de 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 condición o funcionamiento de 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. Se encuentra ubicado al Norte de la ciudad, en la localidad de Suba (Bogotá), y limita al Norte con el municipio de Chía.

Sirve principalmente como un aeropuerto de operación de aviación general, taxis aéreos, aeronaves de instrucción, Policía Nacional 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 (8.389 ft) ASL; con una única pista de orientación 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.

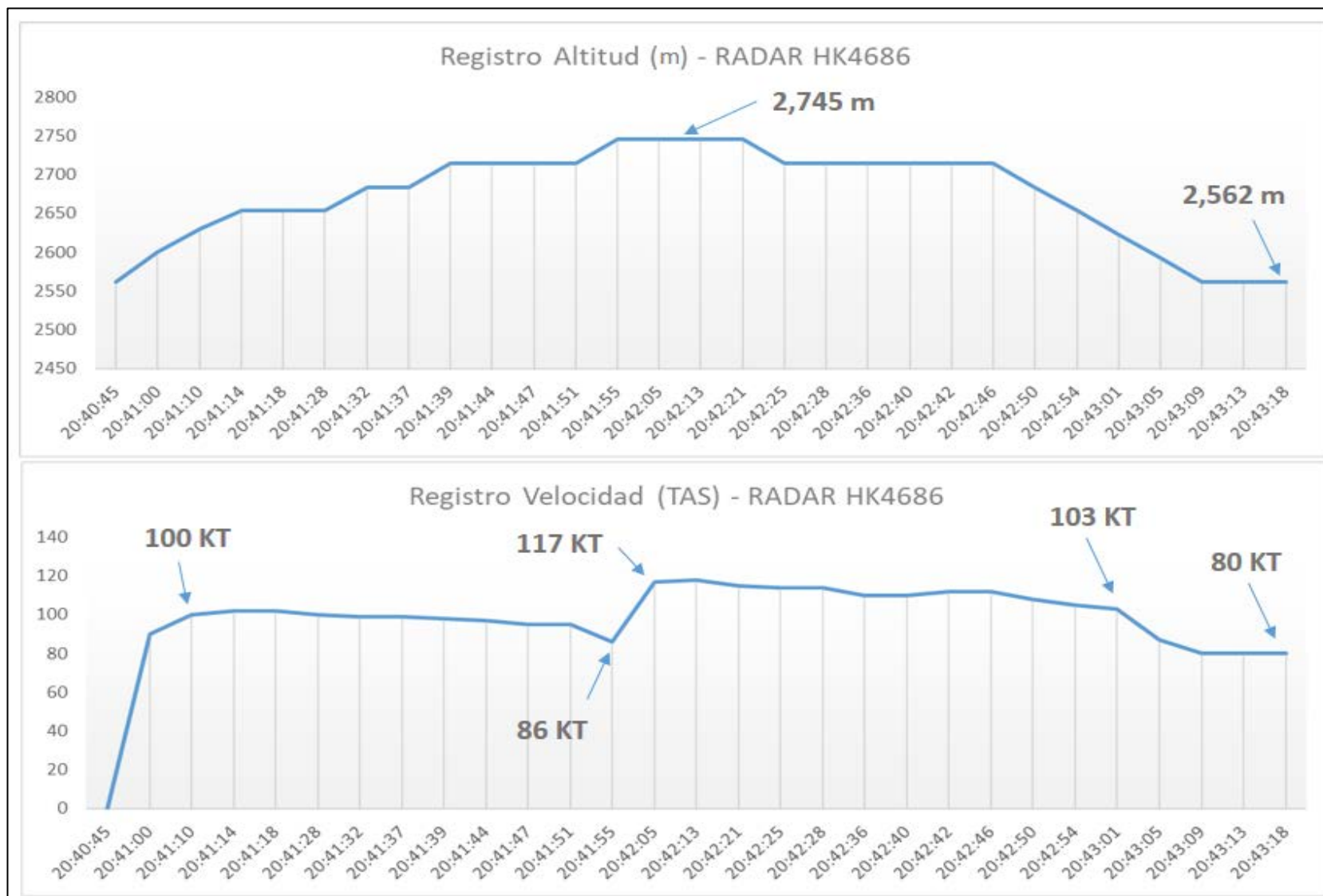
Con el fin de evidenciar cualquier registro de vuelo, fueron obtenidas para la investigación 48 imágenes de trazas RADAR del vuelo de la aeronave HK4686, de las cuales se extractó información de latitud, longitud, altitud, rumbo y velocidad.

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.

En las páginas siguientes se muestra el perfil de vuelo y la georreferenciación del vuelo de la aeronave, con base en las trazas RADAR. En la gráfica se aprecia el despegue de la aeronave por la pista 11, y el vuelo en los tramos de viento cruzado, tramo con el viento y básico hasta el punto del accidente.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



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

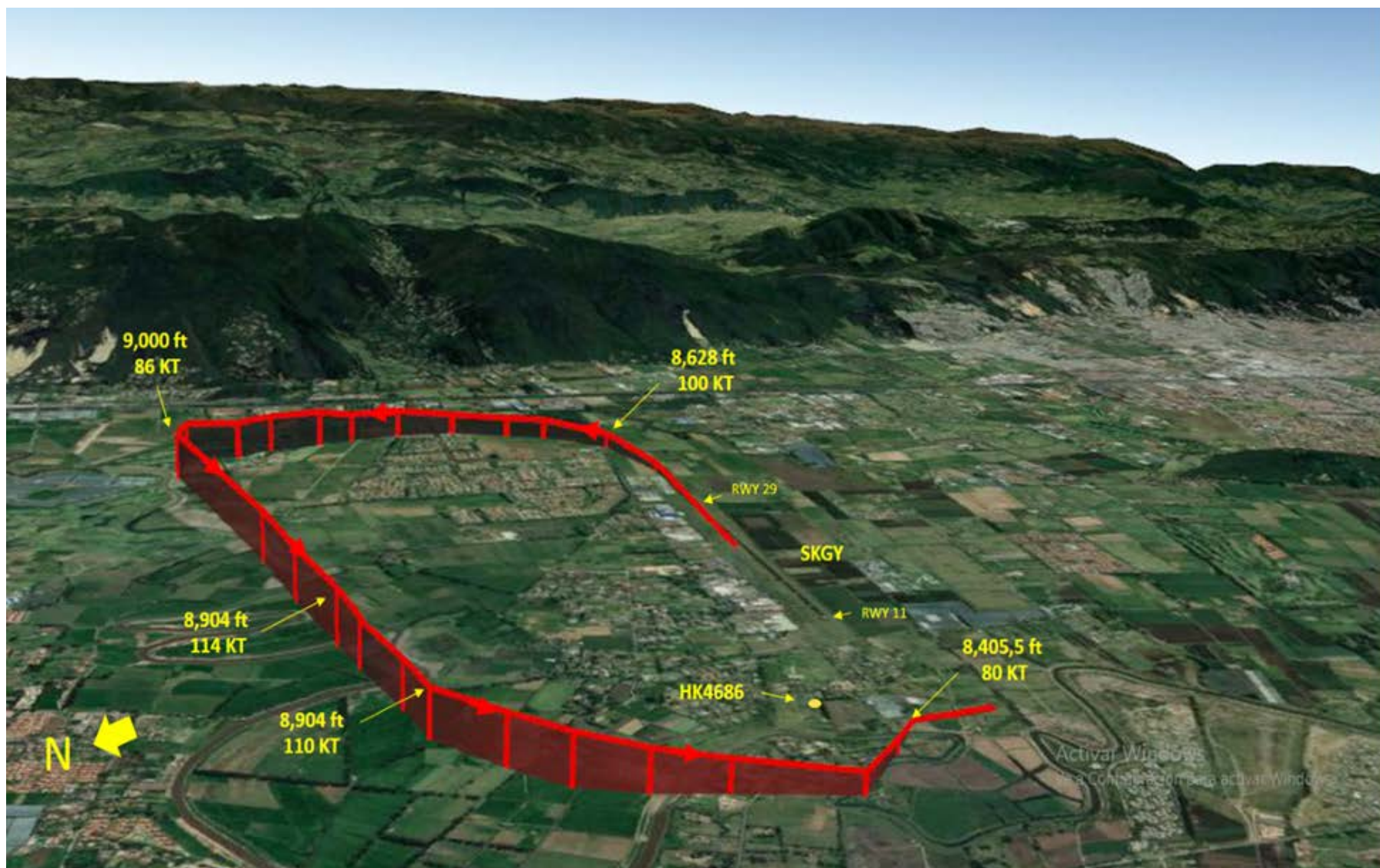


Imagen No. 1 – Trayectoria aproximada de vuelo HK4686 según Trazas Radar.

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. Dista 0.44 NM al E de la pista 11 de Guaymaral. Está localizado en coordenadas N04°49'08.7" W074°04'41.6", a una elevación de 8,448 pies.

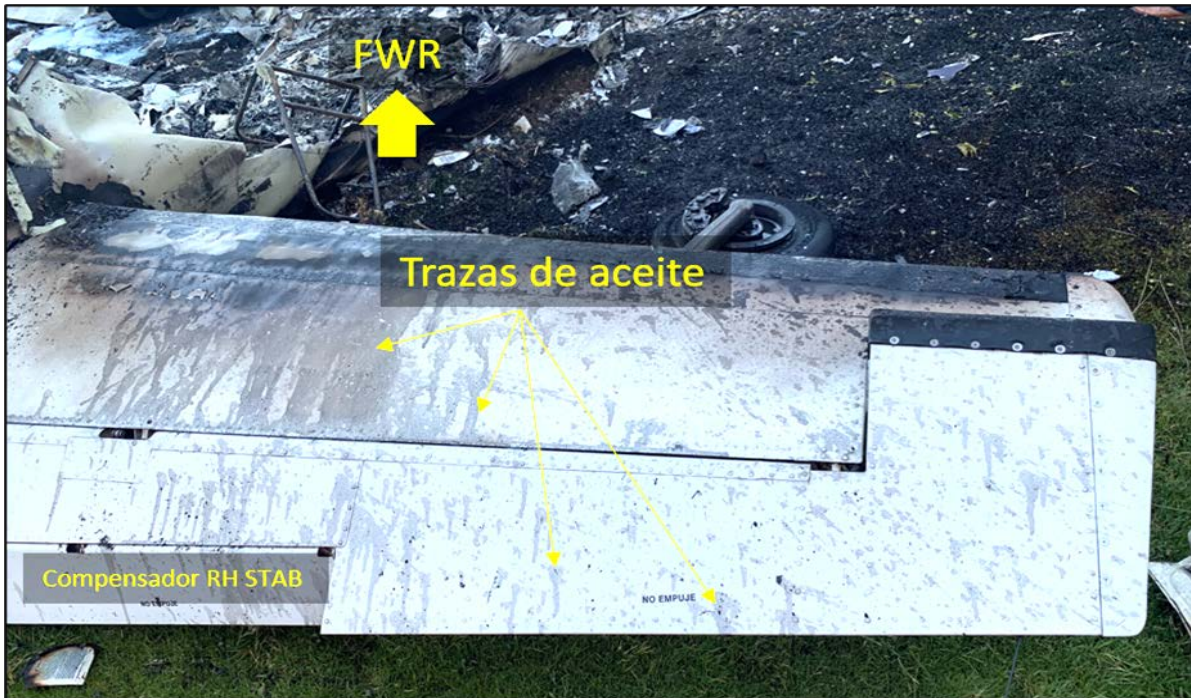
Los restos se encontraron concentrados en un área de 470 metros cuadrados.

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 extendido, 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 derecho 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 "para aterrizar", con el tren de aterrizaje extendido y los flaps abajo. 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 Ipad 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. 1, 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 registraban limitaciones. Las lesiones fatales de los ocupantes se debieron, principalmente, a politraumatismos sufridos en la dinámica de impacto contra el terreno.

1.14 Incendio

Posteriormente al impacto de la aeronave contra el terreno se generó una deflagración en su estructura y en la vegetación circundante, originada 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 de Guaymaral, llegó aproximadamente 10 minutos después del accidente, 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 y rescate

La energía cinética del impacto contra el terreno no permitió la supervivencia. Los cuatro (4) ocupantes de la aeronave presentaron lesiones fatales ocasionadas por la dinámica del impacto. La sección de cabina de mando, especialmente, sufrió amplia afectación durante el impacto.

El personal del SEI de Guaymaral actuó inmediatamente a la notificación de accidente que activó la Torre de Control y fue apoyado por un helicóptero de la Policía Nacional, que lo orientó hacia la ubicación de la aeronave accidentada.

1.16 Ensayos e investigaciones

Dentro del proceso investigativo se efectuó la inspección de las plantas motrices para determinar su condición y funcionamiento en el 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, debido al incendio de la aeronave; por tal motivo los motores y todos sus componentes se encontraron afectados sustancialmente.

No obstante, se lograron identificar todos los componentes de los motores, aunque por su estado 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

La inspección del motor izquierdo arrojó 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 cárter de aceite del motor izquierdo, se identificó una falla del material como 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. En la remoción de la caja de accesorios se logró identificar presencia de aceite sin limallas, y un poco de 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.
8. En 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

La inspección del motor derecho arrojó los siguientes hallazgos:

1. Presentó mayor afectación que el motor izquierdo, debido a las altas temperaturas presentadas durante el incendio post impacto.
2. Se logró identificar una posible fuga de aceite en dos de los cilindros ubicados en las posiciones 4 y 6 respectivamente.
3. La estructura del turbo presentaba rompimiento y afectación por 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 su inspección funcional y operacional 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, de 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 señalan un posible escape de aceite del motor por los cilindros 4 y 6, evidencia que es sustentada utilizando procedimientos especiales efectuados en laboratorio “análisis de falla del material”, con el fin de lograr identificar una fractura en la base de dichos cilindros (fotografía No. 5).
9. Los demás cilindros del motor derecho presentaron una coloración normal en su parte externa; adicionalmente en cada uno de ellos se identificó 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 de los cilindros No. 4 y 6 motor RH.

Dentro de los restos de los motores, se encontraron marcas de aceite del motor derecho que comprometían directamente dos cilindros, los de las posiciones No. 4 y 6, con rastros de aceite quemado, y marcas de aparente fuga de aceite de estos cilindros.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



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

1.17 Información orgánica y de dirección

La Compañía Aero Taxi Guaymaral - ATG S.A.S. es una organización aeronáutica de Transporte no Regular, en la modalidad de taxi aéreo y transporte de carga, que opera aeronaves tipo Piper PA31 y PA34. Al momento del accidente tenía un Permiso de Operación vigente.

Su organización está compuesta 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 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

No aplicable.

2. ANALISIS

El análisis de la investigación se orientó principalmente hacia los aspectos mecánicos de la falla del motor, las características de vuelo del avión PA31 con un motor inoperativo, las actuaciones de la tripulación ante la falla de un motor y los factores organizacionales.

2.1 Procedimientos operacionales

2.1.1 Características de vuelo del avión PA31 con un motor inoperativo

Es importante resaltar que en caso de falla de un motor en la aeronave Piper PA31, se debe ejecutar un procedimiento de emergencia como si el avión se tratase de un avión monomotor; esto quiere decir que se debe aterrizar lo más pronto posible, pues no es posible mantener el vuelo seguro con un solo motor operativo.

Se debe tener en cuenta, además, que, para aterrizar con un motor inoperativo, los procedimientos de emergencia provistos por el fabricante de la aeronave recomiendan no bajar el tren de aterrizaje hasta cuando se tenga asegurada la pista; y si se trata de aterrizar en un campo no preparado, es recomendable dejar el tren de aterrizaje arriba.

Igualmente, los flaps, deben extenderse solamente hasta 15°, en el momento de tener la pista o el campo asegurado para aterrizar.

Estas indicaciones tienen como objeto la seguridad del vuelo, pues la resistencia parásita que generan el tren de aterrizaje y los flaps extendidos, es muy alta, la potencia disponible con un solo motor operativo es insuficiente para contrarrestarla.

Adicionalmente, cualquier aplicación de potencia que se haga en el motor operativo (por ejemplo, para enfrentar el efecto de la resistencia parásita generada por el tren de aterrizaje y los flaps), crea una alta asimetría de potencia haciendo así aún más difícil el control direccional del avión.

Por último, cualquier viraje que se haga en estas condiciones, harán más crítica la limitada situación de control de la aeronave.

2.1.1 Embanderamiento de la hélice

El embanderamiento (o perfilamiento) de la hélice, tiene como propósito alinear las palas de la hélice con el viento relativo, para evitar que la hélice que gira solo por efecto del viento relativo, sin producir tracción, genere resistencia parásita.

Embanderar la hélice de un motor inoperativo es fundamental para el rendimiento de una aeronave multimotor. Otro efecto del embanderamiento es prevenir que se produzca o se agrave un daño interno del motor, de acuerdo con la naturaleza de algunas fallas.

2.1.2 Análisis de la falla del motor derecho

De acuerdo con las evidencias disponibles, es muy probable que el avión HK4686 experimentara una falla del motor derecho poco después del despegue, que pudo haber consistido en un aumento de la temperatura y disminución de la presión de aceite del motor como consecuencia del escape de aceite a través de las fracturas que después del accidente se encontraron en los cilindros No. 4 y 6. Probablemente la tripulación tuvo las indicaciones señaladas en los instrumentos de la cabina de mando.

2.1.3 Condiciones de rendimiento del avión

El avión despegó desde el aeródromo de Guaymaral ubicado a una altitud de 8.329 ft ASL. La temperatura ambiente para la hora del despegue era de 23° Celsius. Es decir, que la altitud por densidad del aeródromo, al despegue del avión, era aproximadamente 10.939 ft.

De acuerdo con el cálculo de Peso y Balance para la operación, el avión despegó de Guaymaral con un peso de 6,158 lb.

Field Elev [ft mt]	Pressure Alt (ft)	Pressure Alt [ft mt]	True Alt (ft)	Standard Temp [°C °F]	Air Temp [°C °F]	Density Alt (ft)
9000	8700	8700	9000	-2.82	22	11649
8329	8029	8029	8329	-1.49	23	10939

Imagen No. 2 - Cálculo de altitud por presión @ 9,000 y 8,329 pies ASL.

De otra parte, estimando que la falla del motor derecho ocurrió a 9.000 ft, y con una temperatura ambiente de 22° Celsius, la altitud por densidad a la que ocurrió la falla sería de 11.649 ft aproximadamente. A esta altitud las condiciones de rendimiento de la aeronave PA31 con un solo motor operativo eran marginales,

De acuerdo con la carta de rendimiento, el cálculo de rata de ascenso con dos motores operativos, con 23°C de temperatura, a una altitud por presión de 8,700 ft y un peso de 6,158 lb, corresponde a 900 a 1000 pies por minuto. (Imagen No. 3).

Con un motor inoperativo, en las mismas condiciones, la rata de ascenso se limita, según los cálculos, a 300 a 350 pies por minuto; es decir, una condición muy limitada bajo condiciones de operación con un solo motor. (Imagen No. 4).

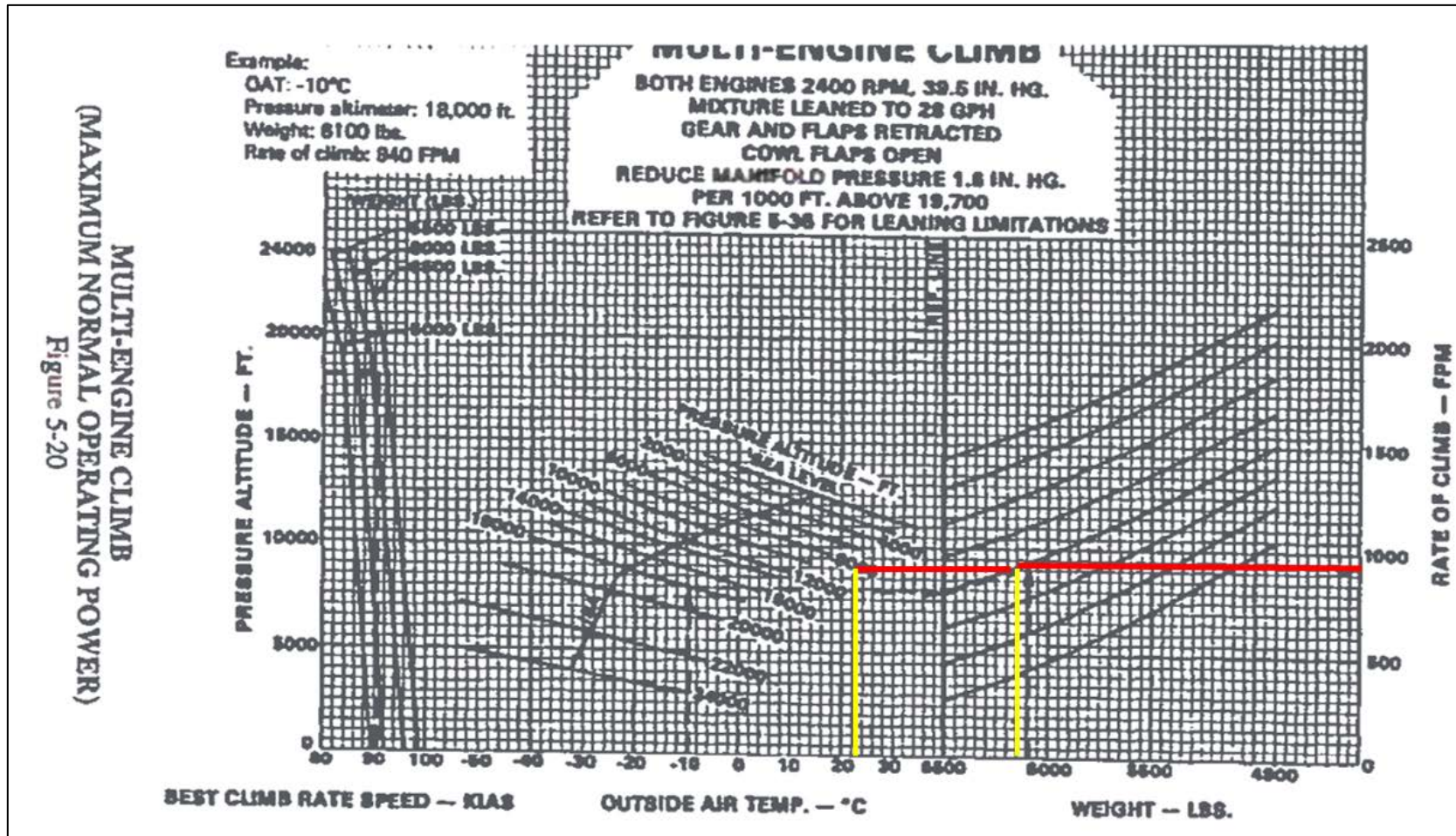
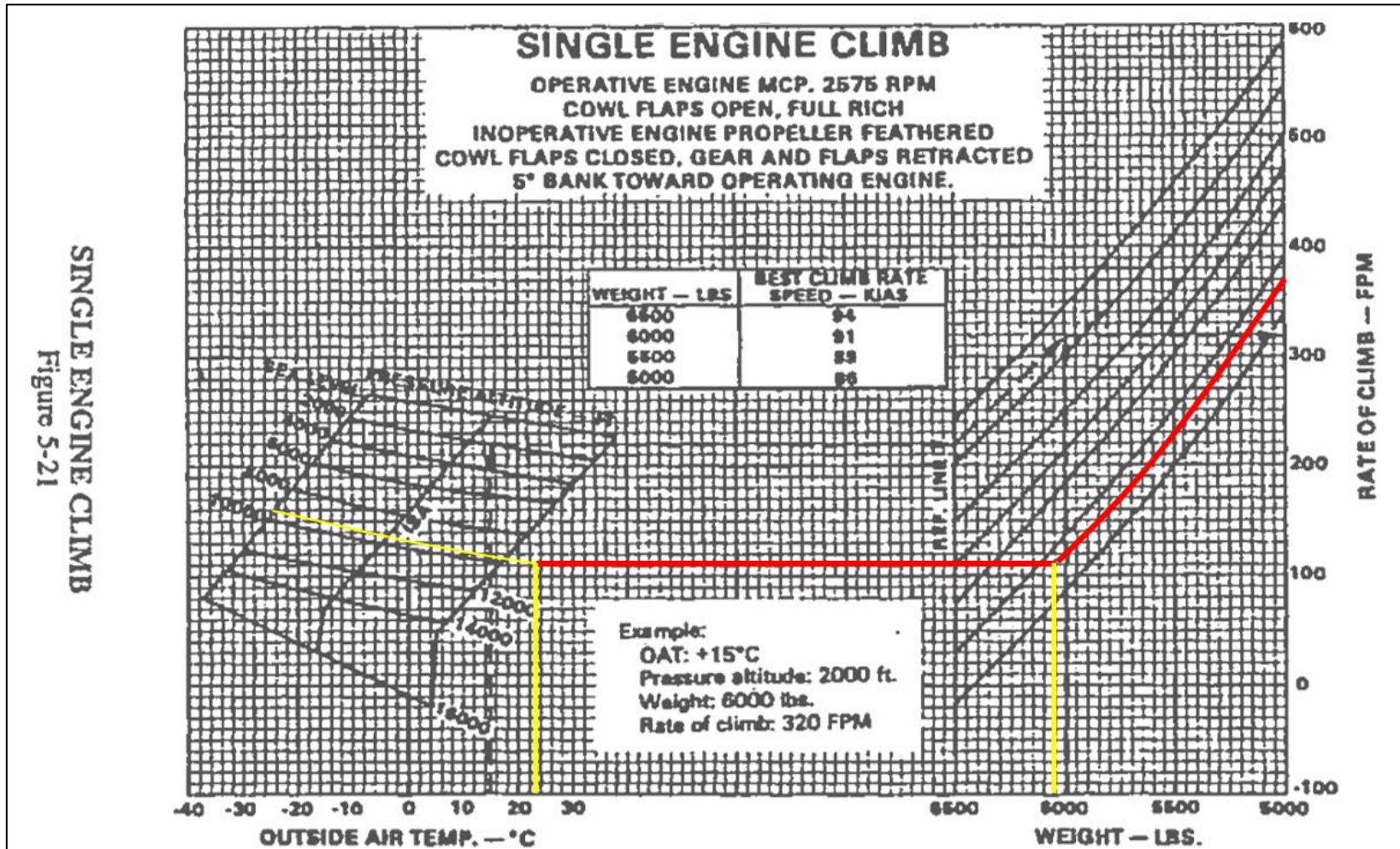


Imagen No. 3 - Gráfica rendimiento en ascenso con máxima, dos motores – POH Piper PA31.



SINGLE ENGINE CLIMB
 Figure 5-21

Imagen No. 4 - Gráfica ascenso con un solo motor – POH Piper PA31.

2.1.4 Acciones de la tripulación

Aunque la aeronave operaba dentro de los límites de peso para las condiciones de aeródromo, la alta altitud de operación y el alto peso de operación hacía crítica cualquier disminución de la potencia disponible, como la que se presentó ante la falla del motor.

La tripulación enfrentó una situación crítica, pues la falla ocurrió poco después del despegue, a baja altura sobre el terreno, a una alta altitud por densidad, con un peso de la aeronave relativamente alto, con baja velocidad, y con la necesidad de tener que ejecutar varios virajes para regresar a la pista.

Es así como, con la potencia reducida por la falla del motor, la tripulación debió sacrificar altura para mantener la VMC de 74 nudos KIAS, mientras efectuaba el circuito para regresar al aeropuerto. El llamado de la tripulación, al solicitar regresar a Guaymaral, planear desde entonces la reanudación del vuelo más tarde y, sobre todo, no declarar la emergencia, hacen pensar que probablemente la tripulación tuvo en la cabina, indicaciones de mal funcionamiento del motor derecho (baja presión y alta temperatura), y, como es normal hacerlo ante esta situación debió reducir la potencia de ese motor.

De acuerdo con los resultados de la inspección de los componentes, la tripulación no embanderó la hélice del del motor No. 2, circunstancia que debió aumentar la resistencia parásita y el efecto de guiñada hacia el lado derecho.

En estas circunstancias y ante la necesidad de contar con potencia para disminuir la rata descenso, probablemente la tripulación aplicó alta o máxima potencia en el motor izquierdo, que agravaría la guiñada hacia la derecha, hasta hacer perder el control del avión.

Las limitadas condiciones aerodinámicas del vuelo se agravaron, además, por el hecho de tener la tripulación que efectuar virajes relativamente cerrados, a tramo básico y final, para tratar de alcanzar la pista.

2.2 Análisis de la falla del motor

La inspección efectuada al motor con el fin de determinar la falla, arrojó la siguiente información.

Durante el análisis metalográfico, después de realizarse 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. 4, a la altura de las válvulas de admisión.

Se trataba de una fractura frágil la cual se presenta por endurecimiento del material, desde su producción o durante una operación no regular del motor; de acuerdo con sus características, se presenta después de que el material es sometido a una deformación plástica por acciones de carga que sobrepasan los límites elásticos del material.

La fractura frágil se presenta cuando existe una elevada absorción de energía, teniendo en cuenta en este caso el diseño de cilindro y los cambios drásticos de temperatura al cual es sometido el motor durante su operación, sin olvidar que estos motores son refrigerados por aire, acción que hace que el proceso de deformación o endurecimiento del material sea más rápido, ya que las variaciones de temperatura del aire afectan directamente el material.

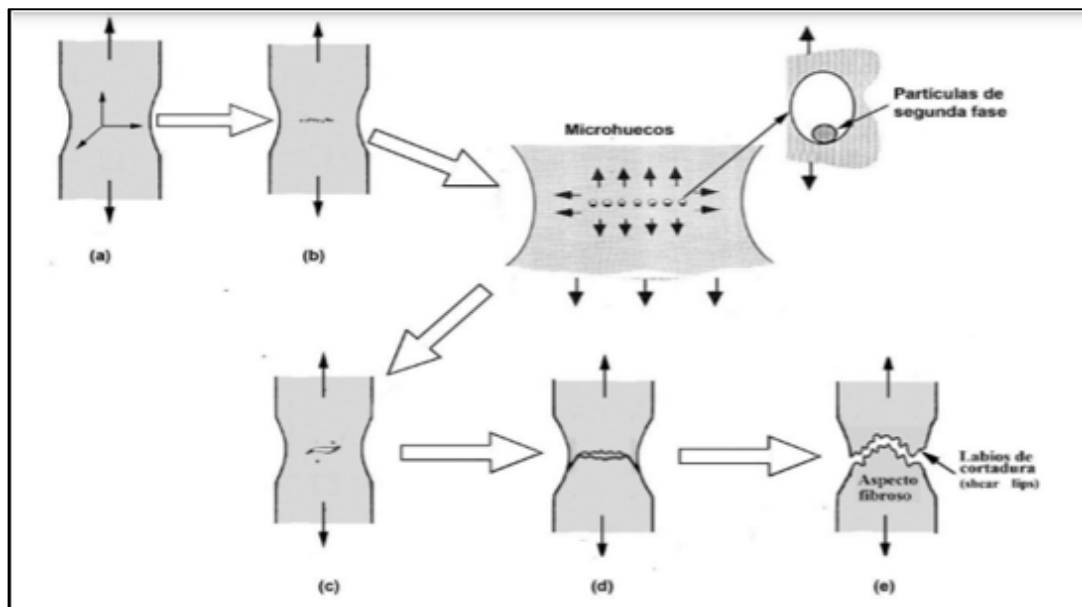
Las características de la fractura dúctil son las siguientes:

- 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 – Fractura encontrada en el cilindro No. 2



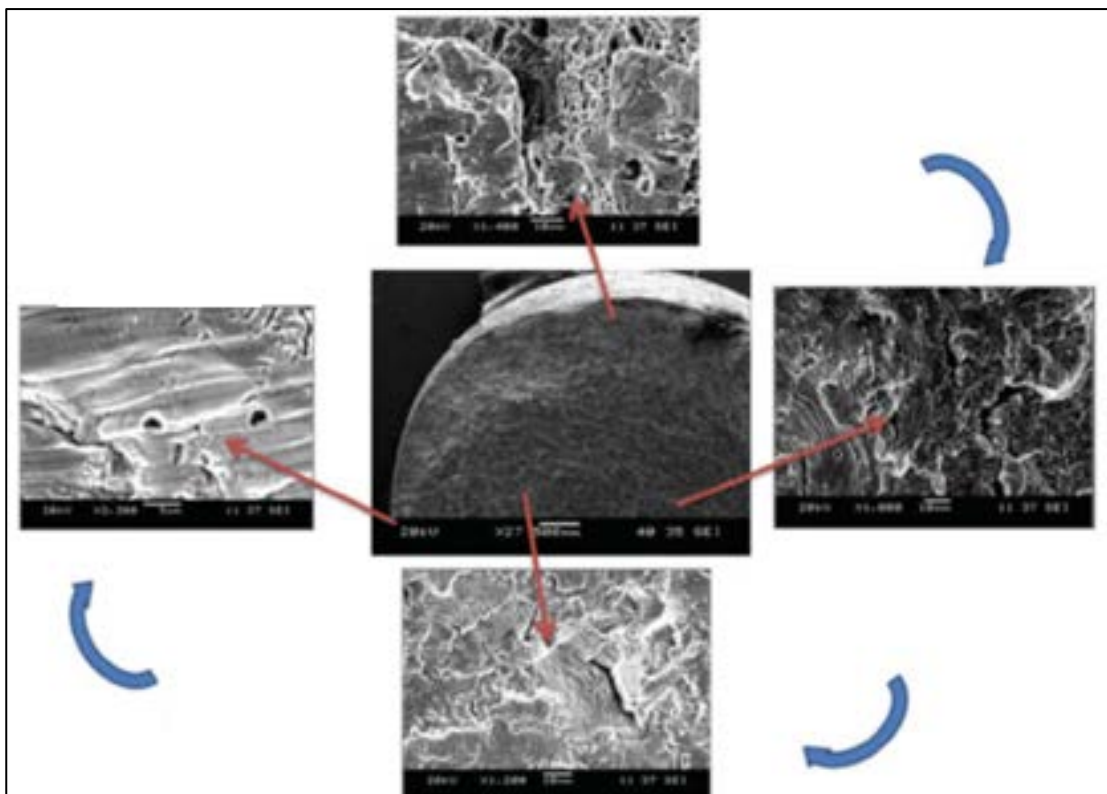
Gráfica No. 2 - Prolongación de la fractura dúctil por sobrecarga

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.

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 No. 6 con múltiples fracturas.

Las múltiples fracturas observadas en el material con el cual están elaborados los cilindros, fueron causadas por una posible corrosión grave en el material, ya que se encontraron evidencias de picaduras, corrosión bajo tensión, corrosión por altas temperaturas y corrosión intergranular.

Esta corrosión encontrada en el material se pudo haber originado a un posible deficiente mantenimiento, mala calidad en el material, trabajos incorrectos de instalación, así como a 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 y 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, como consecuencia 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, se analizaron las superficies de las muestras obtenidas mediante la técnica de microscopia por barrido electrónico (SEM) y espectroscopia de rayos X de energía dispersa.

Cabe resaltar que los cilindros mostraban evidencias de una condición de operación prolongada, con una exposición a temperaturas de 300°C, o superiores.

Se determinó así, 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.

En los trozos de muestra tomados del cilindro, de la zona de falla, se encontró la fractura en forma de labios delgados y de un espesor disparejo. 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, resultó en una fractura frágil, debido al endurecimiento del material por encima de sus límites elásticos; sin embargo, las fracturas secundarias, adyacentes a la fractura principal, son dúctiles, como resultado de posibles acciones incorrectas de mantenimiento, durante los procesos de remoción e instalación de los cilindros, las cuales pudieron contribuir a que la fractura principal se materializara en un tiempo más corto y de manera contundente.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



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

2.3 Factor Humano

La investigación determinó que la tripulación cumplía con los cursos y chequeos recurrentes establecidos por las Normas Aeronáuticas y por los estándares de la empresa.

No obstante, de lo observado en este evento y en otros similares, se encuentra que existen deficiencias en asuntos tales como la toma de decisiones, mando, liderazgo y comunicaciones adecuadas.

Los investigadores recibieron comentarios de comandantes de este tipo de aeronaves, quienes refieren que se requiere mucho más para ser un piloto al mando, que simplemente poseer destreza para operar controles de vuelo; sobre todo para ejercer el cargo de Piloto al Mando se debe realizar un entrenamiento comprehensivo durante su transición del asiento derecho al izquierdo, que enfatice en un amplio conocimiento y aplicación de disciplinas como el Manejo de Recursos de la Tripulación, CRM.

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

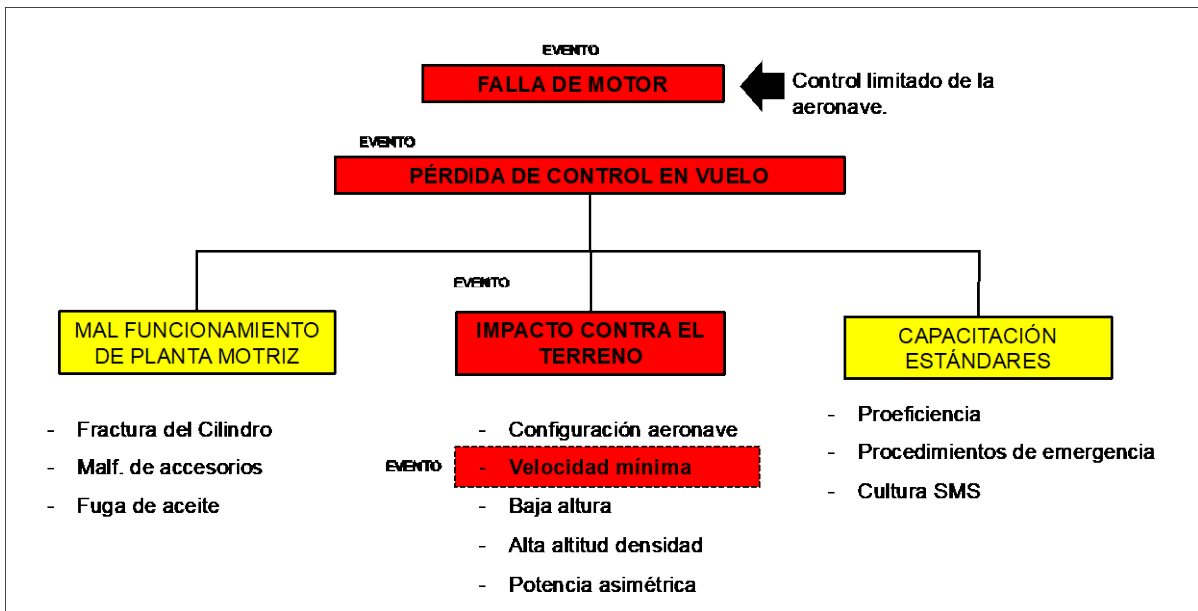
presión y temperatura de aceite, quizá en este punto, la tripulación pudo visualizar la fuga de aceite sobre la piel del lado derecho o en las inmediaciones del motor.

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.

SECUENCIA DE EVENTOS



Gráfica No. 3 – Modelo de causalidad del 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 PA31-310, Matrícula HK4686, se programó para efectuar un vuelo Guaymaral y Villagarzón, con dos tripulantes, dos pasajeros y carga.

Las condiciones meteorológicas en el sitio y hora del accidente eran visuales, 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.

Después del despegue se presentó una falla del motor número 2, y la tripulación tomó la decisión de retornar a Guaymaral. La falla no fue reportada a la Torre de Control.

El ATC suministró a la aeronave la información requerida y autorizó a la tripulación para aterrizar, indagando si requerían algún servicio; la tripulación contestó que procedería a la plataforma por una documentación.

Se presentó una condición anormal de funcionamiento en los parámetros del motor No. 2, que, a la luz de las evidencias, pudo consistir en una indicación de pérdida de presión de aceite y/o alta temperatura del motor.

La tripulación no efectuó ningún llamado al ATC al iniciar el tramo básico - final.

Con un motor inoperativo, los cálculos de régimen ascenso correspondían entre 300 a 350 pies por minuto, que era marginal para el manejo de la emergencia.

Poco después se perdió la señal RADAR de la aeronave, cuando se encontraba 362 pies, con 80 nudos y a 0.4 NM a la cabecera 11 de la pista de Guaymaral.

La alta altitud densidad del vuelo, la pérdida de potencia disponible, la baja velocidad, la baja altitud, la asimetría aerodinámica, condiciones agravadas por la ejecución de virajes cerrados, condujeron a una pérdida de control en vuelo y la colisión de la aeronave contra el terreno.

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

La aeronave se localizó 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 la Vereda Machuma, Guaymaral (Bogotá, Colombia) totalmente destruida por fuego post-impacto; y sus cuatro (04) ocupantes lesionados mortalmente.

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

Como 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 se encontró con una configuración de alta "resistencia", con el tren de aterrizaje abajo y los flaps extendidos. Se verificó la integridad y funcionamiento del sistema de controles de vuelo y no se encontraron anomalías en su operación.

Las hélices presentaban una condición de paso alto, sin signos de embanderamiento, con evidencias de bajas RPM en el motor derecho al momento del impacto.

El plano derecho resultó dañado sustancialmente durante la dinámica del impacto y exhibía salpicaduras de aceite en el extradós, en el borde de ataque, en el timón de profundidad derecho y en el empenaje.

Mediante inspecciones posteriores, se encontró una fractura de aproximadamente 11.5 mm, en uno de los costados de cilindro No. 4 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 registro de Peso y Balance del vuelo lo realizó el Despachador de la empresa, y el mismo incluía los datos correctos.

La aeronave se encontraba operando dentro de la envolvente de Peso y Balance de acuerdo con el Manual de Operación.

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", que logró identificar una fractura en la base de los cilindros.

3.1.3 Trazas Radar

La investigación analizó 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 había alcanzado un máximo de 460 pies, se redujo continuamente hasta el momento del 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 por debajo de la Velocidad Mínima de Control y la resistencia al avance, generadas por la falla del motor derecho (No. 2).
- Falla del motor No. 2, por falta de lubricación, ocasionada posiblemente por la fuga de aceite a través de una fractura de 11.5 mm, encontrada en uno de los costados de cilindro No. 2 a la altura de las válvulas de admisión.
- Aplicación inapropiada por parte de la tripulación, del procedimiento de emergencia para aterrizar con un motor inoperativo, al no declarar la emergencia, no embanderar la hélice del motor inoperativo y configurar tempranamente la aeronave para aterrizar (con tren de aterrizaje y flaps) sin tener la pista segura, dificultando el control de la aeronave y colocándola en una condición de pérdida de sustentación y de control.

3.3 Factores Contribuyentes

- Deficiencias del explotador en el entrenamiento de procedimientos de emergencia, al no enfatizar en el programa de entrenamiento de tripulaciones, las técnicas y procedimientos a seguir en caso de falla de un motor, entre otras, la declaratoria de emergencia al ATC, el embanderamiento de la hélice del motor inoperativo, el cuidado en la aplicación de potencia en el motor bueno para no incrementar la guiñada y no configurar el avión hasta tanto no se haya asegurado el aterrizaje.
- Carencia de llamados de emergencia por parte de la tripulación que denota deficiencias en el Sistema de Gestión de Seguridad del Explotador, y que impidió la alerta temprana de los servicios de apoyo del aeródromo y privó de posible asistencia a la tripulación desde otras aeronaves o desde el mismo explotador.

3.4 Taxonomía OACI

SCF-PP: Falla / Malfuncionamiento de Sistema / Planta motriz.

LOC-I: Pérdida de Control en Vuelo.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

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

REC. 01-202007-1

A través del Sistema de Gestión de Seguridad Operacional, efectuar un completo análisis y gestión de riesgos de las condiciones de operación de las tripulaciones en los procedimientos de emergencia y 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 al vuelo, incluyendo la aplicación de procedimientos ante situaciones de emergencia como la falla de un motor, enfatizando en el manejo de recursos de cabina (CRM).

REC. 03-202007-1

Mejorar el programa de inspección de los motores TIO-540-A1A, considerando su edad, tiempo de operación y condiciones de operación, de manera que se pueda detectar tempranamente fallas o deficiencias del material (como fisuras en los cilindros), y anticiparse así a fallas del motor como la que originó el accidente del HK4686.

A LA AERONAUTICA CIVIL DE COLOMBIA

REC. 04-202007-1

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 recobre 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. 05-202007-1

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, en lo concerniente, por ejemplo, con la gestión del riesgo, la cultura del reporte y la interacción estrecha entre las áreas de operaciones, de entrenamiento y de mantenimiento con el SMS.

REC. 06-202007-1

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.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

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