

Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4-5-12-035



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

INFORME FINAL ACCIDENTE

COL-20-33-GIA

**Colisión contra el terreno
posterior a pérdida de planta
motriz**

Piper 28RT

Matrícula HK2335G

13 de octubre de 2020

Ubaté – Cundinamarca

Colombia



ADVERTENCIA

El presente Informe Final refleja los resultados de la investigación técnica adelantada por la Autoridad AIG de Colombia – Grupo de Investigación de Accidentes, GRIAA, en relación con el evento que se investiga, a fin de determinar las causas probables y los factores contribuyentes que lo produjeron. Así mismo, formula recomendaciones de seguridad operacional 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, y en particular las conclusiones, las causas probables, los factores contribuyentes y las recomendaciones de seguridad operacional 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

SIGLAS	5
SINOPSIS	6
RESUMEN	6
1. INFORMACIÓN FACTUAL	7
1.1 Reseña del vuelo	7
1.2 Lesiones a personas	9
1.3 Daños sufridos por la aeronave	9
1.4 Otros daños	10
1.5 Información sobre el personal	10
1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento	10
1.6.1 Motor	11
1.6.2 Hélice	13
1.7 Información Meteorológica	13
1.8 Ayudas para la Navegación	14
1.9 Comunicaciones	14
1.10 Información del Aeródromo	14
1.11 Registradores de Vuelo	14
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	17
1.12.1 Descripción general de los restos	17
1.12.2 Estado de la cabina e instrumentos	17
1.12.3 Controles de vuelo, sistema de combustible	18
1.12.4 Planta motriz	18
1.13 Información médica y patológica	23
1.14 Incendio	23
1.15 Aspectos de supervivencia	23
1.16 Ensayos e investigaciones	23
1.16.1 Inspección de Hélice	23
1.16.1 Inspección del motor	24
1.17 Información orgánica y de dirección	25
1.18 Información adicional	25
1.18.1 Descripción del sistema de lubricación Continental TSIO-360-F	25
1.18.2 Detonación en motores recíprocos	27
1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación	28

2.	ANÁLISIS	29
2.1	Procedimientos operacionales	29
2.2	Falla del motor	30
2.3	Secuencia de eventos	32
3.	CONCLUSIÓN	33
3.1	Conclusiones.....	33
3.1.1	Generales.....	33
3.1.2	Tripulación.....	34
3.1.3	Aeronave.....	34
3.2	Causa(s) probable(s)	35
	Taxonomía OACI	35
4.	RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL	36
	A LA SECRETARÍA DE SEGURIDAD OPERACIONAL Y DE LA AVIACIÓN CIVIL DE LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA	36
	REC. 01-202033-1	36
	REC. 02-202033-1	36
	A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA	36
	REC. 03-202033-1	36
	ANEXOS	37
	Transcripción de comunicaciones ATS – HK2335G.....	37

SIGLAS

AD	Directiva de Aeronavegabilidad
AGL	Por encima del nivel del terreno
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CG	Centro de Gravedad
CHT	Temperaturas de cabeza del cilindro
ft	Pies
gal	Galones
GRIAA	Grupo de Investigación de Accidentes
GPS	Sistema de Posicionamiento Global
DURG	Tiempo desde Después de la Última Reparación General
FAC	Fuerza Aérea Colombiana
FIAA	Formato de Información Actualizada de la Aeronave
HL	Hora Local
h	Horas
KT	Nudos
lb	Libras
m	metros
MGO	Manual General de Operaciones
NTSB	National Transportation Safety Board
PCA	Piloto Comercial de Avión
RAC	Reglamentos Aeronáuticos de Colombia
SKAI	Aeródromo Las Acacias - Colombia
SKGY	Aerodromo Guaymaral, Bogotá D.C – Colombia
SKSM	Aerodromo Simón Bolívar, Santa Marta – Colombia
TSN	Tiempo desde Nuevo
UTC	Tiempo Coordinado Universal
VFR	Reglas de Vuelo Visual
VMC	Visual Meteorological Conditions

SINOPSIS

Aeronave:	Piper 28RT-201T
Fecha y hora del Accidente:	13 de octubre de 2020, 16:53 HL (21:53 UTC)
Lugar del Accidente:	Vereda Palo Gordo, sector Novilleros, municipio de Ubaté, departamento de Cundinamarca, Colombia
Coordenadas:	N05°19'31.2" – W073°47'33.0"
Tipo de Operación:	Aviación General – Operación Privada
Propietario:	CGPAPER S.A.S.
Personas a bordo:	Cuatro (4). 1 Piloto y 3 ocupantes

RESUMEN

Durante la ejecución de un vuelo VFR en la aeronave Privada Piper PA28RT HK2335G, entre el aeropuerto Simón Bolívar (SKSM) de Santa Marta, y el aeropuerto Guaymaral (SKGY) de Bogotá D.C., transcurridos 02:33 h de vuelo, se presentó malfuncionamiento de la planta motriz, y la seguida declaratoria de emergencia.

Ante esta situación, el Piloto decidió efectuar un aterrizaje forzoso en un campo no preparado ubicado en cercanías del municipio de Ubaté, Cundinamarca. Durante la maniobra, se presentó la colisión de la aeronave contra árboles y, seguidamente, el impacto contra el terreno.

Como consecuencia del accidente la aeronave sufrió daños sustanciales, y tres (3) ocupantes resultaron con lesiones mortales; el cuarto ocupante, un (1) infante, presentó lesiones menores.

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

- Colisión de la aeronave contra vegetación (árboles) durante la ejecución de una maniobra de aterrizaje forzoso ante malfuncionamiento de la planta motriz, que ocasionó la pérdida de control y el impacto contra el terreno.
- Ausencia de lubricación en la planta motriz que provocó el aumento de temperatura por fricción de sus componentes dinámicos, hasta presentarse la ruptura de las tapas de biela No. 1 y 2, y el subsiguiente daño catastrófico del motor.
- Efecto de detonación en la cámara de combustión del cilindro No. 6, que, en la operación, produjo la fundición del material del pistón ocasionando el ingreso de los gases de combustión al cárter interno de potencia, hasta provocar su presurización, y la expulsión gradual del aceite por el desfogue, haciendo que se perdiera la lubricación.

Aún cuando se contemplaron diferentes orígenes que producen el efecto de detonación, dadas las evidencias factuales con las que contó la investigación, no se logró identificar fehacientemente la causa raíz de dicho efecto, resultando indeterminado su origen.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Reseña del vuelo

El 10 de octubre de 2020, la aeronave Privada Piper PA28RT-201T, fue programada por su propietario para efectuar un vuelo privado VFR desde el aeródromo Flaminio Suarez Camacho (OACI: SKGY) de Guaymaral, Bogotá D.C., con destino al aeropuerto Simón Bolívar (OACI: SKSM), que sirve a la Ciudad de Santa Marta, Magdalena.

Según los registros del equipo GPS¹ a bordo, la operación en SKGY inició a las 14:01 HL. El vuelo transcurrió sin novedades, y a las 17:04 HL, la aeronave aterrizó sin novedad en SKSM. Allí, se efectuó el abastecimiento de la aeronave con 18 gal de combustible.

La aeronave pernoctó en plataforma de SKSM hasta el 13 de octubre, cuando su propietario programó el vuelo de regreso hacia SKGY.

Según el Plan de Vuelo, se programó la salida para las 13:00 HL, con cuatro (4) ocupantes a bordo, que incluían el Piloto, dos (2) adultos y un (1) infante. El vuelo se haría VFR, por la ruta Tasajera, Aracataca, ELB, Gamarra, EJA, Cimitarra, Chiquinquirá, ZIP, GYM, a una altitud de 11,500 pies, una duración de vuelo de 03:00 h, una autonomía de 05:00 h, y como aeródromos alternos Las Acacias (OACI: SKAI) y Barrancabermeja (OACI: SKEJ).

A las 14:02 HL, la aeronave inició el rodaje en SKSM para la pista 01, y siendo las 14:06 HL, la aeronave despegó para proceder por la ruta VFR planeada, con 11,500 pies.

A las 14:12 HL, se efectuó la transferencia de la frecuencia de Torre Simón Bolívar, a la frecuencia de Barranquilla Aproximación (BAQ APP); posteriormente, ya nivelado el vuelo a 11,500 pies, se efectuó la transferencia a Bucaramanga Aproximación (BGA APR). Durante el contacto con estas dos (2) dependencias ATC, el vuelo se desarrolló en condiciones normales.

A las 16:30 HL, las comunicaciones fueron transferidas a Bogotá Información (BOG FIC) y el Piloto reportó:

“...lateral a Barbosa respondiendo en 6630...”.

El ATC dio instrucciones para notificar la posición Ubaté para cambio.

A las 16:39:16 HL (02:33 h después del despegue), el Piloto reportó al ATC:

“...Dos tres tres cinco golf MAYDAY MAYDAY dos tres tres cinco golf...”

A las 16:39:25HL (9 seg. después de declaratoria MAYDAY), el Piloto adicionó en la frecuencia:

“...Tengo problemas de potencia, tengo problemas de potencia dos tres tres cinco golf...”

Después de cruzar información con el ATC para proporcionar más información de vuelo, el Piloto reportó encontrarse próximo a la población de Chiquinquirá.

A las 16:40:19 HL (01:03 min después MAYDAY), el Piloto reportó al ATC:

¹ Sistema de Posicionamiento Global – GPS recuperado, aera660 S/N: 4NN008084

“...voy a tratar de aproximar a Las Acacias el dos tres tres cinco golf...”

A las 16:41:32 HL, el Piloto confirmó en frecuencia estimar diecisiete (17) minutos a Las Acacias.

A las 16:44:35 HL, el Piloto reportó dejando la posición Ubaté y seguido a ello, a las 16:44:47 HL, (05:09 min después de declaratoria MAYDAY) reportó:

“...Recibido, creo que (ininteligible)... nada... porque la presión de aceite se bajó, yyyy bueno, voy, voy adelantando a ver si llego a Las Acacias...”

El ATC dio instrucciones al Piloto para que notificara, en caso de perder contacto, a la frecuencia de Guaymaral Superficie (GYM GND).

A las 16:48:12 HL, (09:28 min después de declaratoria MAYDAY), el Piloto reportó:

“...Dejando Ubaté, próximo a Ubaté, voy a ver si logro llegar a...a Las Acacias, el dos tres tres cinco golf, tengo pérdida de presión de aceite...y humo en cabina...”

Para esa hora, las dependencias ATC de BOG FIC y GYM GND se encontraban alertadas de la novedad y pendientes de cualquier requerimiento e información por parte de la aeronave HK2335G.

A las 16:51:01 HL (12:17 min después de declaratoria MAYDAY), el Piloto de la aeronave HK2335G notificó:

“...Falla de motor el dos tres tres cinco golf, falla de motor...”

Después de esta última comunicación, no se recibió más información por parte del Piloto de la aeronave HK2335G.

El ATC alertó los organismos de Extinción de Incendios (SEI) del aeródromo SKGY y organismo SAR. Posteriormente, se recibió confirmación de la ubicación de la aeronave, accidentada en inmediaciones del Municipio de Ubaté, Cundinamarca.

Como consecuencia del evento, la aeronave sufrió daños mayores, los cuales produjeron lesiones mortales a tres (3) de sus ocupantes. El (1) infante a bordo presentó lesiones menores, y fue socorrido por moradores de la zona, quienes coordinaron su traslado a un centro médico para prestarle los primeros auxilios.

No se presentó incendio. El accidente ocurrió a las 16:53 HL con luz de día y en condiciones VMC.

La Autoridad de Investigación de Accidentes de Colombia (Grupo de Investigación de Accidentes – GRIAA) fue alertada de la condición del vuelo, en el momento en que el Piloto reportó el malfuncionamiento del motor al ATC. Una vez que se tuvo confirmación del accidente, de la condición de la aeronave y de sus ocupantes, se organizó el desplazamiento de un equipo especializado en diferentes áreas técnicas y operacionales para iniciar la investigación correspondiente.

Así mismo, se conformó una Junta Investigadora, de acuerdo con las disposiciones del Reglamento Aeronáutico Colombiano, RAC114, secciones 114.415 y 114.420, con la asignación de un Investigador a Cargo e investigadores en las áreas de Operaciones, Aeronavegabilidad, Tránsito Aéreo y Factores de Supervivencia.

Siguiendo los protocolos del Anexo 13 de OACI y del RAC 114, el evento fue notificado a la National Transportation Safety Board (NTSB), de los Estados Unidos, como Estado de Diseño y Fabricación de la Piper PA28R. Fueron asignados un Representante Acreditado y un Asesor Técnico de la compañía Continental, como Estado de Diseño y Fabricación de la planta motriz.



Fotografía No. 1 – Posición y condición final de aeronave HK2335G.

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños sufridos por la aeronave

SUSTANCIALES. Como consecuencia del impacto contra el terreno, se produjeron daños estructurales importantes en la aeronave consistentes en:

- Fractura y desprendimiento parcial de sección del plano izquierdo.
- Desprendimiento completo del plano derecho de la estructura del fuselaje
- Deformación del borde de ataque del plano derecho por impacto contra árboles.
- Daño estructural del empenaje y de la sección de cabina.
- Destrucción de la sección frontal del habitáculo de la cabina de mando y de la sección de motor.
- Separación de hélice del motor.

1.4 Otros daños

Afectación a vegetación circundante por acción de impacto, derrame de aceite y combustible.

1.5 Información sobre el personal

Piloto

Edad:	51 años
Licencia:	Piloto Privado de Avión - PPA
Nacionalidad:	Colombiano
Certificado Médico:	Vigente, hasta el 25 de septiembre de 2021
Último Chequeo en el equipo:	07 de julio de 2020
Equipos Volados:	PA34 – PA28
Horas totales de vuelo:	992:18 h
Horas totales en el equipo:	Desconocidas
Horas de vuelo últimos 90 días:	10:00 h
Horas de vuelo últimos 30 días:	05:56 h
Horas de vuelo últimos 3 días:	02:49 h

El Piloto era poseedor de una licencia de Piloto Privado de Avión (PPA) emitida el 18 de agosto de 2010. Contaba con su chequeo bienal realizado del 07 de 2020 en el equipo PA28 con resultados satisfactorios.

El 08 de julio de 2020 realizó curso de repaso de procedimientos normales y de emergencia en el equipo PA28, con verificación de conocimientos en regulaciones aeronáuticas, conocimientos de radio, navegación e interdicción aérea, con resultados satisfactorios.

Según registros de la Autoridad Aeronáutica, acumulaba un total de 535:41 hasta el 22 de abril de 2015. El Piloto utilizaba la aeronave con fines personales de turismo, y para desplazamientos con fines humanitarios en el país.

De acuerdo con su bitácora de vuelo, al 07 de julio de 2020, acumulaba un total de 972:44 h. Al analizar los registros de vuelo del GPS del Piloto, se determinó que desde el 07 de julio al 13 de octubre de 2021, había volado 19:34 h, para un total de 992:18 h.

1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

Marca:	Piper
Modelo:	PA-28RT-201T
Serie:	28RT-7931206
Matrícula:	HK2335G
Horas totales de vuelo:	2,529:58 h

Certificado aeronavegabilidad:	No. 0000054, vigente
Certificado de matrícula:	No. 003002, vigente
Última inspección anual:	20 diciembre 2019
Último servicio efectuado:	Servicio 50 h, 28 de septiembre de 2020

La aeronave se encontraba aeronavegable y cumplía con las disposiciones técnicas para el desarrollo del vuelo. Así mismo cumplía con la periodicidad de mantenimientos requeridos por el fabricante.

Fue fabricada en el año 1979; tenía un peso máximo de operación de 1,315 kg, y un peso vacío de 891.31 kg.

A la aeronave se le habían efectuado tres (3) alteraciones mayores; y tenía tres (3) alteraciones pendientes, relacionadas con la instalación y actualización de antenas, radios e instrumentos.

El mantenimiento de la aeronave era contratado con un taller autorizado por la Autoridad Aeronáutica; el contrato se encontraba vigente al momento del accidente.

La aeronave había sido sometida a un servicio de 500 h el 21 de diciembre de 2019, (TSN: 2,464:49 h), en la que se efectuó toma de compresión al motor e instalación de magnetos. Las pruebas realizadas tuvieron resultados satisfactorios.

No se encontró en la documentación a bordo, un registro físico del peso y balance; sin embargo, la aeronave se encontraba operando dentro de la envolvente de vuelo establecida por el fabricante.

1.6.1 Motor

Marca:	Continental
Modelo:	TSIO-360-FB
Serie:	1003094
Horas Totales:	1,074:13 h
Tiempo DURG:	1,074:13 h (Remanufacturado CONTINENTAL)
Último Servicio:	28 septiembre 2020

El motor instalado correspondía a un motor de seis (6) cilindros opuestos, turbo cargado, de 200 HP, con un peso de 328 lb, con una capacidad de 8 cuartos de aceite, y combustible tipo 100/100LL (AVGAS).

Se comprobó que la aeronave fue abastecida en SKGY y SKSM con combustible AVGAS, apto para la utilización en el motor.

De acuerdo con los registros, había sido remanufacturado en la compañía Continental el 20 de septiembre de 2010.

El 10 de diciembre de 2010 se instaló el motor en la aeronave HK2335G.

Dentro de los servicios más importantes realizados al motor se encontraron los siguientes:

28 de septiembre de 2020, (TSN: 1,068:17 h), servicio de 50 h que incluía el cambio de aceite.

21 de mayo de 2020, (TSN: 1,052:12 h), remoción e instalación de la bomba y el control de combustible para inspección operacional, con resultados satisfactorios.

21 de diciembre de 2019, (TSN: 1,009:04 h), servicio de 500 h, con cambio de aceite, relación de compresión de cilindros, instalación de magnetos, cumplimiento de boletín SB 95-7A con resultados satisfactorios.

El registro de operación del motor, desde su instalación, mostró las siguientes horas voladas por año:

Fecha	TSN	Horas Operadas
dic-10	0:00	
sep-11	99:30:00	99:30
dic-12	283:38:00	184:08
dic-13	408:03:00	124:25
dic-14	524:46:00	116:43
ago-15	615:09:00	90:23
jul-16	720:13:00	105:04
oct-17	828:31:00	108:18
abr-18	861:18:00	32:47
dic-19	1009:04:00	147:46
oct-20	1074:13:00	65:09

Tabla No. 1 – Estadística de operación del motor instalado en aeronave HK2335G

El 11 de julio de 2016, cuando el motor acumuló un total de 720:30 h, se efectuó en los registros de mantenimiento, una relación de compresión baja de los cilindros.

El 16 de enero de 2017, con TSN: 776:36 h, se efectuó reporte de baja compresión de cilindros.

El 03 de marzo de 2017, el motor fue sometido a una reparación de los cilindros por presentar baja compresión. Se efectuó trabajo de mantenimiento con instalación y pruebas operacionales satisfactorias de los mismos.

El 17 de octubre de 2017, con 828:31 h se efectuó medición de compresión con buenos resultados.

El 09 dic 2019, con TSN: 1,009:04 h, se efectuó medición de compresión de cilindros con resultados satisfactorios

El motor contaba con todos sus accesorios registrados en el control de componentes, con su respectiva trazabilidad.

De acuerdo con la revisión del registro de vuelo, no se encontraron reportes recientes relacionados con problemas de funcionamiento del motor.

1.6.2 Hélice

Marca:	Hartzell
Modelo:	PHC-C3YF-1RF
Serie:	EE-347
Horas Totales:	2,529:58 h
Tiempo DURG:	00:00 h
Último Servicio:	28 septiembre 2020

1.7 Información Meteorológica

El sitio del accidente no contaba con registro de información meteorológica.

No obstante, una fotografía proporcionada por un testigo que captó el sobrevuelo de la aeronave sobre el municipio de Ubaté, minutos previos al accidente, permitió determinar algunas de las condiciones meteorológicas al momento del accidente.

Se registraba una visibilidad horizontal óptima, con una cobertura de nubes dispersas, con techo aproximado entre 4,000 y 5,000 pies AGL. No se evidenciaba precipitación ni fenómenos meteorológicos adversos.



Fotografía No. 2 – Condiciones meteorológicas durante vuelo sobre Ubaté de la aeronave HK2335G.

1.8 Ayudas para la Navegación

No aplicable. El vuelo se desarrollaba bajo Reglas de Vuelo Visuales – VFR.

1.9 Comunicaciones

El Piloto mantuvo comunicación con los Servicios de Tránsito Aéreo de Santa Marta Torre, Barranquilla Aproximación, Bucaramanga Aproximación y Bogotá Información.

Las comunicaciones aire-tierra, tierra-aire se establecieron de acuerdo con la reglamentación radiofónica y no hubo aspectos en este factor que fueran conducentes al accidente.

El Piloto reportó la situación de malfuncionamiento de planta motriz con el llamado MAYDAY MAYDAY a las 16:39:16 HL. El ATC mantuvo comunicación con el Piloto hasta poco antes de producirse el accidente, momento en el que no se recibió más transmisión por parte del Piloto.

1.10 Información del Aeródromo

No aplica. El Accidente no ocurrió en el área de un aeródromo.

1.11 Registradores de Vuelo

La aeronave no contaba con registradores de vuelo CVR ni FDR, ya que, de acuerdo con la normatividad aplicable, no se exige llevarlos a bordo.

En el lugar del accidente, fueron recuperados dos (2) dispositivos portátiles de sistema de posicionamiento global (GPS), GPS 1 aera660 S/N: 4NN008084 y GPS 2, aera500 S/N: 1QN000250. Los dispositivos fueron recuperados íntegros, sin daños.

El GPS 1 fue inspeccionado y de él se recuperó toda su información. El GPS contenía un total de 9998 puntos registrados desde el 8 de marzo de 2020 hasta el 13 de octubre de 2020 a las 10:14:57 pm. Se comprobó que el GPS grabó el vuelo desarrollado el 13 de octubre de 2020, correspondiente al vuelo del accidente.

Fue registrado en el trayecto de vuelo una altitud máxima de 12,583 pies, con una máxima velocidad de 152 nudos, y una distancia recorrida de 354NM.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

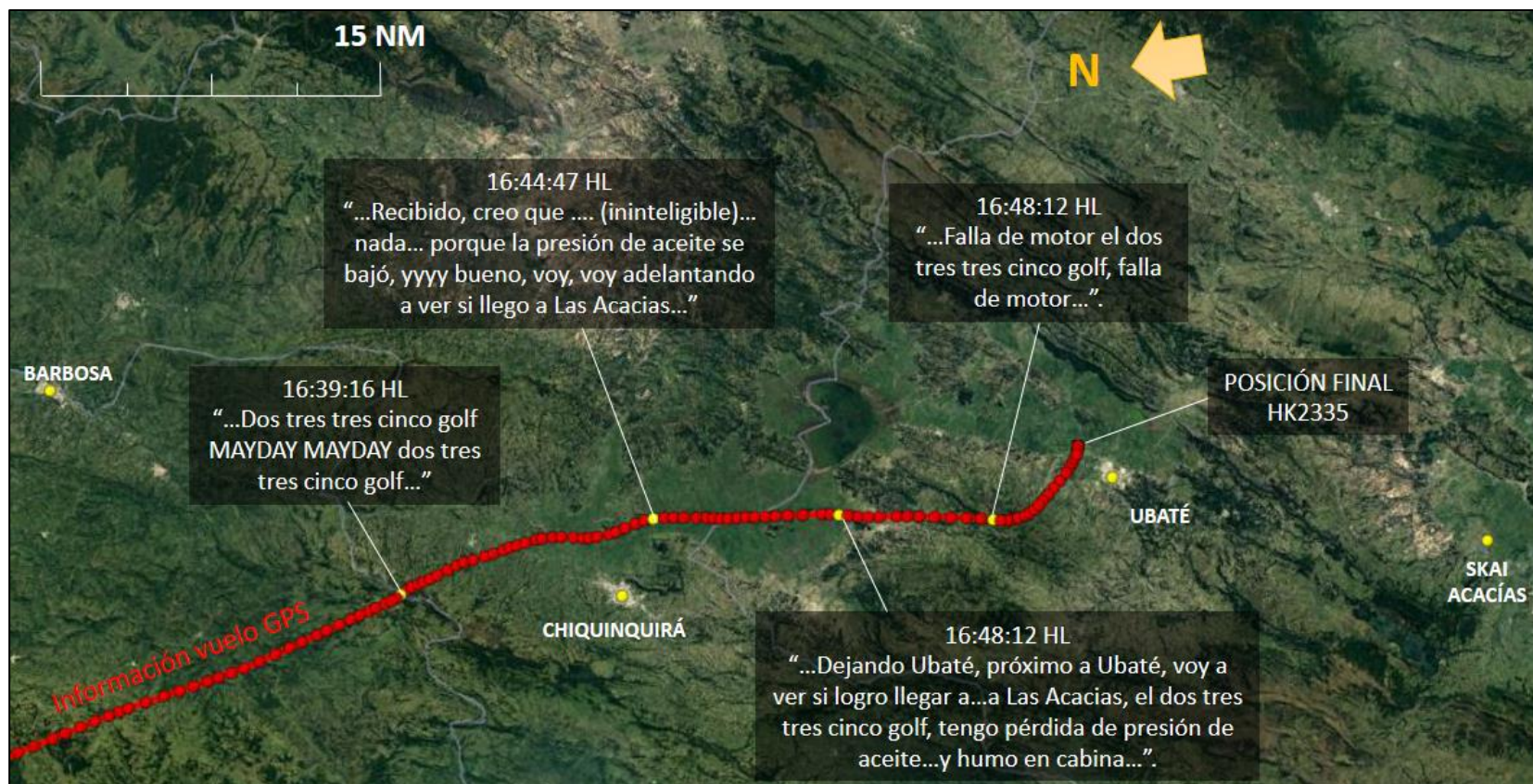


Imagen No. 1 – Trayectoria de vuelo HK2335G según registro GPS.

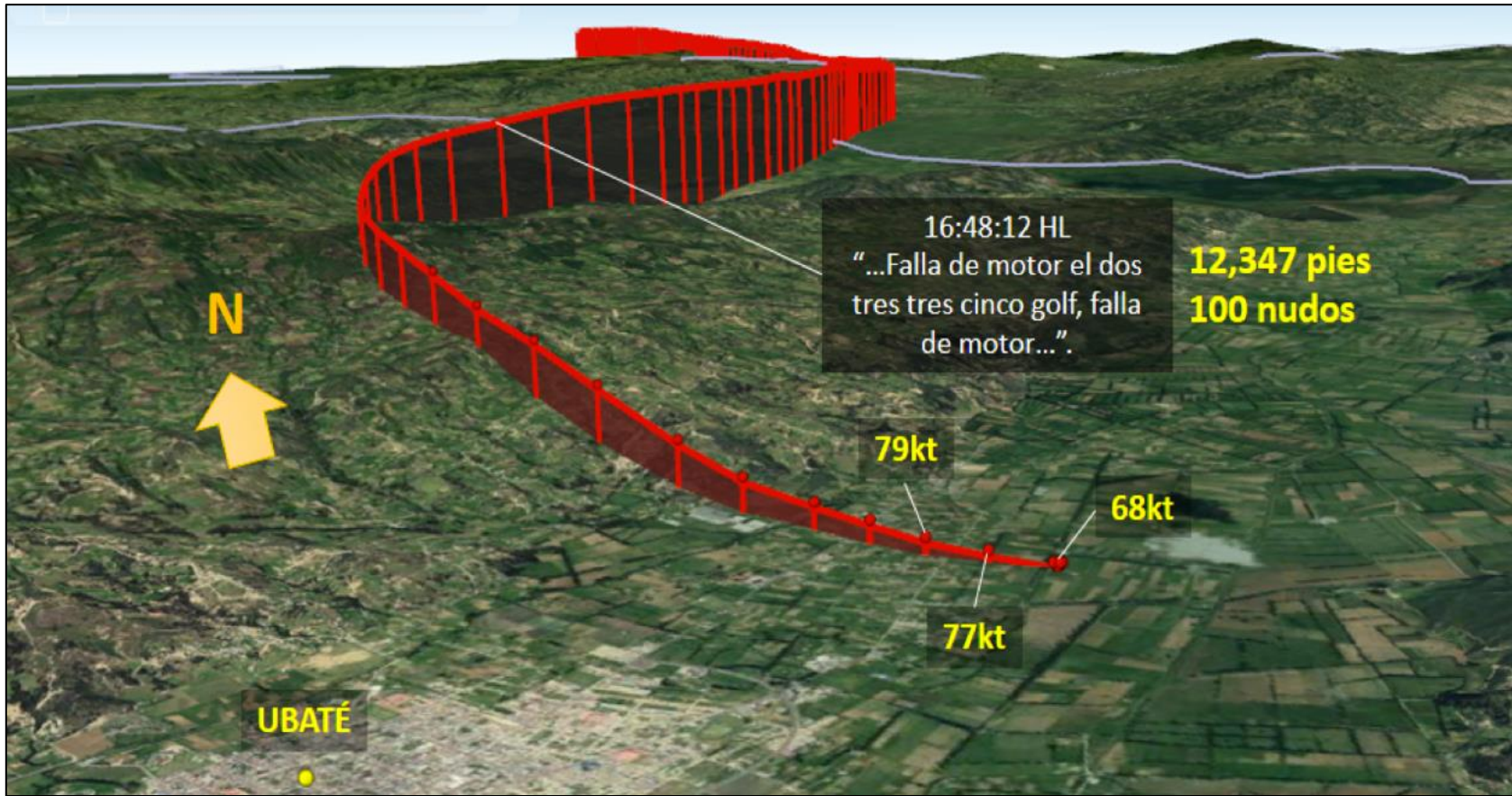


Imagen No. 2 – Perfil vertical de vuelo HK2335G según registro GPS

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 Descripción general de los restos

El sitio en donde ocurrió el accidente correspondía a un terreno de pasto llano, de sabana, ubicado en la vereda Palo Gordo, sector Novilleros, en el municipio de Ubaté, Cundinamarca.

El lugar del accidente se situó en coordenadas N05°19'31.2" – W073°47'33.0" a una elevación de 2,701 m y con un rumbo final de la aeronave de 073°. El ELT a bordo se encontraba activado y enviando señal correspondiente.

La aeronave yacía en posición normal sobre el terreno, posada sobre el fuselaje y el tren principal derecho, con deformación por impacto de la sección frontal del motor y en la estructura superior del fuselaje de cabina de mando. La aeronave presentaba evidente separación del plano izquierdo, el cual se encontraba posado sobre su extradós.

La inspección detallada de restos encontró daños severos por impacto en la estructura de la bancada, pared de fuego y habitáculo de cabina.

El plano izquierdo, que se encontraba posado sobre su extradós, presentaba evidente separación del fuselaje, desde la raíz.

Los flaps se encontraban desplegados en posición máxima y el tren de aterrizaje izquierdo se encontraba extendido y asegurado. Un examen detallado de la rueda izquierda y de su sistema, reveló que no había señales de impacto contra el terreno. Una amplia sección del borde de ataque en la parte cercana a la punta del plano presentaba una deformación circunferencial de 13 cm de diámetro, con muestras de corteza de árbol.

Se encontraron Dos (2) abolladuras más en la prolongación del borde de ataque hacia la raíz, con diámetros de 6 cm y 10 cm respectivamente, con desprendimiento de pintura y presencia de corteza de árbol.

El plano derecho se encontró fracturado en su estructura sin separación, desde la sección de inicio del alerón hacia la punta del plano. El borde de ataque, en la sección de la punta, exhibía una deformación y marcas de arrastre con interacción con hierba. No se presentaron deformaciones adicionales en el borde de ataque del plano derecho.

El tren principal derecho se encontraba extendido y soportaba el peso del fuselaje y del plano derecho. No exhibía marcas de arrastre ni impactos en la rueda ni en su estructura. El flap derecho se encontró desplegado en su posición máxima.

La sección izquierda del fuselaje presentaba marcas de arrastre con anidamiento de hierba sobre la pintura y secciones del fuselaje; en la sección trasera del fuselaje, se presentó una fractura estructural sin desprendimiento. Los estabilizadores se encontraban íntegros sin desprendimientos, solo con una evidente abolladura de arrastre del estabilizador izquierdo producida durante la secuencia de impacto.

1.12.2 Estado de la cabina e instrumentos

En cabina, se encontró amplia afectación de la estructura, exhibiendo un plano de impacto frontal derecho. La puerta derecha se desprendió de la estructura del fuselaje y la misma presentaba en gran parte de su sección, salpicaduras y marcas lineales de aceite sobre su superficie y sobre la ventana.



Fotografía No. 3 – Marcas de aceite en la sección exterior de puerta derecha frontal HK2335G

El altímetro se encontró indicando una altitud de 8,720 pies con un ajuste de 30.28 inHg. El rumbo final se encontró a 060°. La posición del control de potencia se encontró en máxima potencia, el paso de la hélice en paso bajo y la mezcla, en posición de cortada.

Los magnetos se encontraron en posición both (ambos), el máster y baterías en posición ON, la palanca de tren de aterrizaje en posición abajo, el control de flaps en posición desplegada en máxima posición y la válvula selectora de combustible en posición derecha.

1.12.3 Controles de vuelo, sistema de combustible

Los controles de vuelo de las superficies de control fueron inspeccionados encontrando integridad en sus mecanismos, con movimiento libre de los mismos. Los dos tanques de la aeronave contenían combustible, el cual presentó fugas posteriormente al accidente. No se evidenciaron marcas de generación de incendio en vuelo, ni en tierra después del impacto.

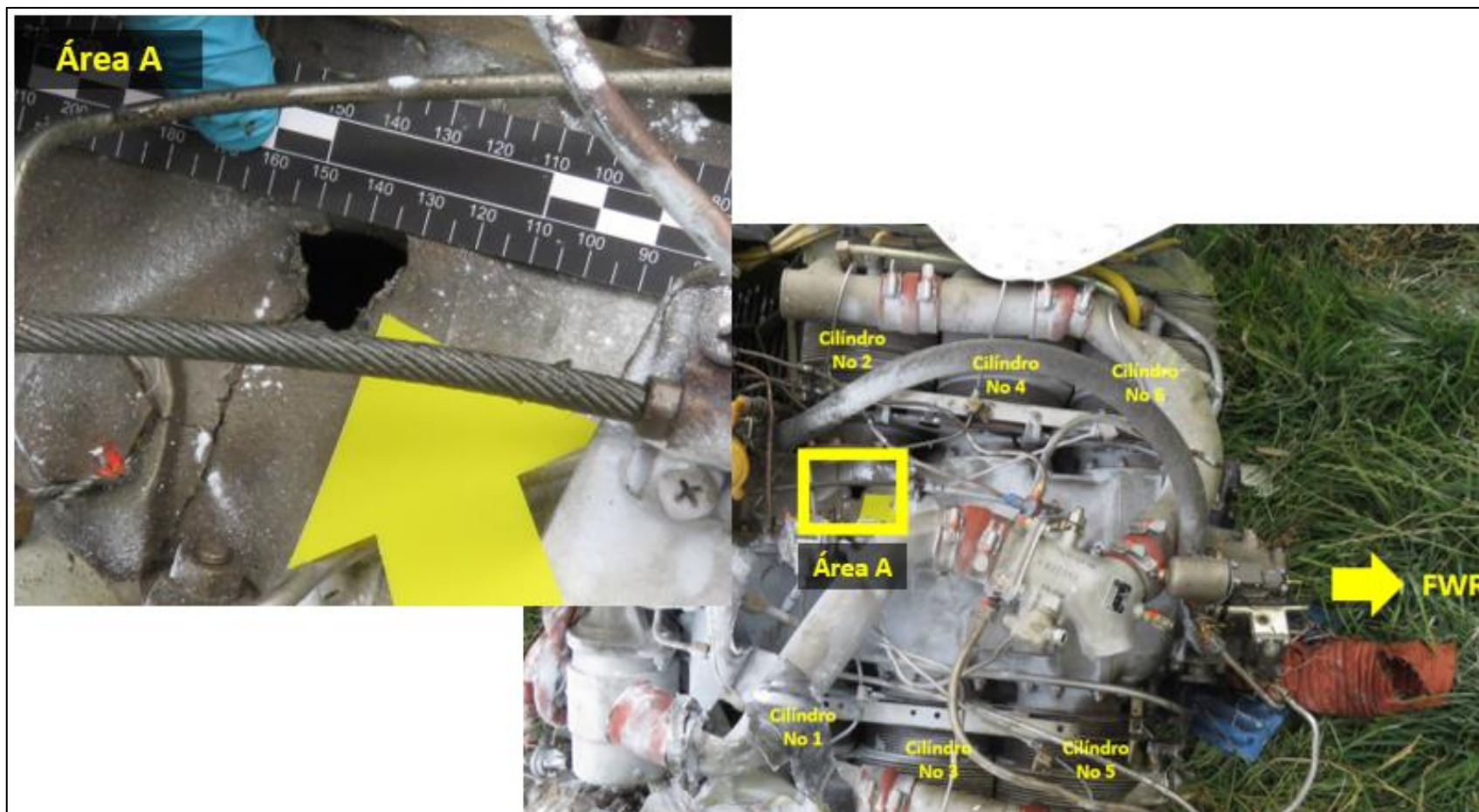
1.12.4 Planta motriz

El motor se encontró en posición normal, sin volcamiento, desprendido parcialmente de la estructura de la aeronave, hacia la derecha de la posición final, y sin la hélice. La inspección inicial encontró polvo químico en el motor, que había sido aplicado por moradores de la zona.

La orientación a la que apuntaba el “flanche” correspondía a 165°. La inspección detallada a este componente reveló la instalación de sus accesorios, bujías y tubos de escape, los cuales presentaban menores afectaciones por el impacto.

Los cilindros no presentaban daños ni fracturas post-impacto visibles. El turbo mostraba movimiento libre, sin evidencias exteriores de mal funcionamiento.

El motor, en su sección superior, contiguamente al cilindro No. 2 y al distribuidor de combustible, mostraba una fractura del cárter de potencia, en un diámetro de 4 cm aproximadamente, y una fractura lineal de 8 cm de longitud hacia la junta del motor. Era evidente el derrame de aceite sobre el motor.



Fotografía No. 4 – Condición del motor en el lugar del accidente y afectación en el cárter de potencia

Al levantar el motor durante la evacuación del avión del sitio, se encontró una abrasión del cárter de aceite, producto del impacto contra el terreno. Las líneas de aceite no evidenciaron rompimiento en sus juntas ni en su longitud.

La hélice se ubicó en coordenadas N05°19'31.32" – W073°47'33.57", a 18 m de la posición final de la aeronave, desprendida de la estructura del motor y semienterrada sobre la superficie del campo. En ese sitio se ubicó el primer impacto contra el terreno de la aeronave.

Las palas de la hélice no presentaban mayores deformaciones y su extradós no exhibían marcas de transferencia significativas de rotación. Así mismo, las puntas de pala se encontraron íntegras sin pérdida de material ni deformación en rulo. Contiguo a la localización de la hélice, se encontraron marcas de aceite sobre la vegetación.

A 54 m de la posición final de la aeronave, en coordenadas N05°19'31.70" W73°47'34.69", se encontraron dos (2) árboles de 17 m de altura aproximadamente, con evidente desprendimiento de troncos y ramas. Así mismo se encontraron en el terreno adyacente, muestras de pintura blanca en inmediaciones de los árboles.

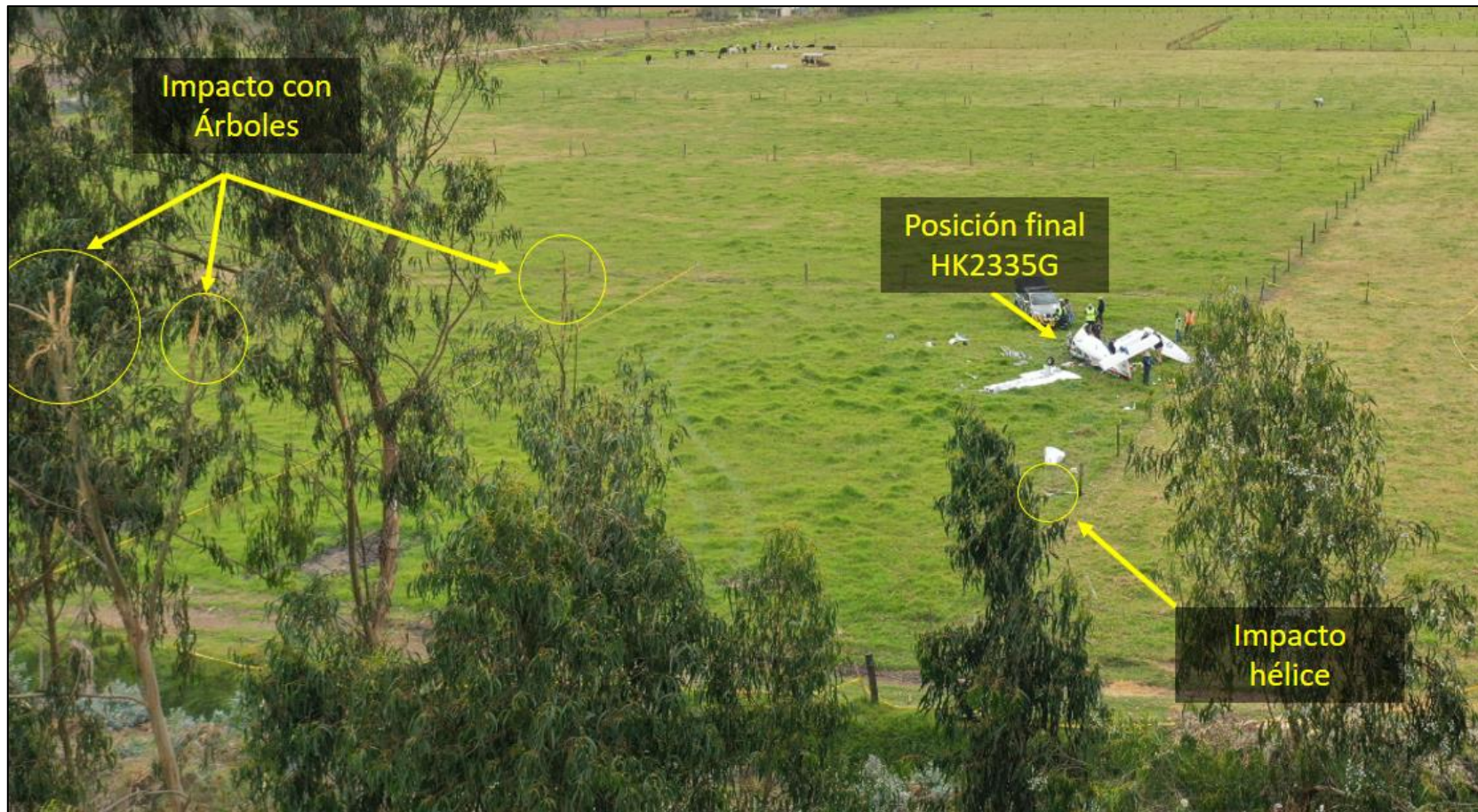
Durante el aterrizaje forzoso la aeronave, describió una dinámica de colisión en la cual inicialmente el plano izquierdo impactó contra los árboles, en un rumbo de 110°. Esta primera interacción produjo el desprendimiento parcial del plano izquierdo del fuselaje.

Posteriormente, la aeronave cambió su actitud de vuelo en picada hasta presentarse el segundo impacto, esta vez de la parte frontal de la aeronave contra el terreno, en donde se fracturó la hélice y se generó un pico de desaceleración que generó la destrucción de la sección delantera, de la estructura del motor y del fuselaje.

Seguido a ello, y una vez que se fracturó y se separó por completo el plano izquierdo, la aeronave continuó deslizándose 18 m sobre parte del costado izquierdo del fuselaje; allí se produjo la interacción del estabilizador izquierdo con el terreno. Esta interacción, produjo un exceso de esfuerzos sobre la sección del fuselaje que produjo el rompimiento de la estructura.

Finalmente, al no tener el plano izquierdo sujeción a la estructura, sufrió un volteo dinámico quedando sobre su extradós; y la interacción de la punta de plano derecho contra el terreno, produjo el rompimiento parcial de una amplia sección del mismo.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



Fotografía No. 5 – Fotografía de trayectoria de impacto

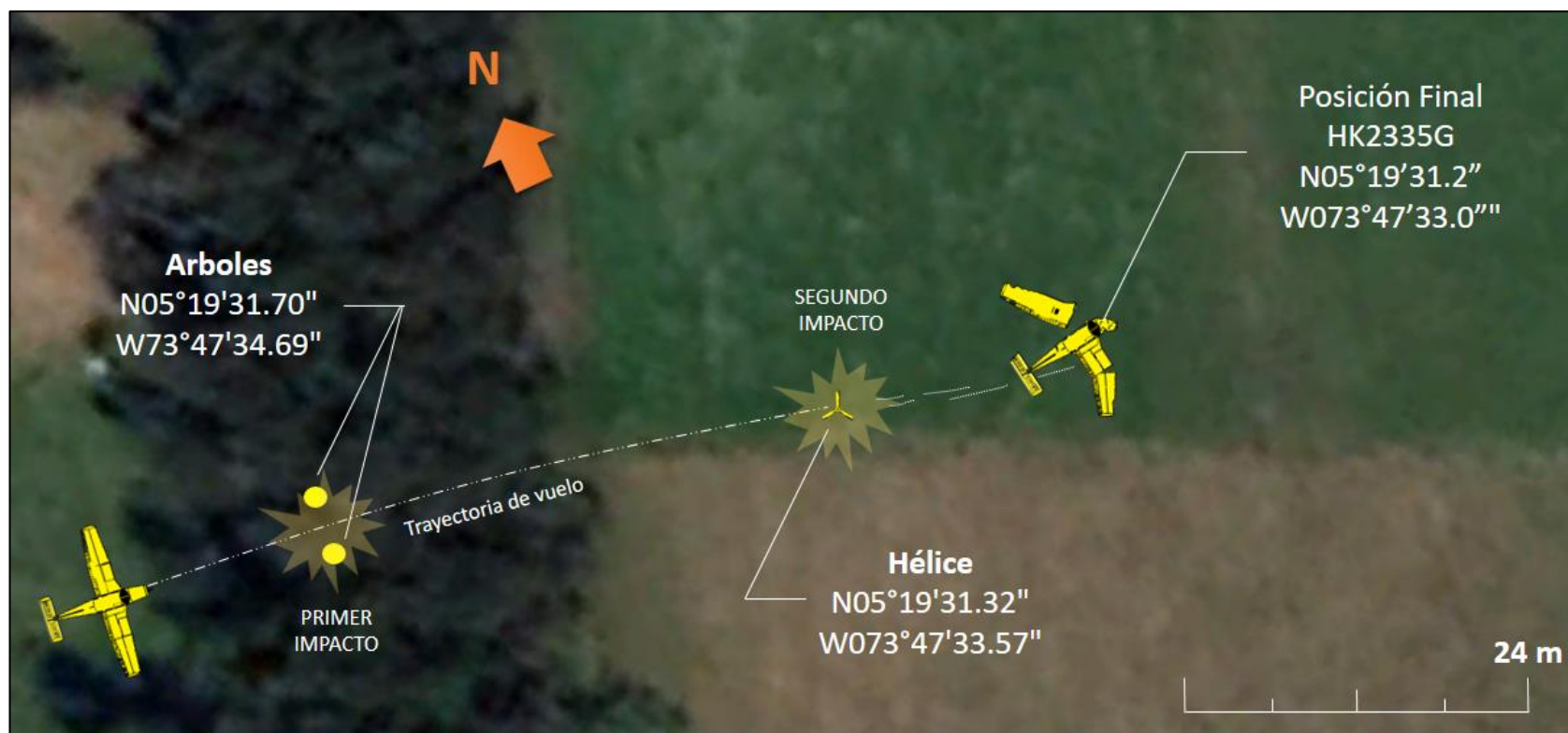


Imagen No. 2 – Croquis general del lugar del accidente

1.13 Información médica y patológica

El Piloto contaba con su certificado médico vigente y aplicable para el tipo de operación. No presentaba limitaciones especiales para el vuelo. El examen toxicológico realizado al Piloto no reveló presencia de sustancias psicoactivas.

De acuerdo con los informes de protocolo de necropsia, los ocupantes a bordo de la aeronave presentaron lesiones mortales como consecuencia, principalmente, de los múltiples traumatismos producidos en la dinámica de impacto.

El infante que sobrevivió al accidente presentó lesiones de connotación menor, descartándose cualquier lesión grave durante la atención medica post accidente.

1.14 Incendio

No se produjo incendio.

1.15 Aspectos de supervivencia

El accidente no permitió la supervivencia de tres (3) de sus cuatro (4) ocupantes. El Piloto, el ocupante que se encontraba sentado al lado izquierdo, y el ocupante ubicado en la parte posterior derecha, sufrieron lesiones fatales inmediatas.

Gran parte de las lesiones producidas se dieron como consecuencia de la desaceleración y la actitud de impacto de la aeronave contra el terreno.

Un ocupante (infante a bordo) presentó lesiones menores y logró sobrevivir al accidente.

Personal de Bomberos Municipales, Defensa Civil, Cruz Roja, Policía Nacional y moradores de la zona, acudieron al sitio del accidente. De acuerdo con la información de testigos, un morador de la zona logró rescatar y trasladar al infante que se encontraba a bordo a un centro asistencial para su atención.

1.16 Ensayos e investigaciones

Con el fin de verificar la condición de operación de la planta motriz y de la hélice, dichos componentes fueron enviados a inspección post accidente en talleres aeronáuticos aprobados por la Autoridad Aeronáutica y en la casa Fabricante. Debido a las restricciones de movilidad impuestas por la pandemia Covid 19, las inspecciones fueron retrasadas hasta el 12 de febrero del 2021, la de la hélice, y hasta el 14 y 15 de octubre de 2021 la inspección de la planta motriz.

1.16.1 Inspección de Hélice

Se efectuó inspección de la hélice y sus componentes encontrando las siguientes condiciones:

- Se efectuó inspección y revisión de la documentación sin encontrar discrepancias técnicas.
- Se determinó que el componente no es una parte “sospechosa”, de acuerdo con su trazabilidad y a lo establecido en los manuales de procedimientos.

- Se efectuó inspección de las placas de hélice, modelo y serie. Se evidenció que concuerda con la información del Certificado de Retorno al Servicio, del taller que realizó previamente el servicio.
- Se evidenció que una sección del cigüeñal del motor quedó acoplada al flanche de la hélice, con golpes y torceduras en las palas, spinner y plato, debido al impacto sufrido. La hélice se encontraba con sus partes instaladas.
- La remoción del cilindro de la hélice presentaba un ajuste correcto.
- El conjunto del resorte se encontraba completo.
- El resorte de la hélice se encontraba sin compresión, evidenciando que la hélice, al momento del impacto contra el terreno, se encontraba en un paso bajo.
- Se removieron los 15 pernos de sujeción del núcleo los cuales se encontraban completos y en buenas condiciones.
- Durante la remoción de la cara superior del núcleo (Cilinder-Side Hub Half) se evidenció desprendimiento del pivote de la pala con serie numero E29986 debido al impacto.
- Se evidenció que todas las partes internas se encontraban completas e instaladas aparentemente de forma correcta
- Se efectuó inspección de la identificación de las palas, modelo y serie, la cual fue concordante con la información técnica y trazabilidad.

Se determinó que era probable que, en el momento del impacto, la hélice no se encontrara rotando, ya que no se evidenciaron deformaciones o torceduras a lo largo de las palas. Todo el impacto fue recibido hacia el centro del núcleo.

1.16.2 Inspección del motor

El motor fue inspeccionado en las instalaciones del fabricante Continental, en compañía de investigadores de la Autoridad de Investigación de Accidentes de Colombia (GRIAA), y con supervisión continua de la Autoridad de Investigación de los Estados Unidos de América, (NTSB).

Dentro de los hallazgos más importantes se encontraron:

- La condición interna del motor y el cigüeñal exhibían áreas de decoloración por alta fricción de sus componentes y evidente ausencia de aceite.
- Se encontraron limallas de material de tapas de biela en el cárter de aceite.
- Las bielas No. 1 y 2 presentaron rotura, deformación y alta temperatura en el punto de anidamiento con los muñones del cigüeñal.
- Las tapas de biela No. 1 y 2 presentaron deformación y destrucción por la generación de temperatura.
- Se encontraron signos de decoloración por alta temperatura fueron visibles en las bielas No. 3, 4 y 5.
- El cigüeñal no sufrió roturas, sin embargo, evidenció pérdida de material en los muñones No. 1 y 2.

- Se presentó rompimiento del eje de levas a la altura del cilindro No. 1.
- Los pistones de los cilindros No. 1, 2, 3 y 4 presentaron una condición normal de operación sin daños aparentes.
- El pistón No. 5, evidenció muestras de erosión en su superficie no destructiva.
- El pistón No. 6 presentó evidencias de alta temperatura, con daños significativos relacionados con la fundición del material en una sección. Los anillos no presentaron señales de fundición.
- El sistema de combustible se encontró que operaba adecuadamente sin presentar escapes o condición deficiente de la bomba de combustible, distribuidor o inyectores.
- La bomba de aceite se encontró en buena condición, sin evidenciar obstrucción en su mecanismo o condición anormal.
- Las bujías fueron inspeccionadas detalladamente sin evidenciar funcionamiento anormal o condición defectuosa en sus electrodos.
- Los magnetos fueron removidos y enviados a un banco de prueba para verificar su funcionamiento. Las pruebas realizadas arrojaron resultados satisfactorios en la sincronización de chispa.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave estaba certificada ante la Autoridad Aeronáutica como aeronave de Aviación General de operación privada. La aeronave y Piloto contaban con las autorizaciones técnicas y operativas para el desarrollo de vuelos privados en el país.

De acuerdo con los registros de vuelo, existía una operación activa y constante de vuelo en la aeronave HK2335G por parte del Piloto accidentado, con escasa operación por parte de otros Pilotos.

La aeronave contaba con un mantenimiento contratado vigente al momento del accidente.

1.18 Información adicional

1.18.1 Descripción del Sistema de lubricación Continental TSIO-360-F

El suministro de aceite contiene una cantidad de 8 cuartos, en un sumidero húmedo instalado en el fondo del cárter de potencia. El suministro de aceite del motor está contenido en el cárter de aceite. El aceite se extrae a través de un orificio hacia el tubo de succión de aceite desde el cárter hasta la entrada de la bomba de aceite.

El aceite es presurizado por la bomba de aceite y en su salida se dirige a una válvula de alivio de presión de aceite hasta el filtro de aceite. Si el filtro se bloquea, se abrirá una válvula de alivio de derivación para permitir el flujo de aceite sin filtro hacia el motor.

Después del punto de salida del filtro de aceite, el aceite presurizado fluye a través de un radiador que enfría el aceite. A medida que el aceite ingresa al radiador, fluirá en una y dos direcciones. En funcionamiento, la válvula de control de temperatura del aceite se modula para mantener la temperatura del aceite en el rango normal de aproximadamente 170°F (77 °C).

El aceite que ingresa al motor se dirige a los orificios de lubricación del árbol de levas que sirven como eje principal de distribución de aceite. El aceite que sale del interior del árbol de levas es direccionado a la parte izquierda del cárter de potencia. Desde allí, el aceite se dirige hacia arriba a través de los orificios de los cojinetes principales delanteros, taquetes, varillas de empuje, y gobernador de la hélice.

Del gobernador de la hélice se dirige el aceite hacia los orificios del cárter hasta el cigüeñal. Luego, el aceite discurre a través de un tapón de transferencia dentro del cigüeñal y se encamina para proveer el paso variable a la hélice.

Los taquetes transfieren aceite hacia la parte superior de los cilindros a través de orificios de lubricación de las varillas de empuje hasta los balancines. El aceite que sale de los balancines lubrica los mismos ejes, los vástagos de válvulas y resortes.

El aceite de la galería izquierda del cárter también se dirige a través de los conductos a los cojinetes principales del cigüeñal. El aceite en los bujes, alimentan la transmisión de accesorios. El aceite que lubrica la sección principal del cigüeñal se dirige a través de los orificios de aceite del cojinete principal superior, a través de los conductos del cárter hasta orificios de inyección de aceite que rocían la parte inferior del pistón con el fin de darle enfriamiento. La gravedad devuelve el aceite del motor al cárter de aceite para repetir el proceso de lubricación.

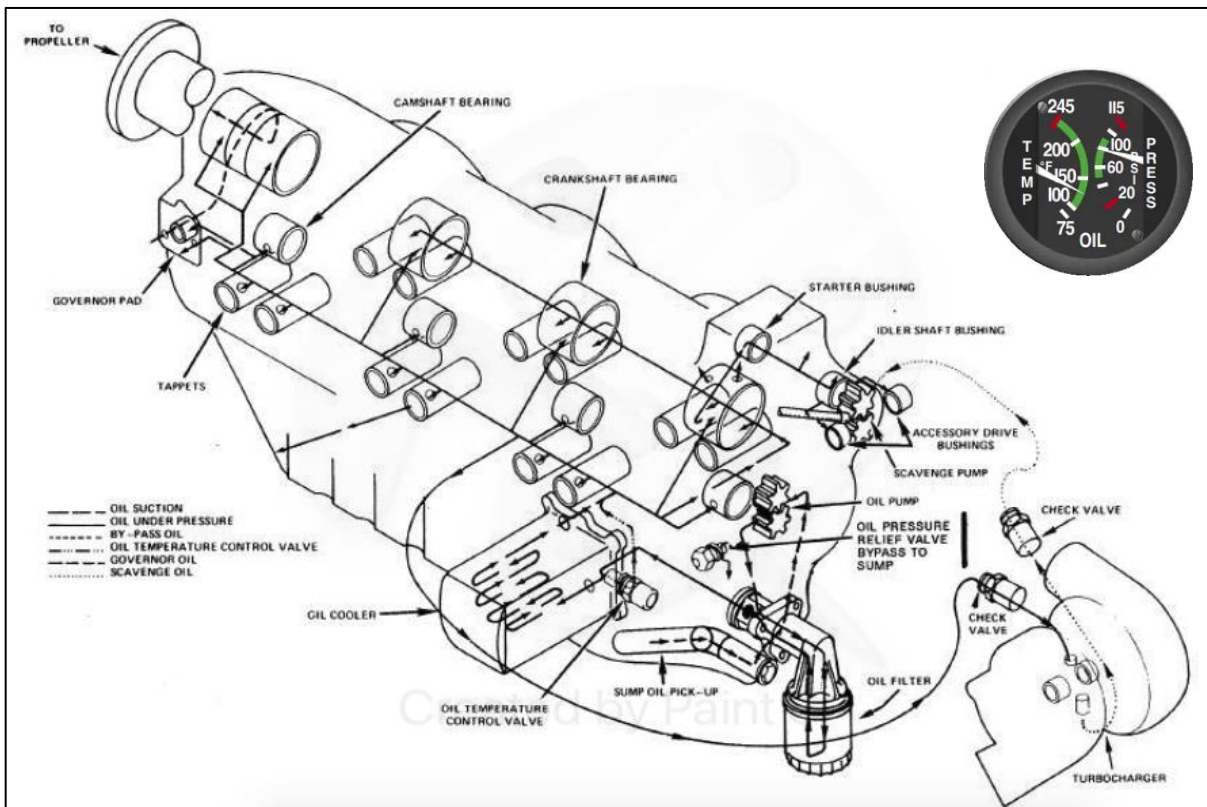


Figura No. 3 – Diagrama de lubricación Motor TSIO-360-FB

Fuente: Continental Installation and Operation Manual

El sistema cuenta además con un drenaje en el tapón de llenado que elimina cualquier desbordamiento causado durante la operación de llenado.

Así mismo hay líneas de ventilación del tanque de aceite (desfogue) para garantizar una ventilación adecuada del tanque en todas las actitudes de vuelo. Estas líneas generalmente están conectadas al cárter del motor para evitar la pérdida de aceite a través de las rejillas de ventilación. Esto ventila indirectamente los tanques a la atmósfera a través del respiradero del cárter.

1.18.2 Detonación en motores recíprocos

La detonación, es una explosión de la mezcla de aire y combustible dentro del cilindro. Ocurre después de la carrera de compresión, cerca o después de que el pistón alcanza el punto muerto superior.

Durante la detonación, la carga de aire / combustible explota en lugar de quemarse suavemente. Debido a esta explosión, se ejerce una carga mucho mayor sobre el pistón y el cilindro, lo que aumenta el ruido, la vibración y altas temperaturas en el CHT.

La violencia de la detonación también provoca una reducción de potencia. Una detonación leve puede aumentar el desgaste del motor, aunque algunos motores pueden funcionar con una detonación leve. Sin embargo, una detonación severa puede causar fallas en el motor en minutos.

El calor elevado es perjudicial para el funcionamiento del motor de pistón. Sus efectos acumulativos pueden provocar fallas en el pistón, en el anillo y en la culata de cilindros y generar estrés térmico en otros componentes operativos. La temperatura excesiva de la culata de los cilindros puede provocar la detonación, que a su vez puede provocar una falla catastrófica del motor. Los motores turboalimentados son especialmente sensibles al calor.

Cuando ocurre un daño por detonación, generalmente se manifiesta en forma de fracturas (de los electrodos y aislantes de las bujías y, a veces, de los anillos y las superficies de los pistones), picaduras (generalmente en la corona del pistón) y / o desgaste por calor (a menudo raspaduras en la falda del pistón). y fusión de la esquina del pistón).

La detonación se asemeja a golpear el pistón con un martillo y ejerce una tremenda tensión mecánica en el motor, y transfiere una gran cantidad de calor a la plataforma del pistón. Esto puede dañar la capa protectora de aire aislante que separa los gases calientes de la superficie del pistón de aluminio provocando que el pistón se derrita (la temperatura es de 1600 grados. Los pistones de aluminio se derriten a 1200 grados).

La fuerza de estas explosiones puede formar agujeros en los pistones, doblar las bielas, y vencer la película de lubricación en los cojinetes de las bielas. La falla del motor puede ocurrir en minutos.

Dentro de las características de falla, la superficie del pistón se erosiona, con fundición en sus extremos. Esta condición es importante por que permite que los gases de combustión ingresen al cárter de potencia. Esto a su vez presuriza el cárter y provoca que el aceite sea expulsado por el desfogue del motor en minutos.

La causa de la detonación es una combinación de alta presión de admisión y bajas RPM, que crea una carga muy alta en el motor y puede provocar una detonación dañina.

Otras causas de detonación son:

- La sincronización de encendido incorrecta,
- Alta temperatura de aire de entrada,
- Inyectores obstruidos,
- Sobre calentamiento del motor,
- Aceite en la cámara de combustión,
- Bajo octanaje del combustible,
- Acumulación de carbón en la cámara de combustión, o
- Flujo de combustible inadecuado en el despegue.

1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación

No se requirieron técnicas de investigación especiales para la investigación. La investigación siguió las técnicas y métodos recomendados por el Documento OACI 9756, Parte III.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

2. ANÁLISIS

2.1 Procedimientos operacionales

El Piloto a bordo cumplía con los requisitos técnicos y operacionales para efectuar el vuelo. Mantenía una regularidad de vuelo en la aeronave durante los últimos meses y operaba la aeronave desde hacía varios años. No se evidenció que se estuviese realizando una operación por fuera de las actividades propias de aviación privada.

La operación desde el aeródromo SKGY hacia el aeródromo SKSM se encontraba en la envolvente operacional que era permitida para este tipo de aeronave. Tal como se encontró en la investigación, al efectuarse el vuelo bajo reglas de vuelo visual VFR, no existieron condiciones meteorológicas que perjudicaran la evolución del vuelo.

02:33 h después del despegue, a 10,600 pies, después de un vuelo sin novedades, el Piloto declaró al ATC la situación MAYDAY. Esta condición denotó asertividad del tripulante ante la verificación continua de la operación de la aeronave, y ante el malfuncionamiento del motor.

La aplicación de procedimientos operacionales se denotó cuando mantuvo una continua y correcta comunicación con el ATC, describiendo las condiciones que se presentaban en vuelo, directamente relacionadas con una baja presión de aceite y las intenciones de llevar el vuelo a alcanzar la pista Las Acacias.

Según los datos del GPS a bordo, la aeronave estaba a una altitud de 12,347 pies con una velocidad de 100 nudos GS. Fue en este momento que el Piloto reportó al ATC la condición de falla de motor. Tras esta falla, el Piloto seleccionó un campo no preparado que se encontraba en trayectoria, en inmediaciones del municipio de Ubaté.

Su toma de decisiones permaneció consciente y acertada. Ante la condición de pérdida de presión de aceite y una posible condición de falla del motor en vuelo, las acciones tendientes a configurar la aeronave y la búsqueda de un campo apropiado para ejecutar el aterrizaje forzoso eran su prioridad. Además, es necesario enfatizar que la aeronave, al no tener producción de potencia entraría en una condición de planeo que debe mantener toda la atención por parte del Piloto al mando.

En muchas situaciones de este tipo, la capacidad de reacción y toma de decisiones de los tripulantes se ven permeadas ostensiblemente por muchos factores externos y por factores humanos, que conllevan a descuidar ciertos parámetros de vuelo, produciéndose pérdidas de control en vuelo en los últimos segmentos de la emergencia.

Esta no fue la situación, pues la pericia del Piloto al identificar un campo apropiado a la vista, sin descuidar la velocidad y la altitud fue un incidio claro que hasta el último instante, previo al impacto, se mantuvo el control de la aeronave, pese a la condición de pérdida de potencia.

Resultó desafortunado que, durante la visualización del campo para su aterrizaje forzoso, ya con la aeronave configurada, se produjera el impacto contra la vegetación (árboles): en este punto, se produjo la desviación forzada de trayectoria de vuelo en la que se produjo el cambio de actitud de la aeronave y la colisión contra el terreno, el cual se dio frontalmente.

2.2 Falla del motor

Los registros indican que la aeronave tuvo un promedio de 100 h de vuelo anual, y en el último año un total de 65 h. No se encontraron anotaciones relevantes durante los últimos días o meses que fueran relacionadas con la falla del motor en vuelo.

Al motor se le efectuaron los servicios de mantenimiento exigidos por el fabricante y no se evidenciaron incumplimientos de Boletines o Directivas de Aeronavegabilidad. Se efectuaron constantes mediciones a la compresión de los cilindros durante el periodo de operación del motor con las respectivas trazabilidades.

En el año el 2017 el motor fue sometido a trabajos de mantenimiento de reparación de los cilindros por una lectura de baja compresión, labor que se encontraba dentro de lo dispuesto por el fabricante.

Posterior a esta reparación, el motor operó aproximadamente 250 h con mediciones normales en la compresión de cilindros.

De acuerdo con las evidencias encontradas en la inspección del motor, su falla reveló características de un evento de detonación.

La detonación ocurre antes del frente de llama normal y generalmente se inicia en los extremos de la cámara de combustión. Puede provocar un rápido aumento de la temperatura en los bordes del pistón, lo que, junto con las superficies de los segmentos del pistón, puede resultar dañados.

Cuando se desarmó el motor, se descubrió que el pistón No. 6 sufrió daños en los bordes de la corona del pistón y se encontró como faltantes, grandes áreas de material por fundición. Esta condición es claramente evidencia de un daño compatible con un evento de detonación.

La corona, los anillos y la falda del pistón se vieron comprometidos por la expansión térmica y la transferencia de metal por las altas temperaturas inducidas por la detonación. Esta condujo a la erosión profunda en el material de la corona del pistón, perdiéndose hermeticidad en la compresión que ejerce el pistón y los gases en la cámara de combustión.

Esta condición provocó que los gases de combustión se filtraran hacia el cárter de potencia, ocasionado una presurización en exceso que obligó a que el aceite del motor saliera a presión por el desfogue.

Después de continuar operando sin la debida lubricación, las bielas fallaron al producirse una fricción por alta temperatura ocasionando a su vez la pérdida de continuidad mecánica, el rompimiento del cárter de potencia, y la subsiguiente pérdida de potencia y falla del motor.

Es así como las causas ampliamente especificadas en la sección 1.18.2 fueron corroboradas en el proceso investigativo.

La sincronización de encendido arrojó resultados satisfactorios durante la prueba de los magnetos, descartando este factor como conducente o contributivo a la detonación. Los inyectores, los cuales fueron probados en banco, también arrojaron resultados normales de operación.

El posible octanaje bajo del combustible, el cual puede contribuir a la detonación, se encontró dentro del rango de operación al operarse con un combustible AVGAS, el cual fue abastecido para la operación regular en SKGY y en SKSM.

De otra parte, circunstancias tales como operar el motor con sobrecalentamiento, con alta temperatura de aire de entrada, o no configurar el flujo de combustible adecuado para diferentes fases de vuelo, pueden producir efectos que correlacionarían la detonación del motor. Sin embargo, de acuerdo con los vestigios y evidencias de la investigación, no se logró determinar si existieron indicios de una operación deficiente del motor, que pudiera ser contributiva para originar esta condición.

Los Pilotos pueden evitar esta clase de daños prestando continua atención al CHT excesivo y picos en la temperatura, característicos de la detonación, y reaccionando rápidamente reduciendo la potencia y aumentando la mezcla rica. El monitoreo del motor es esencial para tomar acciones a tiempo.

La prevención de la detonación es fundamental; y es una función tanto del personal técnico, como de la tripulación observar los límites aceptables de RPM y presión de admisión mediante el monitoreo continuo de las temperaturas de la cabeza del cilindro (CHT). El mantenimiento debe asegurar que inspecciones boroscópicas se realicen minuciosamente.

Otras acciones para evitar el fenómeno de detonación incluyen:

- Flujos de combustible adecuados en el despegue.
- Mantenimiento permanente del sistema de encendido.
- Atención a las pruebas y resultados de compresión de cilindros.
- Utilizar bujías de rango de calor adecuadas.
- Asegurarse que los deflectores de enfriamiento estén en buen estado.
- Efectuar ajustes de mezcla óptimos según el manual de vuelo.
- Mantener la carga del motor al mínimo rango.
- Utilizar el octanaje de combustible recomendado por el fabricante.
- Asegurarse que el motor esté sincronizado.
- Operar con precaución en días secos y calurosos.

La aviación general y de operación no regular, deberían fortalecer en sus tripulaciones y personal técnico los conocimientos relacionados con los fenómenos de pre-ignición y detonación en los motores recíprocos. Aún cuando se mantiene un régimen de operación de acuerdo a manual de fabricante por parte del tripulante, debería efectuarse una actualización de todo el personal para evaluar los mecanismos existentes para el diagnóstico e identificación de estos fenómenos, así como la operación y utilización adecuada de ajustes de mezcla, RPM en diferentes fases de vuelo. **REC. 01.202033-1**

2.3 Secuencia de eventos

Inicialmente, en crucero se produjo la alta temperatura del motor debido a la detonación que se mantenía en el cilindro No. 6. Después de producirse la pérdida de material de la corona del pistón, se produjo el ingreso de los gases al cárter de potencia presurizándose y expulsando por presión el aceite por el desfogue. Es probable que esto ocurriera en este caso, ya que se encontró que la parte inferior del fuselaje estaba mojada con aceite, al igual que la puerta izquierda cuando la aeronave fue levantada durante las operaciones de recuperación.

Es en este momento cuando el Piloto tiene indicaciones de operación anormal del motor, correlacionándose directamente a la pérdida de presión de aceite la cual fue reportada por el Piloto al ATC.

Cualquier aumento en la presión del cárter, combinado con la naturaleza del daño a los pistones, podría resultar en la pérdida de aceite del motor a través de las válvulas de escape. Esto podría explicar la aparición de lo que el Piloto describió como "humo en cabina" durante la secuencia de falla del motor, que se configura realmente al expulsarse el aceite, e interactuar con las partes calientes del motor y el aire frío de impacto.

El Piloto también informó una pérdida de presión de aceite antes de que fallara el motor. Una pérdida continua de aceite daría como resultado una reducción de la presión del aceite y un daño mayor al motor.

Se encontraron partículas metálicas y escombros en el cárter de aceite, que podrían haber obstruido y contaminado el suministro de aceite necesario para una lubricación eficaz y probablemente provocaron más daños en el motor.

Se encontró que el motor estaba rígido para girar antes del desmontaje. Es probable que la rotación hubiera sido aún más difícil cuando el motor estaba caliente y se redujeron los espacios internos. El daño alcanzó rápidamente un nivel en el que ya no era posible el funcionamiento del motor.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

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 28RT-201T fue programada por su propietario para efectuar un vuelo privado entre SKSM y SKGY con 4 ocupantes a bordo, incluido el Piloto al mando.

El vuelo transcurrió normalmente, y 02:33 h (a las 16:29:16 HL) después del despegue, el Piloto reportó al ATC MAYDAY MAYDAY.

El Piloto informó al ATC la situación de pérdida de potencia, presión de aceite baja, humo en cabina, y las intenciones de continuar al aeródromo Las Acacias (SKAI).

El Piloto al mando decidió efectuar un aterrizaje forzoso en inmediaciones del Municipio de Ubaté, Cundinamarca, y en la maniobra se produjo la colisión de la aeronave contra árboles y, seguidamente, el impacto contra el terreno.

El accidente produjo daños sustanciales a la aeronave, provocó lesiones mortales a tres (3) ocupantes y (1) lesión menor al ocupante adicional, un infante.

No se produjo incendio.

No se encontró en la documentación a bordo, un registro físico del peso y balance; sin embargo, la aeronave se encontraba operando dentro de la envolvente de vuelo establecida por el fabricante.

No hubo condiciones meteorológicas adversas que fueran contribuyentes al accidente.

Las comunicaciones aire-tierra, tierra-aire se establecieron de acuerdo con la reglamentación radiofónica y no hubo aspectos en este factor que fueran conducentes al accidente.

Se recuperaron dos (2) dispositivos GPS que grabaron los parámetros de vuelo de la aeronave HK2335G como velocidad, altitud y posición geográfica.

La aeronave presentó un impacto contra el terreno de forma frontal sufriendo amplia afectación en la sección frontal del motor y en la cabina.

La puerta derecha presentó salpicaduras y marcas lineales de aceite sobre su superficie y sobre la ventana.

En la sección superior del motor, contiguamente al cilindro No. 2 y al distribuidor de combustible, se mostraba una fractura del cárter de potencia, en un diámetro de 4 cm aproximadamente, y una fractura lineal de 8 cm de longitud hacia la junta del motor con evidente derrame de aceite.

La inspección del motor reveló la operación del motor sin lubricación, excesiva fricción, alta temperatura en sus componentes, y la ruptura de las tapas de biela No. 1 y 2.

El pistón No. 6 presentó evidencias de alta temperatura, con daños significativos relacionados con la fundición del material en una sección, atribuibles a un efecto de detonación.

Las actuaciones del Piloto al mando ante la falla presentada fueron llevadas a cabo de acuerdo con el Manual de Operaciones de la aeronave.

El motor tuvo los servicios de mantenimiento exigidos por el fabricante y no se evidenciaron incumplimientos de Boletines o Directivas de Aeronavegabilidad.

La falla de hermeticidad del pistón No. 6, por acción de la detonación, provocó que el motor se presurizara por el ingreso de gases al cárter de potencia, provocando la expulsión por presión del aceite por el desfogue del motor.

La causa raíz del efecto de detonación no logró ser identificada fehacientemente, resultando su origen indeterminado.

3.1.2 Tripulación

El Piloto era apto técnica y operacionalmente para desarrollar el vuelo. No se evidenció fatiga o condiciones anormales, que fueran contribuyentes al accidente.

El Piloto contaba con todos los entrenamientos y proeficiencia para volar el equipo Piper 28RT.

El Piloto acumulaba un total de 992:18 h de vuelo, y utilizaba la aeronave con fines personales de turismo, y para desplazamientos de actividades humanitarias en el país.

El examen toxicológico realizado al Piloto no reveló presencia de sustancias psicoactivas.

3.1.3 Aeronave

La aeronave se encontraba aeronavegable, cumplía con los requisitos técnicos y operacionales exigidos por la Autoridad Aeronáutica y la Reglamentación aplicable para el desarrollo de vuelos privados.

A la aeronave se le habían efectuado tres (3) alteraciones mayores implementadas; y tenía pendientes tres (3) alteraciones, relacionadas con la instalación y actualización de antenas, radios e instrumentos.

El mantenimiento de la aeronave era contratado con un taller autorizado por la Autoridad Aeronáutica; el contrato se encontraba vigente al momento del accidente.

De acuerdo con los registros, el motor había sido remanufacturado en la compañía Continental el 20 de septiembre de 2010.

El 11 de julio de 2016 y el 16 de enero de 2017, se había ingresado en los registros de mantenimiento, una relación de compresión baja de los cilindros. El 03 de marzo de 2017, el

motor fue sometido a una reparación de los cilindros con instalación y pruebas operacionales satisfactorias.

Todos los accesorios registrados en el control de componentes del motor contaban con su respectiva trazabilidad. No se encontraron reportes recientes relacionados con problemas de funcionamiento del motor.

3.2 Causa(s) probable(s)

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

- Colisión de la aeronave contra vegetación (árboles) durante la ejecución de una maniobra de aterrizaje forzoso ante malfuncionamiento de la planta motriz, que ocasionó la pérdida de control y el impacto contra el terreno.
- Ausencia de lubricación en la planta motriz que provocó el aumento de temperatura por fricción de sus componentes dinámicos, hasta presentarse la ruptura de las tapas de biela No. 1 y 2, y el subsiguiente daño catastrófico del motor.
- Efecto de detonación en la cámara de combustión del cilindro No. 6, que, en la operación, produjo la fundición del material del pistón ocasionando el ingreso de los gases de combustión al cárter interno de potencia, hasta provocar su presurización, y la expulsión gradual del aceite por el desfogue, haciendo que se perdiera la lubricación.

Aún cuando se contemplaron diferentes orígenes que producen el efecto de detonación, dadas las evidencias factuales con las que contó la investigación, no se logró identificar fehacientemente la causa raíz de dicho efecto, resultando indeterminado su origen.

Taxonomía OACI

SCF-PP - Falla / Malfuncionamiento componente motor.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

A LA SECRETARÍA DE SEGURIDAD OPERACIONAL Y DE LA AVIACIÓN CIVIL DE LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA

REC. 01-202033-1

Instruir a los Aeroclubes que otorgan afiliación a las aeronaves privadas y a los explotadores que operan aeronaves equipadas con motores recíprocos, para que impartan un entrenamiento especial a propietarios de aeronaves, tripulaciones, estudiante, en el cual, con referencia a la presente investigación, se trate sobre los siguientes temas:

- Fenómeno de pre-ignición y detonación en motores recíprocos,
- Estrategias prácticas para las tripulaciones en el diagnóstico e identificación durante la operación, de efectos de pre-ignición y detonación,
- (<https://www.faa.gov/files/notices/2019/Jul/Preignition.pdf>)
- Estrategias operacionales efectivas en la tripulación para mantener el ajuste de parámetros óptimos de potencia y combustible en las plantas motrices durante diferentes fases de vuelo.

A corto tiempo, incluir dicho temario en los programas de entrenamiento de las diferentes organizaciones aeronáuticas.

REC. 02-202033-1

A pesar de que, en la aeronave de Aviación General, Piper 28RT de matrícula HK2335G accidentada el 13 de octubre de 2020 en Ubaté – Cundinamarca, iba a bordo un infante que tuvo capacidad de supervivencia, y que presentó lesiones menores durante la secuencia de impacto, la investigación recomienda a los operadores de aviación general y no regular del país, incluir directrices operacionales especiales que incentiven la utilización de sistemas de sujeción infantil especiales en cabina. (Advisory Circular FAA - AC 120-87C, 09/24/15).

A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA

REC. 03-202033-1

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, dar a conocer el presente informe de investigación a los operadores que utilizan aeronaves equipadas con motores recíprocos, para que apliquen las recomendaciones, según sea pertinente, y se tenga en cuenta dicho informe para mejorar los sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

ANEXO No. 1**Transcripción de comunicaciones ATS – HK2335G**

HORA	ESTACIÓN	TRANSCRIPCIÓN DE MENSAJES GRABADOS
21:30:25	HK2335G	<i>Bogotá dos tres tres cinco golf buena tarde</i>
21:30:35	ATC	<i>Muy buenas tardes, prosiga</i>
21:30:37	HK2335G	<i>Dos tres tres cinco golf vuelo Santa Marta a Guaymaral, al momento lateral Barbosa, respondiendo seis seis tres cero (6630)</i>
21:30:45	ATC	<i>2335 muy buenas tardes, QNH treinta veintidós (3022) a discreción notifique</i>
		<i>Ubaté para cambio</i>
21:30:51	HK2335G	<i>Notificare Ubaté para cambio, treinta veintidós (3022)</i>
21:36:02	HK5087	<i>Bogotá Información, el hotel kilo cinco cero ocho siete buena tarde</i>
21:36:07	ATC	<i>Hotel kilo cinco cero ocho siete muy buenas tardes, prosiga</i>
21:36:12	HK5087	<i>Muy buenas tardes, el cinco cero ocho siete al momento procediendo lateral RENOS con uno uno mil quinientos pies (11500) y respondiendo en dos cuatro dos uno (2421)</i>
21:36:22	ATC	<i>Recibido, cinco cero ocho siete QNH treinta veintidós (3022), vía Mariquita-San Francisco notifique TASUR para cambio</i>
21:36:31	HK5087	<i>Vía Mariquita-San Francisco, te llamare TASUR</i>
		<i>con tres cero dos dos (3022) cinco cero ocho siete (5087)</i>
21:39:16	HK2335G	<i>Dos tres tres cinco golf MAYDAY MAYDAY dos tres tres cinco golf.</i>
21:39:22	ATC	<i>Dos tres tres cinco golf prosiga, con Bogotá Información le copia</i>
21:39:25	HK2335G	<i>Tengo problemas de Potencia – tengo problemas de Potencia dos tres tres cinco golf</i>
21:39:34	ATC	<i>Recibido...(ininteligible) autonomía y personas a bordo?</i>
21:39:38	HK2335G	<i>Ehh, estamos tres (3) adultos y un infante</i>
21:39:39	MIC	<i>(Se activa mic sin transmisión)</i>
21:39:57	HK2335G	<i>(Ondas de radio)...dos tres tres cinco golf</i>
21:40:03	ATC	<i>Confirma autonomía dos tres tres cinco, practicable?</i>
21:40:06	HK2335G	<i>Me confirmas?</i>
21:40:07	ATC	<i>Autonomía?</i>
21:40:09	HK2335G	<i>Le confirmo, voy en este momento próximo a Chiquinquirá</i>
21:40:13	ATC	<i>Recibido, quedo atento a cualquier solicitud y del Socorro esta aproximadamente a quince (15) millas.</i>
21:40:19	HK2335G	<i>Voy a tratar de aproximar a Las Acacias el dos tres tres cinco golf</i>
21:40:23	ATC	<i>Recibido.</i>

21:40:33	UNK	Podría confirmar la ubicación de la aeronave...(ininteligible)...teniendo problemas? (señal débil)
21:40:40	ATC	...(ininteligible)...seis (6) millas al november de Chiquinquirá.
21:40:45	UNK	Okey
21:41:03	ATC	Dos tres tres cinco golf, Bogotá
21:41:05	HK2335G	Prosiga Bogotá
21:41:07	ATC	Podría confirmar autonomía por favor?
21:41:09	HK2335G	Cómo? Me confirmas?
21:41:10	ATC	Autonomía por favor, si tiene.
21:41:12	HK2335G	La autonomía para unas cuatro (4) horas
21:41:15	ATC	Cuatro horas, recibido.
21:41:24	ATC	Estimando más o menos veinte minutos a Las Acacias dos tres tres cinco golf.
21:41:28	HK2335G	Cómo? Me confirmas?
21:41:30	ATC	Veinte minutos a Las Acacias más o menos?
21:41:32	HK2335G	Ehh, confirmo diecisiete minutos a Las Acacias
21:41:35	ATC	Correcto, perdida de potencia y quedo atento
21:41:39	HK2335G	Atento, dos tres tres cinco
21:42:15	PNC0253	Bogotá Información Policía Nacional cero dos cinco tres
21:42:18	ATC	Cero dos cinco tres prosigue
21:42:20	PNC0253	Cero dos cinco tres abandona zona de trabajo, procede hacia Mariquita
21:42:24	ATC	Notifique La Victoria para cambio cinco tres QNH treinta veintidós
21:42:30	PNC0253	Notificara La Victoria para cambio policía nacional cero dos cinco tres
21:44:35	HK2335G	El dos tres tres cinco golf dejo Ubaté
21:44:38	ATC	Quedo atento, no hay tránsito en el sector, buenas condiciones reportadas
21:44:42	HK2335G	Me confirmas?
21:44:43	ATC	No hay tránsito en el área y buenas condiciones reportadas en ruta
21:44:47	HK2335G	Recibido, creo que...(ininteligible)...nada...porque la presión de aceite se bajó, yyy bueno, voy-voy adelantando a ver si llego a Las Acacias
21:44:56	ATC	Recibido
21:47:33	ATC	Dos tres tres cinco golf, si me copia y pierde contacto con Bogotá Información libre cambio en veintiuno siete (21.7) Guaymaral está enterado ya de la novedad
21:47:42	HK2335G	(Entrecortado)...Guaymaral
21:47:44	ATC	Correcto señor
21:47:45	HK2335G	DOS TRES TRES CINCO GOLF
21:47:46	ATC	Correcto, esta ahora por Fuquene dos tres tres cinco golf
21:47:52	HK2335G	(Aeronave inicia llamados a Guaymaral y transmite en frecuencia de Bogotá Información)

21:47:52	HK2335G	<i>SUPERFICIE GUAYMARAL DOS TRES TRES CINCO GOLF (el tono de voz es alto y estresado)</i>
21:48:04	HK2335G	<i>SUPERFICIE GUAYMARAL DOS TRES TRES CINCO GOLF</i>
21:48:08	HK5087	<i>Capi que ya Guaymaral está enterado de su novedad</i>
21:48:12	HK2335G	<i>DEJANDO UBATÉ, PRÓXIMO A UBATÉ, voy a ver si logro llegar a..a Las Acacias, el dos tres tres cinco golf tengo perdida de presión de aceite...y humo en cabina.</i>
21:48:24	HK5087	<i>Ok Capi ya le transmito a Bogotá, cinco cero ocho siete</i>
21:48:32	HK5087	<i>Bogotá, cinco cero ocho siete</i>
21:49:28	PNC0253	<i>Policía Nacional cero dos cinco tres a la hora en la Victoria</i>
21:49:32	ATC	<i>Cero dos cinco tres, ciento dieciocho siete (118.7) tenga buenas tardes</i>
21:49:36	PNC0253	<i>Ciento dieciocho siete Policía Nacional cero dos cinco tres buenas tardes</i>
21:49:51	HK2335G	<i>Confirmo el dos tres tres cinco golf a 20 millas de Las Acacias</i>
21:49:57	MIC	<i>(Transmisor activado - señal distorsionada)</i>
21:50:00	HK5087	<i>Bogotá cinco cero ocho siete</i>
21:50:02	ATC	<i>Cinco cero ocho siete prosiga</i>
21:50:04	HK5087	<i>Informa la aeronave que está a veinte millas de Las Acacias con humo en cabina y perdida de potencia</i>
21:50:09	ATC	<i>Recibido, le copie, y estoy atento y Guaymaral igualmente esta atento a la frecuencia veintiuno siete</i>
21:50:15	HK5087	<i>Okey</i>
21:51:01	HK2335G	<i>Falla de motor el dos tres tres cinco golf falla de motor</i>
21:51:19	HK5087	<i>Bogotá cinco cero ocho siete</i>
21:51:21	ATC	<i>Copie la información del tres cinco con falla de motor esta ahora al novemver de Ubaté aproximadamente a dos millas</i>
21:51:28	HK5087	<i>(Ininteligible)</i>
21:53:30	ATC	<i>Dos tres tres cinco golf, Bogotá, si me copia ciento veintiuno siete Guaymaral Superficie esta atento a cualquier requerimiento, si me copia dos tres tres cinco golf.</i>

DIRECCIÓN TÉCNICA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5º.

investigacion.accide@aerocivil.gov.co

Tel. +(57) 601 2963186

Bogotá D.C. - Colombia



Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4.5-12-052



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL