



INFORME FINAL
ACCIDENTE

COL-22-79-DIACC

Colisión contra el terreno posterior al despegue

SCF-PP LOC-I

Piper PA-31 350
Matrícula HK5121

21 de noviembre de 2022
Medellín, Antioquia – Colombia

ADVERTENCIA

El presente Informe Final refleja los resultados de la investigación técnica adelantada por la Autoridad AIG de Colombia – Dirección Técnica de Investigación de Accidentes, DIACC, 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

ADVERTENCIA	1
DEFINICIONES	5
SINOPSIS	6
RESUMEN	6
1. INFORMACIÓN FACTUAL	8
1.1 Reseña del vuelo	8
1.2 Lesiones personales	10
1.3 Daños sufridos por la aeronave	10
1.4 Otros daños	11
1.5 Información personal.....	11
1.5.1 Piloto	11
1.5.2 Copiloto.....	12
1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento.....	13
1.6.1 Aeronave	13
1.6.2 Motores.....	13
1.6.3 Hélices	14
1.7 Información Meteorológica.....	15
1.8 Ayudas para la Navegación	15
1.9 Comunicaciones y Tránsito Aéreo	15
1.10 Información del Aeródromo.....	16
1.10.1 Información de videos CCTV aeródromo.....	16
1.11 Registradores de Vuelo.....	17
1.11.1 Otros dispositivos de registro.....	17
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	17
1.12.1 Inspección detallada de los restos	17
1.12.2 Sección de cabina principal	21
1.12.3 Motor Derecho	23
1.12.4 Motor izquierdo	23
1.12.5 Plano derecho.....	23
1.12.6 Plano izquierdo	23
1.12.7 Sección del empenaje.....	24
1.12.8 Resumen de identificación de restos	24

1.13	Información médica y patológica.....	25
1.14	Incendio	25
1.15	Aspectos de supervivencia	26
1.16	Ensayos e investigaciones.....	27
1.17	Información orgánica y de dirección.....	28
1.18	Información adicional	29
1.18.1	Información de aspectos operacionales.....	29
1.18.2	Instalación de generadores de vórtices en la aeronave HK5121.....	30
1.18.3	Instalación de aletas de punta de plano, <i>winglets</i>	31
1.18.4	Peso y Balance general de la aeronave	32
1.18.5	Peso y Balance del vuelo.....	32
1.19	Técnicas útiles o eficaces de investigación.....	36
1.19.1	Inspección de las plantas motrices	36
2.	ANÁLISIS	38
2.1	Operaciones de vuelo	38
2.1.2	Calificación y aptitud de la tripulación	38
2.1.3	Aspectos Operacionales	38
2.1.4	Aspectos de Mantenimiento.....	41
2.2	Factores organizacionales	42
3.	CONCLUSIÓN	43
3.1	Conclusiones	43
3.2	Causas probables	46
3.3	Factores Contribuyentes	46
3.4	Taxonomía OACI	47
4.	RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL	48

DEFINICIONES

AGL	Altura sobre el nivel del suelo
AMM	Manual de Mantenimiento de Aeronave
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CG	Centro de gravedad
CCTV	Cámaras de circuito cerrado de televisión
CRM	Gestión de Recursos de Cabina
GPS	Sistema de Posicionamiento Global
DIACC	Dirección de Investigación de Accidentes – Autoridad AIG Colombia
GS	Ground speed
HL	Hora Local
IAS	Velocidad indicada
IMC	Condiciones Meteorológicas Instrumentos
METAR	Informe Meteorológico de Aeródromo
MGO	Manual General de Operaciones
MPI	Manual de Procedimientos de Inspección
MSL	Nivel Medio del Mar
MTOW	Peso Máximo al Despegue
NM	Millas Náuticas
NTSB	Autoridad AIG de los Estados Unidos
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
PBMO	Peso Bruto Máximo de Operación
PCA	Piloto Comercial de Avión
POH	Manual de Operaciones del Piloto
FMS	Suplemento del manual de vuelo
MDE	Medellín
RPM	Revoluciones por minuto
SKMD	Sigla OACI para el aeródromo de Medellín.
SMS	Sistema de Gestión de la Seguridad Operacional
TOW	Peso de despegue
STC	Certificado Tipo Suplementario
VG	Generador de vórtice
UAEAC	Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil
UTC	Hora Coordinada Universal
VMC	Condiciones Meteorológicas Visuales
VFR	Reglas de Vuelo Visual

SINOPSIS

Aeronave:	Piper PA 31-350, HK5121.
Fecha y hora del Accidente:	21 de noviembre de 2022, 10:14:22 HL (15:14:22 Z).
Lugar del Accidente:	Barrio Belén Rosales, zona urbana Medellín, departamento de Antioquia.
Coordenadas:	N06°14'0.30"- W075°35'33.40".
Tipo de Operación:	Transporte no Regular de Pasajeros
Número de ocupantes:	Total ocho (8): dos (2) tripulantes y seis (6) pasajeros.
Taxonomía OACI:	SCF-PP / LOC-I

RESUMEN

El 21 de noviembre de 2022, la aeronave bimotor tipo Piper PA31-350 fue programada para efectuar un vuelo de transporte aéreo no regular de pasajeros, en condiciones visuales, entre el aeródromo Enrique Olaya Herrera (Sigla OACI: SKMD), de Medellín, Antioquia, y el aeródromo de la población de Pizarro (Sigla OACI: SQZJ), en el departamento del Chocó.

En plataforma de Medellín se abasteció la aeronave con 95 galones de combustible para completar un total de 190 galones a bordo.

De acuerdo con Plan de Vuelo, la tripulación había propuesto salir a vuelo a las 09:30 HL.

A las 10:00 HL la aeronave fue cargada con 233 lb de carga, la abordaron 06 pasajeros y 02 tripulantes; la tripulación inició motores a las 10:03 HL e inició el rodaje a las 10:06 HL a la pista 02.

La aeronave fue autorizada y despegó aparentemente de manera normal; no obstante, poco después de la rotación y una vez en el aire, la tripulación reportó a la Torre de Control que se había presentado una *falla de motor*; el ATC le autorizó para que procediera a aterrizar; posteriormente no se tuvo otra comunicación por parte de la tripulación.

Visualmente, desde la Torre de Control, se pudo observar que la aeronave perdió altura, mientras se desvió hacia la izquierda de manera continua, hasta que colisionó en la parte alta de pequeño edificio de tres pisos, en un sector urbano de Medellín ubicado al noroccidente del aeródromo; posterior al impacto se inició una conflagración y la generación de humo visible.

EL ATC dio aviso inmediato al Servicio de Extinción de Incendios, SEI, del aeródromo que reaccionó y procedió al sitio del accidente. Se activó el Plan de Atención de Emergencia mediante el cual reaccionaron otros servicios de atención de emergencia de la ciudad.

Los Bomberos extinguieron el fuego y posteriormente confirmaron el deceso de los ocho (8) ocupantes, y la destrucción de la aeronave.

No se presentaron lesionados en tierra. No obstante, el accidente hizo necesaria la evacuación de 17 ocupantes de cuatro (4) viviendas, que fueron afectadas por el impacto de la aeronave, por el incendio, o por sus restos.

Otras doce (12) viviendas recibieron daños menores sin requerir su evacuación. El accidente ocurrió a las 10:14 HL, en luz de día y en condiciones meteorológicas visuales.

Causas Probables

- Pérdida de control en vuelo como consecuencia de la disminución de la velocidad mínima de control y la resistencia al avance, como resultado de la pérdida de potencia del motor izquierdo (No. 1) y falla del sistema de embanderamiento de la hélice del motor No. 1.
- Pérdida comprobada de potencia del motor No. 1, de origen indeterminado ocasionada probablemente por el mal funcionamiento del turbo cargador.
- Exceso de peso de la aeronave (aproximadamente 770 lb por encima del PBMO), que contribuyó a la imposibilidad del avión para acelerar y ascender.
- Falla en el sistema de embanderamiento de la hélice del motor No. 1, ocasionada por una cantidad excesiva de grasa acumulada en la sección del acoplamiento de las palas, que impidió que la hélice fuera perfilada de manera rápida (o que no perfilara) cuando la tripulación lo intentó.

La rotación de la hélice sin control (ringleteo) oponía una resistencia significativa al avance y hacía más difícil el control de la aeronave.

Factores contribuyentes

- Deficientes procesos del Operador en el mantenimiento preventivo de las hélices, al no detectar y permitir la acumulación de grasa en la sección de acople de las palas, circunstancia que demoró o impidió el embanderamiento de la hélice en una condición crítica de vuelo.
- Incumplimiento del Operador de los requisitos establecidos por el Suplemento tipo STC SA00192SE para poder operar la aeronave HK5121 con un PBMO incrementado a 7.352 lb, consistente en:
 - Incorporar un FMS (Suplemento de Manual de Vuelo) en la operación, para garantizar que no faltaran más de 4 aletas (o álabes) generadores de vórtices.
 - No extender la longitud de los planos de la aeronave, ni instalar aletas de punta de plano, *winglets*.
- Inobservancia por parte del Operador, de los procedimientos de elaboración del formato de Peso y Balance, al no registrar el peso exacto de cada uno de los ocupantes, y, por el contrario, utilizar pesos promedios que conllevaron a sumar un Peso de Despegue (TOW), inferior al real.
- Desconocimiento del Operador de la afectación que producen en el PBMO de la aeronave, la altitud del aeródromo y la temperatura ambiente, peso que en el aeródromo Olaya Herrera es inferior al PBMO de operación de 7.000 lb correspondientes a la operación en atmósfera estándar.

- No disponer el Operador de un análisis de riesgo para cada uno de los aeródromos de operación de la empresa, estableciendo límites de peso para el despegue, teniendo en cuenta las cartas de rendimiento de la aeronave, las condiciones propias de operación y la eventual falla de un motor en el despegue o en el ascenso inicial.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Reseña del vuelo

El 21 de noviembre de 2022, la aeronave bimotor tipo Piper PA31-350 fue programada para efectuar un vuelo de transporte aéreo no regular de pasajeros, en condiciones visuales, VFR, entre el aeródromo Enrique Olaya Herrera (Sigla OACI: SKMD) que sirve a la ciudad de Medellín, Antioquia y la población de Pizarro (Sigla OACI: SQZJ) en el departamento del Chocó.

De acuerdo con registros filmicos del sistema de seguridad, CCTV, del aeródromo, a las 08:54HL se efectuó el alistamiento de la aeronave para el vuelo.



Fotografía No. 1: Modelo del avión PA31 accidentado.

La tripulación realizó el primer llamado a la dependencia de tránsito aéreo, ATC, desde el hangar de la empresa a las 09:05 HL, y allí efectuó el inicio de motores; poco después, a las 09:06 HL inició el rodaje desde la zona de hangares del aeródromo hasta plataforma de aviación general por la vía de rodaje Alfa.

A las 09:13 HL, en plataforma, se abastecieron a la aeronave 95 galones de combustible para completar un total de 190 gal a bordo.

De acuerdo con Plan de Vuelo, la aeronave había programado salir a vuelo a las 09:30 HL (14:30 UTC), para proceder por la salida VFR Bolombolo, y mantener en ruta una altitud de 12,500 pies ASL; el tiempo estimado en ruta era de 50 min; el plan señalaba que irían 08 ocupantes a bordo, Y como aeródromos alternos se habían propuesto Quibdó (Sigla OACI: SKUI) y Bahía Solano (Sigla OACI: SKBS).

A las 10:00 HL la aeronave fue cargada con 233 lb de carga y abordaron 06 pasajeros y 02 tripulantes; la tripulación inició nuevamente los motores a las 10:03 HL e inició el rodaje a las 10:06 HL, a la pista 02.

Las comunicaciones efectuadas entre el ATC y la tripulación de la aeronave HK5121 fueron las siguientes:

COP¹: *Olaya torre buen día, HK5121...*
TWR EOH²: *121 prosigue...*
COP: *Gracias, 5121 en punto de espera en 02, listo...*
TWR EOH: *Recibido. Posterior al monomotor, posición y mantiene...*
COP: *Posterior al monomotor, posición y mantiene 02, y posterior despegue procedería viraje derecho, directo Caldas...*
TWR EOH: *Directo Caldas aprobado...*
TWR EOH: *5121 autorizado despegar, viento en calma, precedente monomotor, reversible a la altura de la feria...*
COP: *Autorizado despegar pista 02 y enterado del tránsito HK5121...*

A las 10:13:22 HL, la aeronave inició carrera de despegue, y unos segundos después del despegue, cuando la aeronave alcanzaba aproximadamente 100 pies de altura, el Copiloto efectuó el siguiente llamado al ATC:

COP: *¡Mayday, Mayday, Mayday! HK5121, falla de motor (sonido de fondo).*
TWR EOH: *5121 recibido*
TWR EOH: *Pista libre y está autorizado, viento en calma....*

Después de esta última comunicación, no se tuvo otra transmisión de radio por parte de la tripulación. Visualmente, desde la torre de control, se observó que la aeronave perdió altura, mientras se desvió hacia la izquierda de manera continuada, hasta que colisionó en la parte alta de pequeño edificio de tres pisos, en un sector urbano de Medellín ubicado al noroccidente del aeródromo; se inició una conflagración y la generación de humo visible desde la distancia.

El ATC dio aviso inmediato al Servicio de Extinción de Incendios, SEI, del aeródromo que reacciono y procedió al sitio del accidente. Según información preliminar, unidades del Cuerpo de Bomberos Medellín arribaron a la escena aproximadamente entre 4 a 5 min después de ocurrido el accidente; posteriormente arribaron a la escena los Bomberos Aeronáuticos del aeródromo Olaya Herrera (SEI), la Agrupación de Búsqueda y Rescate Aeronáutico de Colombia (BRAC), la organización ESPADES Gestión del Riesgo para Emergencias y Desastres S.A.S., la Defensa Civil de Medellín, el Departamento Administrativo de Gestión del Riesgo de Desastres de Medellín (DAGR), el Cuerpo

¹ Copiloto HK5121

² Torre de Control Olaya Herrera

Técnico de Investigación de la Fiscalía (CTI), ambulancias de varios centros hospitalarios y personal de la empresa operadora de la aeronave.

Los Bomberos efectuaron la extinción del incendio y posteriormente confirmaron el deceso de ocho (8) ocupantes, y la destrucción de la aeronave.

No se presentaron lesionados en tierra. No obstante, el accidente hizo necesaria la evacuación de 17 ocupantes de cuatro (4) viviendas, que fueron afectadas por el impacto de la aeronave, por el incendio, o por sus restos. Otras doce (12) viviendas recibieron daños menores y no requirieron ser evacuadas. El accidente ocurrió a las 10:14:22 HL, en luz de día y condiciones meteorológicas visuales (VMC).

La Autoridad de Investigación de Accidentes (Dirección Técnica de Investigación de Accidentes - DIACC) fue alertada de la ocurrencia del accidente, a las 10:18 HL, por parte del Operador, por el Concesionario Operador del aeropuerto Olaya Herrera y por la Dirección de Operaciones de Navegación Aérea de la Autoridad Aeronáutica.

De conformidad con las disposiciones de los Reglamentos Aeronáuticos Colombianos, RAC 114, y los protocolos DIACC, se inició la investigación por Accidente.

La DIACC designó un Investigador a Cargo del evento, quien a su vez conformó una Junta Investigadora de tres (3) expertos en investigación de aeronavegabilidad, plantas motrices, estructuras, operaciones de vuelo, fuego, tránsito aéreo y Despacho de vuelo, los cuales asistieron al sitio del accidente para iniciar la investigación en el trabajo de campo.

Siguiendo las disposiciones de Investigación de Accidentes Aéreos contenidas en el Anexo 13 de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), la DIACC realizó la Notificación del Accidente a la National Transportation Safety Board – NTSB de Estados Unidos de América como Estado de Diseño y Fabricación de la aeronave, de las plantas motrices y de las hélices.

La NTSB asignó un Representante Acreditado, así como Asesores Técnicos de las compañías de Lycoming y Hartzell, fabricantes de los motores y de las hélices, respectivamente, para apoyar el proceso investigativo que adelanta la Dirección Técnica de Investigación de Accidentes, DIACC.

1.2 Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	02	06	08	-
Graves	-	-	-	-
Leves	-	-	-	-
Ilesos	-	-	-	-
TOTAL	02	06	08	-

1.3 Daños sufridos por la aeronave

La Aeronave resultó destruida en su totalidad, por el impacto y la conflagración presentada. El detalle de los daños se encuentra descrita en la sección 1.13.

1.4 Otros daños

El impacto de la aeronave causó daños estructurales importantes en una vivienda de tres pisos donde fue necesario evacuar a los residentes. Esta vivienda resultó más afectada que las otras, debido a que la aeronave quedó posada sobre ella, destruyendo la parte posterior de dos cuartos en el tercer piso y una pared que cubría la parte trasera de la casa, generando debilitamiento en la estructura, con fracturas en las paredes y en el techo.

Además, se produjo afectación ambiental por las llamas causadas por el incendio que produjo la aeronave en la colisión con la vivienda.

Debido al estado de los restos de la aeronave, la afectación ambiental, el riesgo biológico generado y el incendio, las autoridades locales (Bomberos, Defensa Civil, Policía Nacional y Atención de Emergencias de la ciudad) efectuaron un cerramiento de 100 metros a la redonda del sitio del accidente.

Además, se hizo necesaria la evacuación de 17 ocupantes de cuatro (4) viviendas, que fueron afectadas por el impacto de la aeronave, por el incendio, o por sus restos. Otras doce (12) viviendas recibieron daños menores y no requirieron ser evacuadas.



Fotografía No. 2: Afectación a la estructura de la vivienda.

1.5 Información personal

1.5.1 Piloto

Edad:	38 años
Licencia:	Piloto Comercial de Aviones - PCA
Certificado médico:	Vigente, hasta 21 de abril de 2023
Equipos volados como piloto:	PA31/ Navajo / 34/ 402C/ IBN 2ª Islander

Último chequeo en el equipo:	19 de diciembre del 2021
Total horas de vuelo:	3194:10 h (Información Certificada UAEAC)
Total horas en el equipo:	407:10 h (Información del operador)
Horas de vuelo últimos 90 días:	104 h
Horas de vuelo últimos 30 días:	36.4 h
Horas de vuelo últimos 03 días:	02.2
Horas de vuelo últimas 24 horas:	02.2

El Piloto al mando obtuvo su licencia de Piloto Comercial de Avión el 27 de enero del 2009, con habilitación de mono motores y multi motores tierra hasta 5700 kg

Tenía un contrato vigente de prestación de servicios con el Operador aéreo desde el 12 de agosto de 2019, como jefe de Operaciones Aéreas.

Dentro de su entrenamiento contaba con:

- Curso mercancías peligrosas: 19 de abril de 2022
- Curso Gestión de Recursos de Cabina (CRM): 20 de abril de 2022
- Curso Inicial en el equipo PA 31: 27 de noviembre de 2021
- Entrenador Estático de vuelo por instrumentos: 02 de julio del 2022
- Curso recurrente en manual de seguridad operacional: 30 de octubre de 2017
- Curso en procedimientos de emergencia y evacuación: 26 de abril de 2022

1.5.2 Copiloto

Edad:	24 años
Licencia:	Piloto de Comercial de Avión - PCA
Certificado médico:	Vigente, hasta 24 de noviembre de 2022
Último chequeo en el equipo:	25 de junio de 2022
Equipos Volados:	PA -31-350
Total horas de vuelo:	535:36 h (información Certificada ante la UAEAC)
Total horas en el equipo:	402:56 h (Información del operador)
Horas de vuelo últimos 90 días:	57.1 h
Horas de vuelo últimos 30 días:	17.4 h
Horas de vuelo últimos 03 días:	02.6 h
Horas de vuelo últimas 24 horas:	0

El Copiloto obtuvo su licencia de Piloto Comercial de Avión el 05 de marzo de 2019 con habilitación en multi motores.

Tenía un contrato vigente de prestación de servicios con el explotador, el 08 de mayo de 2021.

Dentro de su entrenamiento contaba con:

- Curso en mercancías peligrosas: 21 de enero de 2022
- Curso Gestión de Recursos de Cabina (CRM): 19 de abril de 2022
- Curso recurrente en el equipo PA 31: 25 de junio del 2022
- Curso en procedimientos de emergencia y evacuación: 25 de abril de 2022

1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

1.6.1 Aeronave

Marca:	Piper
Modelo:	PA31-350
Serie:	31-7652004
Año de fabricación:	1976
Matrícula:	HK5121
Certificado aeronavegabilidad:	0005759 vigente
Certificado de matrícula:	R0010547 vigente
Fecha último servicio:	19 de noviembre del 2022
Total horas de vuelo:	19.790.54 h.
Total ciclos de vuelo:	N/A

La aeronave había sido afiliada a la compañía en el año 2018, y se encontraba operando con una modificación al diseño tipo, consistente en la instalación de aletas generadoras de vórtices (VF), en los planos y en el estabilizador vertical. Este cambio del diseño se realizó en el mes de abril de 1995 de acuerdo con el procedimiento establecido por la FAA.

De igual manera, la aeronave tenía otra modificación al diseño tipo, consistente en la instalación de aletas de punta de plano (*winglets*), dispositivos aerodinámicos que se instalan en la punta del plano con fines de obtener un mejor rendimiento. No obstante, en este caso se desconoce el documento técnico que rigió esta modificación, así como su autorización y certificación por parte de las autoridades aeronáuticas.

1.6.2 Motores

Posición No. 1

Marca:	Lycoming
Modelo:	TIO-540-J2BD
Serie:	L-4823-61A
Horas totales de vuelo:	9,905:32 h
Horas DURG:	603:17 h

El motor izquierdo (No. 1) tuvo una reparación general el 24 de agosto de 2021 en un taller aeronáutico local. El 10 de septiembre de 2021 se instaló el motor en la aeronave HK5121.

Entre el 10 de septiembre de 2021 y el 9 de mayo de 2022, se le efectuaron al motor servicios de mantenimiento programados por eventos 1, 2, 3 y 4, cada 50 horas (según aplicara), respectivamente.

El 19 de mayo de 2022 el motor tuvo una inspección por fugas de aceite con resultados satisfactorios realizado por un taller aeronáutico local.

Entre el 19 de mayo de 2022 y el 19 de noviembre de 2022 se efectuaron servicios de mantenimiento programados por eventos 1, 2, 3 y 4, cada 50 horas, respectivamente.

Posición No. 2

Marca:	Lycoming
Modelo:	LTIO-540-J2BD
Serie:	L-1658-68A
Horas totales de vuelo:	5,892:58 h
Horas DURG:	603:17 h

El motor derecho (No. 2) tuvo una reparación general el 18 de agosto de 2021 en un taller aeronáutico local. El 10 de septiembre de 2021 se instaló el motor en la aeronave HK5121.

Entre el 10 de septiembre y el 17 de diciembre de 2021, al motor se le efectuaron servicios de mantenimiento programados por eventos 1, 2, 3 y 4, cada 50 horas (según aplicara), respectivamente.

El 18 de diciembre de 2021 tuvo una inspección por fugas aceite con resultados satisfactorios realizado por un taller aeronáutico local.

Entre el 18 de diciembre de 2021 y el 19 de noviembre de 2022 se efectuaron al motor servicios de mantenimiento programados por eventos 1, 2, 3 y 4, cada 50 horas, respectivamente.

1.6.3 Hélices

Posición No. 1

Marca:	Hartzell
Modelo:	HC-E3YR-2ATF
Serie:	DJ12432B
Horas totales de vuelo:	2,214:42 h
Horas DURG:	2,064:24 h

La hélice izquierda (No. 1) se removió del motor el 21 de febrero de 2017. Tuvo una reparación general el día 15 de marzo de 2017 en un taller aeronáutico local. Se instaló para retorno al servicio el día 29 de marzo de 2017. No se encontraron anotaciones de malfuncionamiento de la hélice.

Posición No. 2

Marca:	Hartzell
Modelo:	HC-E3YR-2ALTF
Serie:	DJ12446B
Horas totales de vuelo:	2,214:42 h
Horas DURG:	2,064:24 h

La hélice izquierda (No. 1) se removió del motor el 21 de febrero de 2017. Tuvo una reparación general el día 15 de marzo de 2017 en un taller aeronáutico local. Se instaló para retorno al servicio el día 29 de marzo de 2017. 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.

1.7 Información Meteorológica

En la hora previa al momento en que se produjo el accidente (15:13 UTC), las estaciones meteorológicas del aeropuerto Enrique Olaya Herrera (SKMD) y del aeropuerto Rionegro (SKRG) reportaron las siguientes condiciones en informes METAR:

```
2115:00Z: SKMD 211500Z 09005KT 9000 SCT025 BKN 200 24/17 Q1020 A3014  
SKZY OPERANDO VISUAL
```

1.8 Ayudas para la Navegación

Las radio ayudas para la navegación aérea con base en tierra se encontraban habilitadas y funcionando normalmente. Estas no tuvieron ninguna injerencia en el accidente.

1.9 Comunicaciones y Tránsito Aéreo

Durante el despegue y en el momento en que se reportó la emergencia, la tripulación del avión HK5121 mantuvo contacto con el ATC, Torre de Control Olaya Herrera, en frecuencia 118.0 MHz.

Las comunicaciones se desarrollaron normalmente, de manera clara, sin problemas en la transmisión o recepción.

El ATC dio las instrucciones de manera acertada y la tripulación las colacionó y cumplió, hasta su último llamado, de emergencia.

Después de esta declaración, el ATC mantuvo la aeronave a la vista hasta que observó su colisión, y notificó a los organismos de rescate.

No fue posible obtener videos de radar por cuanto debido a la baja altura en la que se presentó la falla del motor y la colisión la aeronave no había sido detectada.

1.10 Información del Aeródromo

El Aeropuerto Olaya Herrera (IATA-EOH, OACI-SKMD) es un aeropuerto colombiano ubicado en la comuna Guayabal de Medellín, en zona urbana. Atiende vuelos comerciales regionales, así como vuelos de aviación general nacional e internacional; es utilizado también por diferentes centros de instrucción y clubes de aviación de ultralivianos.

Coordenadas: N06°21'9.30"- W075°59'05.40"

Elevación: 1.506 m / 4.969 ft ASL

Longitud: 2508 m

Ancho: 45 m

Temperatura referencia: 25°C

Administración: Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil.

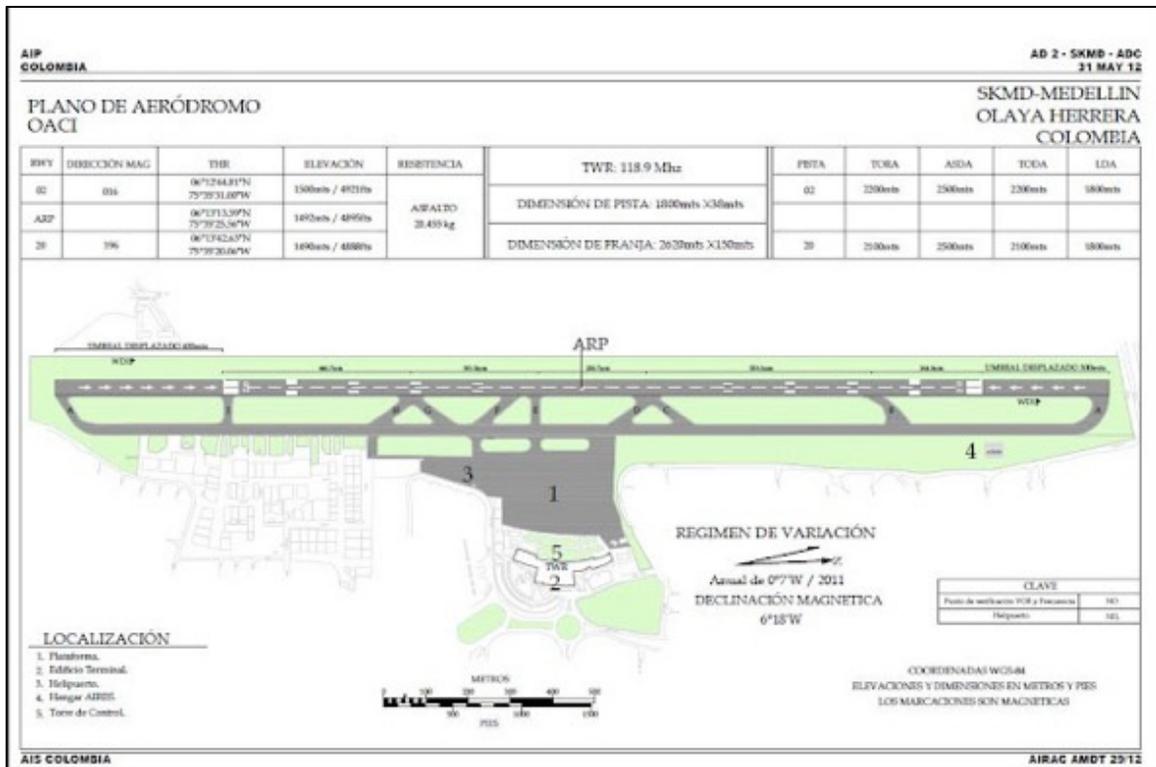


Imagen No. 1: Plano del aeropuerto Olaya Herrera.

1.10.1 Información de videos CCTV aeródromo

La investigación obtuvo y analizó los videos del sistema de cámaras de seguridad, CCTV del aeródromo Enrique Olaya Herrera. En dichos videos se verificaron las actividades de alistamiento de la aeronave, su movimiento desde las instalaciones del Operador hacia la plataforma, el proceso de abastecimiento de combustible, el abordaje de la carga y de los ocupantes, el despegue de la aeronave, su ascenso inicial, el descenso y desviación hacia la izquierda hasta que desaparece dentro de la zona urbana por la baja altura, y, por último, la columna de humo como resultado del fuego post impacto.

No mi CR. Se analizaron los videos y posterior en la inspección de los motores se pudo determinar que no se presentó humo durante la falla.

1.11 Registradores de Vuelo

La aeronave, de acuerdo con sus características de fabricación y certificación, no tenía registradores de vuelo instalados. Las normas aeronáuticas tampoco exigían su instalación.

1.11.1 Otros dispositivos de registro

Entre los restos se encontró un dispositivo GPS que hacía parte del equipo de la aeronave.

Pese a su mal estado se intentó extraer información de él, peor no se encontraron datos útiles para la investigación.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

De acuerdo con las evidencias obtenidas (principalmente los videos de seguridad y las declaraciones de testigos), la aeronave aceleró con normalidad, rotó probablemente con 85 kt, la velocidad establecida, despegó por la pista 02 y alcanzó aproximadamente solo 100 pies de altura.

A partir de ahí, la aeronave inició una desviación continua hacia la izquierda y un descenso continuo, hasta que la punta del plano izquierdo impactó contra la terraza de una edificación, ubicada en las coordenadas N06°13'60"- W075°35'32.43". Allí se encontraron restos de la luz roja de navegación.

La aeronave continuó el vuelo sin control por 31 metros más, hasta que colisionó sin control, con los planos nivelados, con alto ángulo de descenso y baja velocidad, contra el techo del tercer piso de un edificio de 14.6 m de altura; con el impacto se inició una conflagración y la generación de humo que fue visible desde el aeródromo. El impacto se produjo en el barrio Belén Rosales, en área urbana de la ciudad de Medellín.

El sitio del accidente se ubicó a 523 m en curso 328° de la cabecera 20 de la pista del aeropuerto Enrique Olaya Herrera; a 685 m en curso 306° del punto de llamado de emergencia; y a 2.325 m curso 238° de la cabecera 02. La aeronave se encontró en el punto de coordenadas N06°14'0.30"- W075°35'33.40", a una elevación de 4,902 pies ASL, con rumbo final 190°.

El incendio post impacto consumió a la aeronave y causó daños importantes al tercer piso de la vivienda.

Los restos de la aeronave fueron inspeccionados en el sitio del accidente el 21 y 22 de noviembre; posteriormente, el 23 y 24 de noviembre, se efectuó su traslado hasta un hangar del aeropuerto Enrique Olaya Herrera, con el fin de hacer una reconstrucción parcial y verificar el estado de componentes, su configuración y posiciones finales.

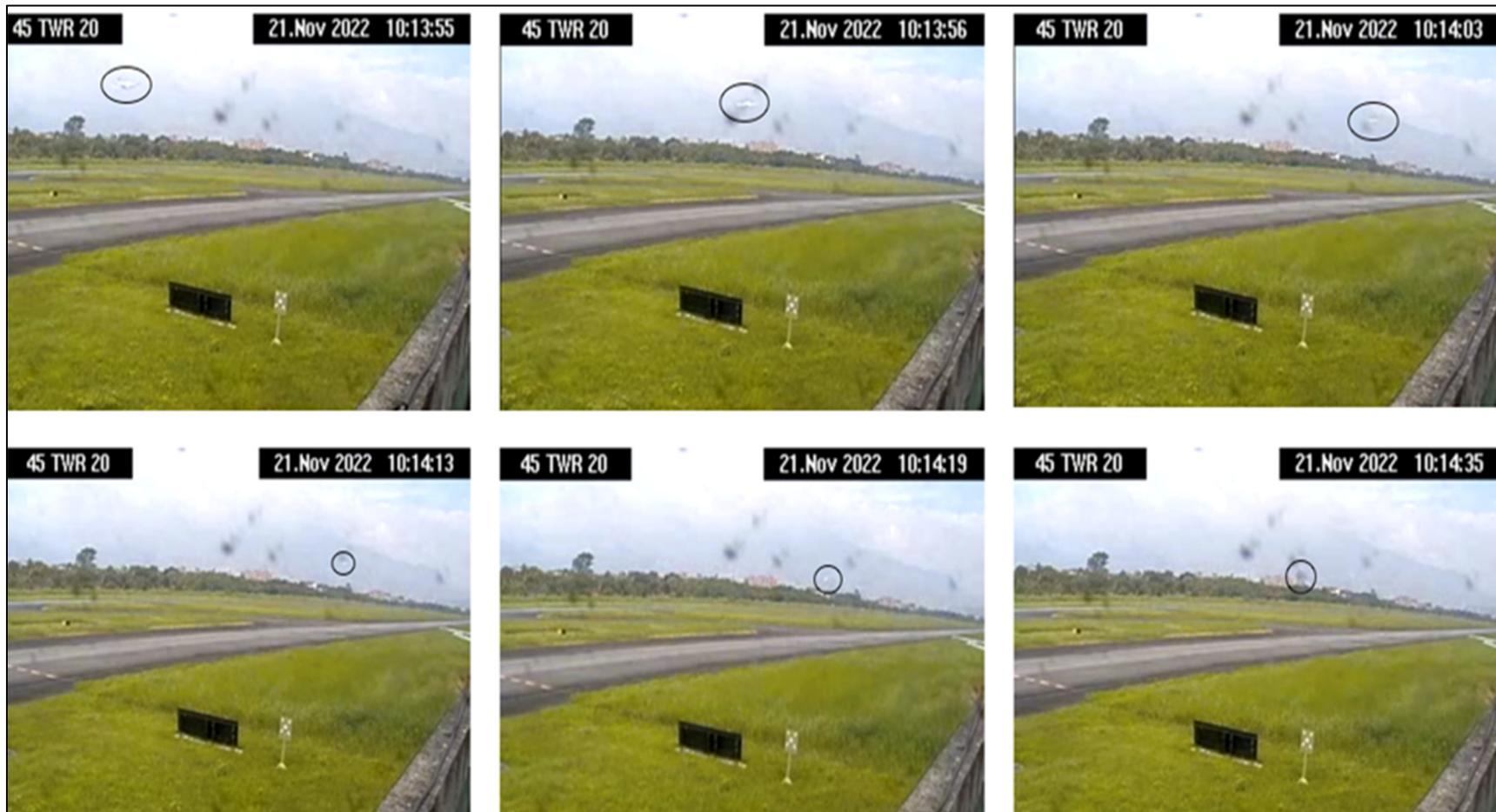
1.12.1 Inspección detallada de los restos

Los restos principales de la aeronave, identificados como la estructura de cabina de mando (CABIN) y pasajeros, junto con el motor y hélice derechos (ENG & PROP RH), el tren principal derecho (MLG RH) y el plano derecho, quedaron ubicados en el tercer piso, de 6.3 m de alto, de la edificación.

El motor y la hélice izquierdos (ENG & PROP LH), el tren de aterrizaje principal izquierdo (MLG LH) y la estructura del plano izquierdo, yacían cerca de los restos principales, en otra edificación, en un segundo piso de 2.25 m de alto.

Contiguamente a estos restos, y ubicados en un primer piso, reposaba una pequeña sección estructural del plano izquierdo, con el alerón instalado (AILERON LH), desprendido desde el inicio del alerón hacia la punta del plano, y el *spinner* de la hélice del motor izquierdo, junto con dos puertas que hacían parte del costado izquierdo de la aeronave.

El empenaje de la aeronave (EMP) quedó ubicado a 4.5 m de la cabina de mando, sobre otra edificación, cerca al suelo en posición parcialmente invertida.



Fotografía No. 3: Secuencia del vuelo HK5121 registrado por circuito cerrado de televisión del sistema de seguridad del aeródromo.



Fotografía No. 4: Trayectoria de vuelo del avión HK5121.



Fotografía No. 5: Vista aérea de la escena del accidente y ubicación de componentes.

1.12.2 Sección de cabina principal

La sección de cabina principal presentaba una afectación importante por efecto del fuego post accidente, como resultado de la atomización del combustible en el impacto y su contacto con las secciones calientes del motor.

Se encontraron las palancas de control de potencia, de control de paso de hélice y control de mezcla en las siguientes posiciones:

Potencia:	LH 100%	Paso:	LH 0% a 10%	Mezcla:	LH 10%
	RH 90%		RH 100%		RH 100%

El pedal derecho (lado del Copiloto), del sistema de control direccional (pedales) se encontró en la posición desplazado a fondo. Los controles de la posición del Piloto resultaron destruidos.

Se identificó integridad y continuidad de las guayas de los sistemas de control de vuelo en dirección, alabeo y cabeceo.



Fotografía No. 6: Detalle de la escena del accidente.}



Fotografía No. 7: Palancas de control del motor (pedestal) en la cabina de mando.

1.12.3 Motor Derecho

El motor derecho se encontró ubicado al costado derecho de los restos principales (cabina), sobre el tercer piso de la misma edificación, con una posición final de 214° y una inclinación de 85° hacia adelante. Los montantes superiores se encontraban fracturados.

El motor tenía sus accesorios en su lugar, a excepción del turbo cargador el cual se desprendió por el impacto quedando en posición adyacente al motor, hacia el costado izquierdo, cerca de la cabina. Al verificar rotación del turbo, este giró.

No se evidenciaron fracturas en el cárter superior, inferior o cilindros. La hélice se encontraba instalada en el motor, con sus tres palas en su posición, con deformación plástica hacia atrás, con ligera torcedura. Las características de deformación de las palas indicaron alta energía de rotación en el momento del impacto.

El motor presentó libre movimiento al ejercer rotación a la hélice.

1.12.4 Motor izquierdo

El motor izquierdo se encontró al costado izquierdo de los restos principales sobre el segundo piso de otra edificación adyacente, con una posición final de 360°, en posición de 30° hacia arriba, producto del impacto, deteriorado por temperatura del incendio post impacto y separado de la estructura principal. Los montantes se encontraban fracturados.

El motor tenía sus accesorios instalados, y al verificar el turbo cargador, éste giró.

No se evidenciaron fracturas en el cárter superior, inferior, ni de los cilindros. La hélice se encontraba instalada en el motor. La pala No. 1 exhibía alta afectación del 80% por el fuego con fusión de material desde la punta hacia el hombro de la pala.

Las palas No. 2 y 3 se encontraron con deformación plástica hacia atrás, sin rulo. Las características de deformación de las palas indicaban baja energía en el impacto.

El motor presentó libre movimiento al ejercer rotación a la hélice.

1.12.5 Plano derecho

El plano derecho se encontró en posición cercana a los restos principales, al costado derecho, y era difusa su identificación por la afectación por el fuego. Presentaba cizallamiento en la raíz. El tren principal derecho se encontraba debajo de la estructura del plano, en posición retraído y asegurado.

Los cables de control de vuelo de alerones y flaps presentaban integridad y correcto enrutamiento. Las guías del *flap* indicaban posición retraída.

1.12.6 Plano izquierdo

El plano izquierdo se ubicó en una posición cercana a los restos principales, en el costado izquierdo, en posición invertida por dinámica de impacto. Presentaba cizallamiento de la raíz y severa afectación por el fuego. El tren principal izquierdo se encontraba debajo de la estructura del plano, en posición retraído y asegurado.

Los cables de control de vuelo de alerones y flaps presentaban integridad y correcto enrutamiento. Las guías del *flap* indicaban posición retraída.

1.12.7 Sección del empenaje

La sección del empenaje se encontró ubicada a 4.5 m de la posición de la cabina y de los restos principales. Testigos relataron que después del accidente, y del fuego post impacto, el empenaje se había fracturado, desprendiéndose de la estructura a la altura del mamparo trasero de la aeronave, y cayendo en una edificación contigua hacia atrás.

El estabilizador horizontal derecho presentó alta afectación por el fuego, aunque era visible su estructura. El elevador quedó en posición 10° hacia arriba con la aleta compensadora hacia abajo, aproximadamente 15°.

El estabilizador horizontal izquierdo mantenía instalado su elevador, sin presentar mayores afectaciones por el fuego, ni daños sustanciales en su estructura.

El estabilizador vertical se encontró unido a la estructura con afectación por el fuego en su costado derecho. El timón de dirección presentaba deflexión completa hacia la derecha y el compensador se encontraba en posición neutral.

1.12.8 Resumen de identificación de restos

En la inspección en el sitio del accidente, la DIACC confirmó la ubicación de todos los restos de la aeronave en la escena; esto permite determinar que no existió separación previa de ningún componente o superficie de la aeronave antes del impacto en la zona urbana.

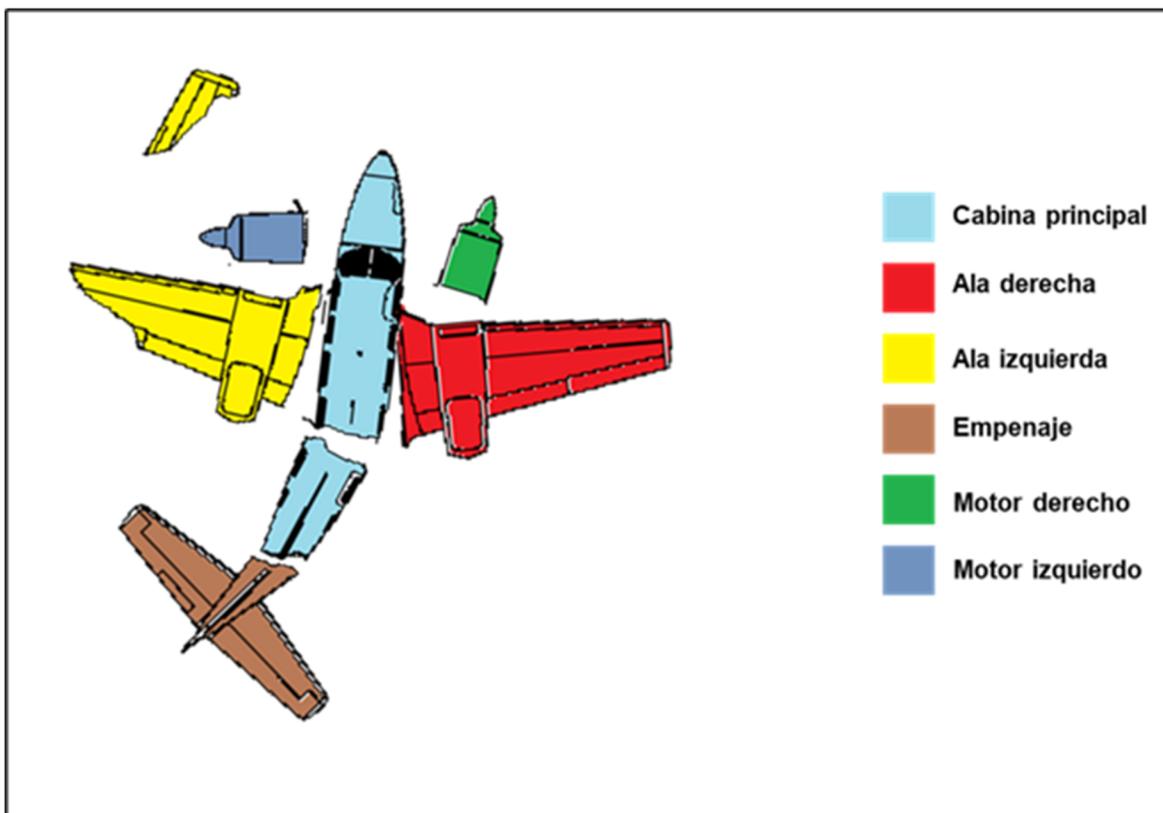


Imagen No. 2: Identificación y ubicación de los componentes principales del avión HK5121.

1.13 Información médica y patológica

La tripulación contaba con sus certificados médicos vigentes y aplicable para el tipo de operación. No registraban limitaciones.

De acuerdo con la evidencia forense, y los resultados de las necropsias efectuadas por la autoridad competente, se determinó que los ocho (8) que sufrieron lesiones fatales, fallecieron de manera instantánea debido a las altas fuerzas de desaceleración que se produjeron por la dinámica de impacto

1.14 Incendio

Posteriormente al impacto de la aeronave contra la edificación, se generó una deflagración originada principalmente por la reacción del combustible a bordo de los tanques de la aeronave, al interactuar con la alta temperatura de las partes calientes del motor durante la secuencia de impacto. A partir de ahí, el comburente principal que mantuvo la inflamabilidad consistió en los materiales en cabina.

El incendio post impacto afectó el 95% de la estructura. El cuerpo de bomberos de Medellín llegó al sitio aproximadamente 10 minutos después del accidente y aplicó polvo químico y espuma retardante para la extinción. El impacto y posterior incendio afectaron la estructura del edificio, haciendo necesaria su evacuación.



Fotografía No. 8: Incendio post impacto de la aeronave.



Fotografía No. 9: Control de puntos calientes de la escena del accidente.

1.15 Aspectos de supervivencia

Una vez que el Controlador Aéreo de la Torre Olaya Herrera se percató del accidente mediante su observación directa del impacto de la aeronave en la zona urbana y por fuera del aeródromo, dio aviso al Grupo SEI y activó el Plan de Acción de Emergencia, mediante el cual se dio aviso a otros organismos del aeródromo y de la ciudad de Medellín.

En aproximadamente 10 minutos llegaron al sitio del accidente 2 máquinas de los bomberos de Medellín, y a continuación otros organismos de atención de emergencias. La Policía Nacional aseguró el área.

Los ocho (8) 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 y posterior al incendio.

Una vez controlado el fuego, los bomberos neutralizaron áreas calientes, aseguraron el área y determinaron las áreas estructurales del edificio afectadas. Con base en esta evaluación los organismos de rescate fueron orientados para actuar de manera segura hacia las tareas subsiguientes. Se prestó a las personas residentes del lugar y se evacuaron de inmediato.

No se presentaron lesionados en tierra. No obstante, el accidente hizo necesaria la evacuación de 17 ocupantes de cuatro (4) viviendas, que fueron afectadas por el impacto de la aeronave, por el incendio, o por sus restos. Otras doce (12) viviendas recibieron daños menores y no requirieron ser evacuadas.

1.16 Ensayos e investigaciones

Cuatro días después del accidente, en las instalaciones del Operador aéreo del aeropuerto Olaya Herrera de Medellín, se efectuó la reconstrucción parcial de los restos de la aeronave, con el fin de determinar, entre otras cosas, el estado general de varios componentes clave y de la dinámica de impacto.

Durante la reconstrucción se analizó el estado y funcionamiento de las superficies de control, identificando los tensores y guayas los cuales se encontraron conectados a la cabina y con continuidad.

También se realizó una inspección visual a los motores y a sus accesorios, sin remover ninguno de ellos; se determinó la cantidad de aceite y sus características como viscosidad y olor.

Se realizó un examen a las hélices y a sus palas y se envió un registro gráfico a la casa fabricante para su análisis.

Se observó que la aeronave estaba equipada con aletas de punta de plano (*winglets*) y con generadores de vórtice en los planos.



Fotografía No. 10: Reconstrucción de los restos de la aeronave.



Fotografía No. 11: Reconstrucción de los restos de la aeronave.

1.17 Información orgánica y de dirección

El Operador aéreo de Transporte no Regular de Pasajeros (taxi-aéreo), contaba con una flota de aviones, Piper Navajo y Piper Séneca. Está organizado de manera estándar, según lo establecido por la legislación y en los Reglamentos Aeronáuticos, de acuerdo con su tamaño y características de operación.

El mantenimiento de las aeronaves es una actividad contratada con un taller autorizado por la Autoridad Aeronáutica y cuenta con manuales de operación y de mantenimiento debidamente aprobados por la Aeronáutica Civil.

Dentro del Manual de Operaciones existía un capítulo sobre aspectos relacionados con la planeación de los vuelos por parte de la tripulación, cuya nueva versión estaba pendiente de aprobación por parte del Inspector de Operaciones cuando ocurrió el accidente.

La empresa no contaba con un procedimiento específico para el control por parte de mantenimiento o de las tripulaciones sobre la instalación en la aeronave, mediante un STC (Certificado Tipo Suplementario) de los VG (generadores de vórtice), y cuya verificación de cantidad (88 aletas), según el fabricante debía verificarse antes de cada vuelo.

La empresa contaba con un Sistema de Gestión de Seguridad Operacional en implementación; tenía nombrado un Director de Seguridad Operacional, y disponía de un Manual de SMS. Sin embargo, la investigación encontró deficiencias en los procesos del sistema, como por ejemplo en la gestión del riesgo y la cultura del reporte.

La empresa había sido objeto de una auditoría general operacional en el mes de febrero del 2022 ante la ocurrencia de diferentes novedades operacionales presentadas; como resultado la empresa presentó un plan de acciones de mejora el cual había sido cumplido solo parcialmente. Ante esto, el Inspector de Operaciones emitió a la una alerta operacional por las novedades remanentes y por el incumplimiento de las acciones de mejora.

1.18 Información adicional

1.18.1 Información de aspectos operacionales

Con fecha 29 de septiembre del 2022, poco menos de dos (2) meses antes del accidente, el POI de la empresa había enviado un mensaje a los directivos del Operador, con el siguiente asunto: “Alerta de seguridad operacional sobre nuevos incidentes aéreos luego de la inspección general del mes de febrero del 2022 a la empresa”. Y, solicitaba que se extremaran las medidas de seguridad operacional al interior de la empresa.

El 24 de octubre del 2022, aproximadamente un (1) mes antes del accidente, se efectuó el cambio de POI; en la entrega al nuevo Inspector, de hizo una descripción detallada de las tareas pendientes por parte de la empresa, entre las cuales se destacan las siguientes:

- La evaluación de la herramienta de SMS de la “vigilancia basada en el riesgo” que ordenó el Grupo de Inspección de Operaciones, arrojó un riesgo alto.
- Se revisaron cuatro manuales (Entrenamiento, Mercancías Peligrosas, Análisis de Rutas y Aeropuertos y el Plan de Reacción de Emergencias) que presentaron novedades informadas a la empresa y que debían corregirse; en especial el Manual de Análisis de Rutas y Aeropuertos, que contenía pistas y rutas de los Llanos Orientales, a pesar de que la operación actual de la empresa se desarrollaba en los departamentos de Antioquia, Chocó y Córdoba principalmente.
- Se debía incluir en ese manual el análisis de rendimiento de los aviones bimotores en caso de pérdida de un motor en el despegue en los aeropuertos más comunes, establecer las tablas de rendimiento (performance) y así determinar el Peso Bruto Máximo de Operación para cada aeronave en los aeródromos de Medellín, Urrao, Quibdó, Rionegro, y otros.
- Se le explicaba al Director de Operaciones que por variaciones de temperatura en los diferentes aeródromos de donde se operaba frecuentemente, se debía realizar un análisis del PBMO de cada tipo de aeronave en cada pista de acuerdo con los límites operacionales de cada una de ellas.
- Y, que se debía operar dentro de los parámetros de rendimiento y de peso máximo que arrojaran las tablas, así como tener la capacidad de volar con un motor en caso de presentarse falla en el despegue.
- Se debía describir qué procedimiento y ruta debía tomar una aeronave en caso de falla de motor, dependiendo de los procedimientos de cada aeropuerto. Estos cálculos y procedimientos debían hacerse para cada tipo de aeronave, pues la empresa utilizaba los mismos datos de PBMO (el peso máximo fijado por el fabricante), para todos los aeródromos sin importar factores tales como la elevación y características del aeródromo y la temperatura ambiente.

- Así mismo el POI solicitó al Jefe de Operaciones de la empresa, que debía elaborar los procedimientos a seguir en caso de falla de un motor en el despegue para los bimotores, ya que no existía.

1.18.2 Instalación de generadores de vórtices en la aeronave HK5121

A la aeronave Piper 31-350 SN 31-7652004 con matrícula HK5121, se le había incorporado la modificación (STC) No. SA00192SE, emitida por la Federal Aviation Administration el 21 de abril de 1995; a esta aeronave le fue certificada la instalación de este STC el 06 de mayo del 1997, por la Autoridad Aeronáutica de Canadá (TCA). Entonces, la aeronave era propiedad de la Compañía *Provincial Airlines Limited*.

La modificación consistió en la instalación de 88 generadores de vórtices sobre los planos y en el estabilizador horizontal, y de 2 *strakes* (láminas) en la góndola de cada motor.

Según el suplemento, con esta modificación el PBMO de la aeronave se incrementaba de 7.000 lb a 7.352 lb,. Sin embargo, para que este nuevo PBMO se pudiera aplicar, debían cumplirse dos requisitos:

- Incorporar un FMS (suplemento de manual de vuelo) en la operación, para inspeccionar las aletas instaladas (Suplemento No. SA00192SE), que son 88 en total, ubicadas en los planos y en el estabilizador vertical, así como dos *strakes* instalados en las nacelas de los motores; no pueden faltar más de 4 aletas.

El Operador no había incorporado dicho Suplemento al Manual de Vuelo, y, por lo tanto, la aeronave debía entonces operar con las cartas de rendimiento estándar del fabricante, es decir con un PBMO de 7.000 lb en condiciones de atmósfera estándar.

En efecto, para la investigación no fue posible determinar si los generadores de vórtices instalados se encontraban completos, por el estado de destrucción en el que quedó la aeronave; tampoco se encontraron reportes en los registros de mantenimiento acerca de si la inspección de los generadores de vórtices se había efectuado o no en los vuelos previos.

- No extender la longitud de los planos de la aeronave, ni instalar aletas de punta de plano, *winglets*.

Contrario a esto, la aeronave HK5121 tenía instaladas, sin un proceso técnico documentado, sendas aletas *winglets* en la punta de cada plano, dispositivos no compatibles con la instalación de los generadores de vórtices.

Es decir, para la fecha del accidente, la aeronave HK5121 no cumplía con ninguno de los dos (2) requisitos exigidos por el Suplemento SA00192SE; por lo tanto, no podía operar con un PBMO de 7.352 lb. y debía calcular el Peso y Balance de la aeronave para cada vuelo, con base en un PBMO de 7.000 (el límite del modelo original del avión), en condiciones de atmósfera estándar, tal como está descrito explícitamente en el STC SA00192SE.

United States of America
 Department of Transportation - Federal Aviation Administration
Supplemental Type Certificate
 (Continuation Sheet)

Number SA00192SE

BLR Aerospace, LLC
Issued: April 21, 1995
Reissued: November 23, 2009; August 23, 2018
Amended: March 04, 1996, May 30, 2013

Limitations and Conditions continued: This Continuation Sheet, which is part of Supplemental Type Certificate (STC) SA00192SE, prescribes the conditions and limitations under which the product for which the STC was issued meets the standards for airworthiness of the Federal Aviation Regulations.

The conditions and limitations of Type Certificate Data Sheet Number A20SO apply except where superseded by the following:

The modification consists of eighty-eight vortex generators on the wing and vertical tail of the airplane and two strakes on each engine nacelle. Replacement vortex generators must be installed if more than four vortex generators are missing from the wing and/or vertical tail.

STC Compatibility: This increased gross weight STC has **not been shown compatible with any wing extension or winglet** modifications and is only valid to the weights specified on this modification. The installer is responsible for assessing the impact of concurrently installed STCs which may affect wing loads, particularly fatigue and static requirements. Additional analysis, FAA approved data, and FAA approved inspections may be needed to meet these requirements.

Installation Option One (No FMS)
 Operations must be conducted within the limitations of the basic airplane flight manual.

Imagen No. 3: Suplemento tipo STC SA00192SE.

1.18.3 Instalación de aletas de punta de plano, *winglets*

En el último Formulario de Inspección Anual de Aeronaves (FIAA), realizado a la aeronave HK5121, y firmado el 19 de noviembre del 2022, no se encontró registro alguno sobre la instalación de *winglets* en la aeronave. Evidentemente el Operador no cumplió con las normas establecidas por la Autoridad Aeronáutica en el sentido de notificar, obtener las autorizaciones necesarias y cumplir el proceso para realizar la alteración estructural de la aeronave, consistente en la instalación de *winglets*.

Adicionalmente, tal como se describió en el numeral anterior, la instalación de estos dispositivos no era compatible con el incremento del PBMO (hasta 7.352 lb) de la aeronave, que se obtenía con la instalación de los generadores de vórtices.

La vigilancia por parte de la Autoridad Aeronáutica no fue efectiva al no verificar el proceso documental y técnico mediante el cual el Operador instaló los *winglets*.



Fotografía No. 12: Vuelo reciente del HK5121; se observan los generadores de vórtice y los winglets.

1.18.4 Peso y Balance general de la aeronave

La investigación encontró en la documentación del Operador, el Procedimiento de Peso y Balance de sus aeronaves, que se realiza de acuerdo con las condiciones y limitaciones establecidas en los manuales de Mantenimiento y de Operaciones, y teniendo en cuenta las modificaciones o cambios en la configuración de cada aeronave.

El Peso y Balance se efectúa cuando las aeronaves se someten a:

- Reparaciones mayores.
- Alteraciones mayores.
- Pintura total de la aeronave.
- Reparación post accidente.

Adicionalmente, las aeronaves bimotores deben ser pesadas cada 36 meses, tal como lo establecen los Reglamentos Aeronáuticos Colombianos (RAC).

En efecto, este procedimiento se le efectuó a la aeronave HK5121 por un taller autorizado, siguiendo lo establecido en el Manual General de Mantenimiento de la empresa. Es así como en la última certificación de Peso y Balance (del 23 de julio de 2020), se estableció para la aeronave un peso vacío de 4.520 lb.

De otra parte, en el Formato de Información Actualizada de la Aeronave (FIAA), correspondiente a la última Inspección Anual (realizada el 19 de noviembre de 2022), se registró el PBMO de la aeronave en 7.352 lb, teniendo en cuenta que a la aeronave se la habían instalado generadores de vórtices.

1.18.5 Peso y Balance del vuelo

Adicionalmente, para cada vuelo se debe efectuar un cálculo del Peso y Balance, que tiene en cuenta las particularidades de la operación específica. Para este cálculo, en el caso de aeronaves como el PA31 (con una configuración de 9 sillas o menos), la Orden FAA

8430.18, establece que debe utilizarse el peso real de cada ocupante de la aeronave; y registrar los pesos correspondientes (vacío, combustible, carga) que están especificados en el formato de Peso y Balance del vuelo.



AEROPACA
NIT. 900.644.746-4
UAEAC CDO - 102

MANIFIESTO DE PESO Y BALANCE (PASAJEROS)							
PIPER PA-31-350 NAVAJO HK-5121							
FECHA: 21-11-2025							
PILOTO							
COPILOTO							
DESPACHO							
Origen:	COU	Destino:	BAO	Alterno 1:	UBA	Alterno 2:	MGK
Concepto	Peso	Brazo	Momento				
Peso Vacío	11570	124.67	643500.11				
Bodega Nariz	185	19.0	3515				
Tripulación	300	95.0	29250				
Sillas 3 & 4	300	137.0	42190				
Sillas 5 & 6	300	163.5	60350				
Sillas 7 & 8	300	195.0	60660				
Sillas 9 & 10	—	242.0	—				
Bodega Trasera	5	255.0	1010				
Naceas	40	192.0	7680				
Tanques Interiores	120	126.8	8520				
Tanques Exteriores	480	148.0	71040				
Combustible Taxeo	300	126.8	38040				
Total	C.G.	Total	Total				
T.O.W & C.G	3103	125.2	911663				
Combustible Ruta							
INBOARD		126.8					
OUTBOARD	710	148.0	35200				
Total	C.G.	Total	Total				
L.D.W & C.G	6567	123.6	875643				
INFORMACIÓN METEOROLÓGICA							
ORIGEN	5400 211500Z 09000KT 9000 SCT050						
DESTINO	5022 0900Z 09000KT 9000 SCT050						
ALTERNO 1:	5400 211500Z 09000KT 9000 SCT050						
ALTERNO 2:	5400 211500Z 09000KT 9000 SCT050						
Pasajeros	6	Adultos	6	Niños	—	Niña	—
Exentos	—						
Recibo Combustible No.	77225123			Valor	Galones Entregados 516		

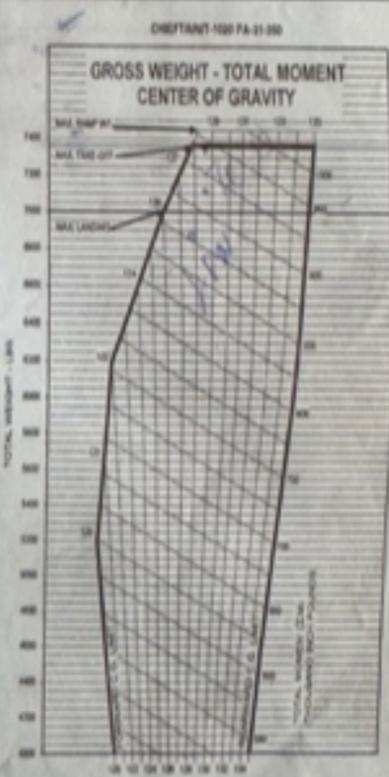


Imagen No. 4: Manifiesto de peso y balance del HK5121.

La elaboración del formato del cálculo de Peso y Balance debe ser realizado por un Despachador debidamente certificado, quien para el efecto debe cumplir lo siguiente:

- Mantener los formularios de Despacho debidamente actualizados.
- Diligenciar el manifiesto de Peso y Balance de la aeronave para cada vuelo.
- Mantener la báscula debidamente calibrada.
- Efectuar el cargue, teniendo en cuenta que la aeronave conserve su Centro de Gravedad dentro de los límites establecidos por el fabricante.
- Obtener la firma del Piloto en el documento de Peso y Balance, haciéndole conocer todos los aspectos de su Despacho.

La investigación determinó que, para el vuelo accidentado del avión HK5121, el Despacho del Operador diligenció el formato correspondiente (sin un número consecutivo) y tomó como PBMO el valor de 7.352 lb, teniendo en cuenta que a la aeronave se la habían instalado generadores de vórtices; esto, pese a que la empresa no había cumplido con las dos condiciones requeridas para el efecto (detalladas en el numeral 1.18.2) relacionadas con en el conteo (y reemplazo de ser necesario), de los álabes generadores de vórtices; y no alterar la aerodinámica de los planos con la instalación de *winglets*.

Adicionalmente, y a pesar de que los ocupantes de la aeronave habían sido pesados, el peso de cada uno de ellos fue estandarizado por Despacho en 70 kg (154 lb), contrario a lo establecido en la Orden FAA 8430.18, según la cual se debe utilizar el peso real de cada ocupante de la aeronave.

Matrícula de la Aeronave	HK 5121	Tipo de Aeronave	NAVAJO			
Origen	MEDELLIN, OLAYA HERRERA	Destino	BAJO BAUDÓ (PIZARRO)			
Sello Antinarcótico	004-965	Serie (S/N)	31-7652004			
RELACIÓN DE PASAJEROS						
NRO.	NOMBRES Y APELLIDOS	CÉDULA	PESO PAX	PIEZAS	PESO AJE	OBSERVACIONES
1			66			
2			72			
3			130	1	8	19863
4			66	1	7	19862
5			70			
6			90			
7						

Imagen No. 5: Registro del peso individual de los pasajeros.

Además, el Operador no tuvo en cuenta la disminución del PBMO de la aeronave por efecto de la altitud del aeródromo (Enrique Olaya, 4.892 pies) y la temperatura ambiente (24°C). La tabla siguiente muestra valores estimados del PBMO del avión PA31, para varias altitudes y temperaturas, destacando el PBMO de la aeronave (6.500 lb), en las condiciones prevalentes a la hora del despegue.

Altitud del aeródromo (pies)	Temperatura Ambiente (°C)	PBMO (libras)
0	15	7.000
2.000	20	6.800
4.000	25	6.600
5.000	24	6.500
6.000	30	6.400
8.000	35	6.200

Tabla No. 1: Cálculo del PBMO del HK5121 para las condiciones del aeródromo.

Con esta información, la investigación estableció la siguiente comparación entre el peso de despegue de la aeronave calculado por el Despacho, y el peso calculado por la investigación.

Distribución del Peso	Peso Calculado por Despacho	Peso Calculado por la Investigación
Peso vacío:	4.520	4.520
Carga bodega delantera:	185	185
Peso tripulación:	308	308
Peso pasajeros sillas 3/4	308	304
Peso pasajeros sillas 5/6	308	431
Peso pasajeros sillas 7/8	308	352
Peso pasajeros sillas 9/10	0	0
Carga bodega trasera	8	8
Carga de las nacelas	40	40
Peso combustible tanques interiores	672	672
Peso combustible tanques exteriores	480	480
Peso combustible de taxeo	- 30	-30
Peso de despegue – TOW	7.107	7.270
Peso Bruto Máximo de Operación – PBMO	7.352	6.500
Diferencia PBMO – TOW	-245	+770

Tabla No. 2: Comparación de cálculo del peso de despegue Despacho vs. Investigación.

De esta manera, la investigación encontró que, según los cálculos efectuados por el Despacho, la aeronave habría despegado con 245 libras por debajo del PBMO. Esto es considerado incorrecto por la investigación.

Por el contrario, con los cálculos corregidos, elaborados por la investigación, se determinó que, muy probablemente, la aeronave HK5121 despegó con aproximadamente 770 lb por

encima del PBMO, correspondiente a su configuración, de acuerdo con el peso real de cada ocupante, y en concordancia la altitud del aeródromo y la temperatura ambiente.

1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación

La investigación siguió las técnicas y métodos recomendados por el Documento OACI 9756, Parte III, sobre Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación.

1.19.1 Inspección de las plantas motrices

Fueron inspeccionadas las plantas motrices en la casa fabricante, con participación de expertos del fabricante de los motores, de las hélices, y representante de la -Federal Aviation Administration, FAA.

Se retiraron los componentes de cada uno de los motores para verificar su funcionalidad; se pudo determinar que el motor derecho (No. 2) se encontraba produciendo potencia en el momento del impacto; no así el motor izquierdo (No. 1) que mostraba evidencia de baja potencia en el momento del impacto, aparentemente como consecuencia de un mal funcionamiento del turbo cargador en el momento del despegue.

Los siguientes fueron los resultados de la inspección de los componentes inspeccionados:

Motor No.1:

- Bomba de aceite, normal.
- Bomba de excavación, normal.
- Tren de potencia, en condiciones normales de operación, engranajes en tiempo y condición normal.
- Magneto derecho, destruido por el fuego.
- Distribuidor de combustible, afectado por el impacto, el filtro en condiciones normales de operación.
- Turbo cargador, sin marcas de funcionamiento a altas RPM.

Hélice No. 1

- Palas deformadas por impacto con muestras de baja energía.
- Nucleó de la hélice con mucha grasa, muy grumosa, que probablemente dificultaba su perfilamiento.

Motor No. 2

- Bomba de aceite, normal, deformada.
- Bomba de excavación, normal.
- Tren de potencia, en condiciones normales de operación, engranajes en tiempo y condición normal.
- Magneto izquierdo, destruido por el fuego.
- Distribuidor de combustible, afectado por el impacto.
- Turbo, con marcas de funcionamiento a altas RPM.

Hélice No. 2

- Palas deformadas por impacto, con muestras alta energía.
- Núcleo de la hélice con mucha grasa.



Fotografía No. 13: Inspección de las plantas motrices en la casa fabricante.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

2. ANÁLISIS

Para el desarrollo de la investigación del presente accidente se efectuó el análisis de documentos relacionados con el mantenimiento de la aeronave, los documentos de registro, la documentación de la tripulación, las evidencias obtenidas en la inspección de campo y los manuales del fabricante de la aeronave.

2.1 Operaciones de vuelo

2.1.2 Calificación y aptitud de la tripulación

Tanto el Piloto como el Copiloto contaban con suficiente experiencia, tanto general como del equipo accidentado, acorde con su cargo a bordo. Estaban al día con los cursos reglamentarios y tenían su documentación al día.

Sus respectivos certificados médicos estaban vigentes y no mostraban restricción alguna para el ejercicio de sus privilegios.

2.1.3 Aspectos Operacionales

Efecto de las modificaciones aerodinámicas aplicadas a la aeronave

Tal como se ha descrito, a la aeronave HK5121, se le había incorporado una modificación consistente en la instalación de mejoras aerodinámicas (generadores de vórtices y strakes), que incrementaban el PBMO en 352 lb, es decir, hasta 7.352 lb.

Para aplicar este incremento, el Operador debía cumplir dos requisitos: garantizar, mediante la implementación de un Suplemento, la inspección de los álabes generadores de vórtice y su reemplazo en caso de que faltaran más de cuatro (4). Y, no extender la longitud de los planos de la aeronave, ni instalarle aletas de punta de plano, *winglets*.

Para la fecha del accidente, la aeronave HK5121 no cumplía con ninguno de los dos (2) requisitos exigidos por el Suplemento SA00192SE; por lo tanto, no podía operar con un PBMO de 7.352 lb. y debía calcular el Peso y Balance de la aeronave para cada vuelo, con base en un PBMO de 7.000 (el límite del modelo original del avión), en condiciones de atmósfera estándar, tal como está descrito explícitamente en el STC SA00192SE. Contrario a lo anterior, el cálculo de Peso y Balance del Despacho se hizo considerando un PBMO de 7.352.

Adicionalmente, el Despacho promedió el peso de los ocupantes de la aeronave en 70 kg (154 lb), contrario a lo establecido en la Orden FAA 8430.18 en el sentido de pesar a cada ocupante y registrar el peso real.

Y, por último, el Operador no tuvo en cuenta la disminución del PBMO como efecto de la altitud del aeródromo (4.892 ft ASL) y la temperatura ambiente (24°), ya que el PBMO de 7.000 kg es aplicable en condiciones estándar. Se estima que el PBMO para las condiciones dadas era de 6.500 lb (Tabla No. 1).

De esta manera, y de acuerdo con los estimativos hechos por la investigación, se calcula que la aeronave despegó con 7.270 lb, es decir, con 770 lb aproximadamente por encima del PBMO de 6.500 lb.

Este sobrepeso, además de ser el resultado de varios incumplimientos e inconsistencias del Operador, le dificultó a la tripulación el control de la aeronave y contribuyó a colocarla en una condición crítica de vuelo una vez que se presentó la falla del motor No. 2.

Cálculo de la distancia de despegue

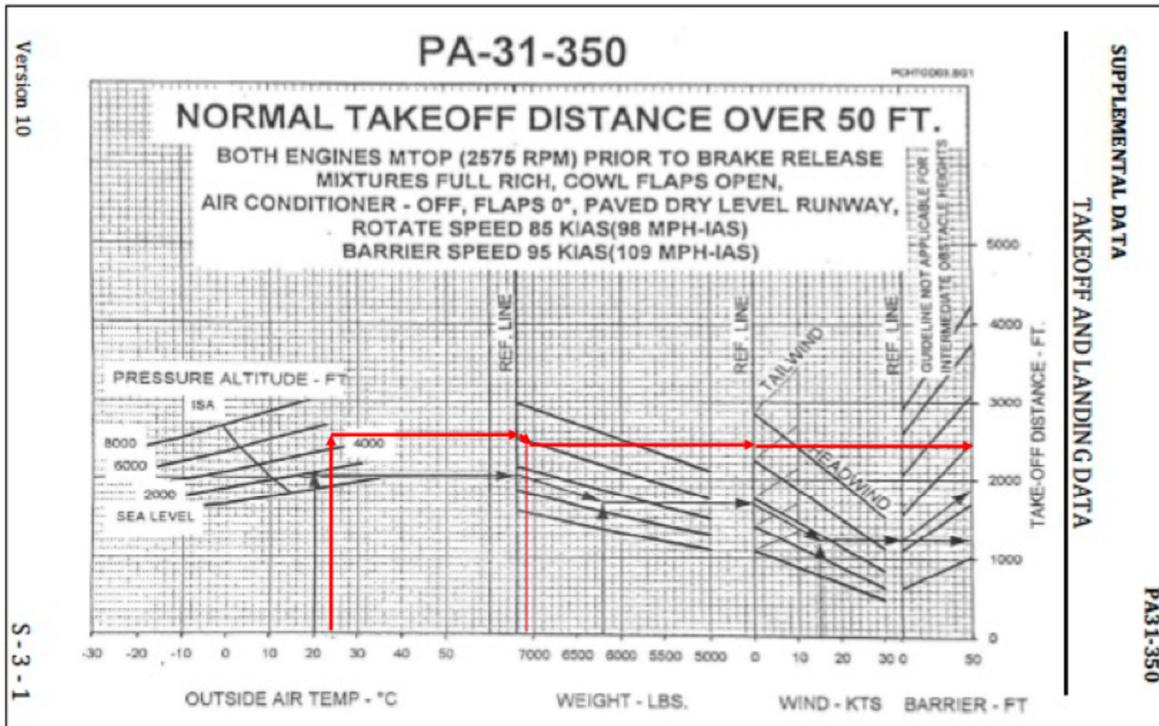


Imagen No. 6: Carta para determinar la distancia normal de despegue PA31.

Haciendo uso de la gráfica correspondiente, la investigación determinó la distancia de despegue del HK5121, teniendo como base los siguientes parámetros:

- Temperatura ambiente: 24°C
- Altitud presión: 4.892 ft
- Peso de despegue: 7.270 ft
- Viento: en calma
- Distancia de despegue: 2.420 ft

De acuerdo con las evidencias obtenidas (principalmente los videos de seguridad y las declaraciones de testigos), la aeronave aceleró con normalidad, rotó probablemente con 85 kt (la velocidad establecida para el efecto), despegó por la pista 02 y alcanzó aproximadamente solo 100 pies de altura.

Falla de motor en el despegue

Aproximadamente cuando el avión alcanzaba 100 ft de altura, la tripulación declaró la emergencia por falla de un motor. La lista de emergencia para la falla de motor durante el despegue normal establece el siguiente procedimiento:

PA31-350	
EMERGENCY CHECKLIST	
ENGINE INOPERATIVE PROCEDURES	
ENGINE FAILURE DURING NORMAL TAKEOFF	
(Above 85 KIAS)	
1. Directional Control.....	Maintain
2. Power (operating engine).....	MTOP on operative engine
3. Propeller control (INOP Engine).....	Feather
4. Landing Gear (in level or climbing flight)...	Retract
5. Bank.....	5° into operating engine
6. Airspeed.....	95 KIAS to 50 ft, then accelerate to 104 KIAS
7. Cowl Flaps (inoperative engine).....	Close
8. Airspeed.....	106 KIAS after all obstacles have been cleared
9. Engine Securing Procedures.....	Complete
NOTE: Land as soon as practical at nearest suitable airport	

Imagen No. 7: Procedimiento para falla de motor en despegue normal PA31.

La carta de ascenso con un solo motor de la aeronave determina que, si se cumplen las condiciones del procedimiento, el avión debería ascender con 120 pies de rata de ascenso.

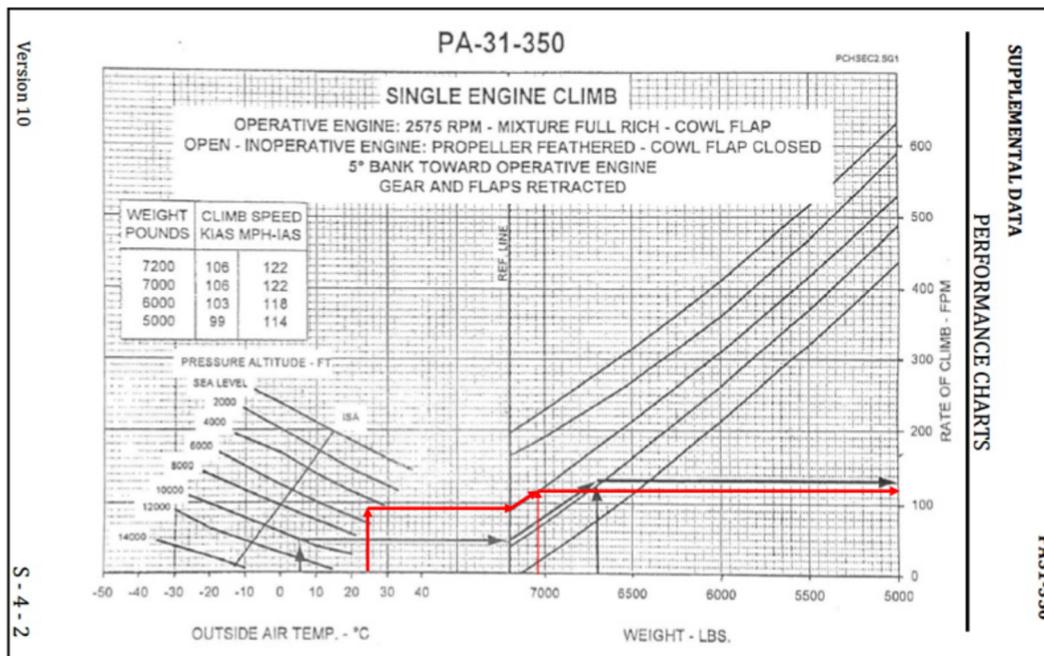


Imagen No. 8: Determinación de la rata de ascenso del avión PA 31-350 con un solo motor.

La falla del motor No. 2 ocurrió tan pronto el avión estuvo en el aire, de manera que muy posiblemente aún no había alcanzado los 95 nudos requeridos por el procedimiento de emergencia para que la aeronave pudiera acelerar y ascender.

Adicionalmente, y asumiendo que la tripulación haya intentado embanderar la hélice del motor No. 2 que había fallado, este procedimiento no fue exitoso por falla del sistema de embanderamiento, falla que será explicada más adelante.

Por último, la tripulación no tenía espacio para maniobrar de manera alguna por cuanto el avión sobrevolaba la ciudad de Medellín con edificaciones de altura alrededor de la trayectoria.

En estas condiciones, sin poder cumplir dos requisitos clave del procedimiento (mantener como mínimo 95 kt, y la hélice del motor que falló “en bandera”), la aeronave quedó en una condición muy precaria de vuelo que le indujo un desplazamiento continuo hacia la izquierda (lado del motor que había fallado), y un descenso también continuo hasta que el avión hizo contacto con las edificaciones.

2.1.4 Aspectos de Mantenimiento

Durante la inspección realizada a los motores y hélices en la casa fabricante de las plantas motrices se pudo establecer que hubo una posible falla en el sistema de embanderamiento de la hélice del motor No. 1, ocasionada por una cantidad excesiva de grasa acumulada en la sección del acoplamiento de las palas.

Esta acumulación de grasa impidió perfilar la hélice de manera rápida cuando la tripulación lo intentó hacer ante la falla del motor en una condición crítica de vuelo. Es así como el ringleteo de la hélice generó alta resistencia al avance, y dificultó el control de la aeronave.



Fotografía No. 14: Núcleo de la Hélice donde se observa la cantidad de grasa.



Fotografía No. 15: Grasa que genera rigidez en el núcleo de la hélice..

2.2 Factores organizacionales

La investigación encontró los siguientes aspectos atribuibles a la organización del Operador de la aeronave:

Deficientes procesos de mantenimiento preventivo de las hélices, al no detectar y permitir la acumulación de grasa semiseca en la sección de acople de las palas, circunstancia que impidió el embanderamiento de la hélice en una condición crítica de vuelo.

Incumplimiento de los requisitos establecidos por el Suplemento tipo STC SA00192SE para poder operar la aeronave HK5121 con un PBMO incrementado a 7.352 lb, a saber:

- Incorporar un FMS (suplemento de manual de vuelo) en la operación, para garantizar que no faltaran más de 4 aletas (o álabes) generadores de vórtices.
- No extender la longitud de los planos de la aeronave, ni instalar aletas de punta de plano, *winglets*.

Inobservancia de los procedimientos de elaboración del formato de Peso y Balance, al no registrar el peso exacto de cada uno de los ocupantes, y, por el contrario, utilizar pesos promedios que conllevaron a sumar un Peso de Despegue (TOW), inferior al real.

Desconocimiento de la afectación que producen en el PBMO de la aeronave, la altitud del aeródromo y la temperatura ambiente, peso que en el aeródromo Olaya Herrera es inferior al PBMO de operación de 7.000 lb correspondientes a la operación en atmósfera estándar.

Incumplimiento del procedimiento para la instalación de componentes o alteración de las características estructurales y aerodinámicas de la aeronave, al colocar en el HK5121 aletas de punta de plano (*winglets*) sin conocimiento, autorización ni supervisión de la Autoridad Aeronáutica.

No disponer de un análisis de riesgo para cada uno de los aeródromos de operación de la empresa, estableciendo límites de peso para el despegue, teniendo en cuenta las cartas de rendimiento de la aeronave, las condiciones propias de operación y la eventual falla de un motor en el despegue o en el ascenso inicial.

3. CONCLUSIÓN

3.1 Conclusiones

La aeronave se encontraba aeronavegable; tenía su documentación técnica y legal vigente al momento del accidente.

A la aeronave se le había incorporado la modificación (STC) No. SA00192SE, consistente en la instalación de 88 generadores de vórtices sobre los planos y en el estabilizador horizontal y de 2 *strakes* (láminas) en la góndola de cada motor.

Con esta modificación el PBMO de la aeronave se incrementaba de 7.000 lb a 7.352 lb. Sin embargo, para que este nuevo PBMO se pudiera aplicar, debían cumplirse dos (2) requisitos fijados en el mismo STC.

El Operador no cumplía con ninguno de los dos (2) requisitos establecidos por el Suplemento tipo STC SA00192SE para poder operar la aeronave HK5121 con un PBMO incrementado a 7.352 lb, a saber:

- Incorporar un FMS (suplemento de manual de vuelo) en la operación, para garantizar que no faltaran más de 4 aletas (o álabes) generadores de vórtices.
- No extender la longitud de los planos de la aeronave, ni instalar aletas de punta de plano, *winglets*.

No se encontraron reportes en los registros de mantenimiento acerca de si la inspección de los generadores de vórtices se había efectuado o no durante la operación de la aeronave.

Pese a esto, el Operador contemplaba para los cálculos de Peso y Balance, un PBMO de 7.352 lb, y no 7.000 lb, PBMO del modelo original del avión, como correspondería.

El Operador había cumplido con el programa de mantenimiento a la aeronave, exigido por el fabricante y por la Autoridad Aeronáutica. Sin embargo, hubo deficiencias en el mantenimiento rutinario y preventivo de las hélices, al no detectar y permitir la acumulación de grasa semiseca en la sección de acople de las palas.

El Operador había instalado en la aeronave aletas de punta de plano (*winglets*) sin conocimiento, autorización ni supervisión de la Autoridad Aeronáutica, incumpliendo el procedimiento para la instalación de componentes o alteración de las características estructurales y aerodinámicas de la aeronave.

Esta alteración, la instalación de *winglets*, no fue detectada o indagada por la Autoridad Aeronáutica en las inspecciones de rutina efectuadas a la aeronave.

El Operador carecía de un estudio de riesgos de los aeropuertos en los cuales operaba, especialmente de aquellos en donde el rendimiento de las aeronaves se podía ver limitado por características geográficas y ambientales, sobre todo ante la falla de un motor.

El Operador desconocía o no tenía en cuenta la afectación que producen en el PBMO de la aeronave, la altitud del aeródromo y la temperatura ambiente, peso que, en el aeródromo Olaya Herrera es inferior al PBMO de operación de 7.000 lb correspondientes a la operación en atmósfera estándar. La investigación determinó que el PBMO para estas condiciones era de 6.500 lb.

La tripulación estaba habilitada y calificada para la realización del vuelo conforme a los requisitos vigentes por los Reglamentos Aeronáuticos Colombianos, contaba con el Certificado Médico vigente, y estaba apta psicofísicamente para la realización del vuelo.

La Autoridad Aeronáutica había cumplido cabalmente con las actividades dispuestas en el Programa de Inspección y Vigilancia del explotador, encontrando novedades graves, e informando oportunamente al explotador sobre las acciones correctivas requeridas.

El Aeródromo Olaya Herrera de Medellín, tiene una altitud de 4.969 ASL, con una temperatura de referencia de 24°C. Estas condiciones permiten la operación segura, del equipo PA31, pero crean limitaciones a las aeronaves, que no fueron tenidas en cuenta por el explotador en su estudio de riesgos operacionales.

El Aeródromo tenía disponibles, en buen estado y en funcionamiento todos los sistemas requeridos para la operación segura del vuelo; atendió los requerimientos que le hizo el explotador y prestó servicio apropiado al vuelo, antes y después del accidente.

Las condiciones meteorológicas del aeropuerto eran visuales y apropiadas para la realización del vuelo.

Aunque el explotador cumplió con el requisito de pesar los pasajeros individualmente, su equipaje de mano y toda la carga, en la elaboración del formato de Peso y Balance no se registró el peso exacto de cada uno de los ocupantes, y, por el contrario, utilizó pesos promedios de los ocupantes, que conllevaron a sumar un Peso de Despegue (TOW), inferior al real.

De esta manera, el formato de Peso y Balance se elaboró con los siguientes errores:

- Consideró un PBMO equivocado de 7.352 lb, cuando en realidad era de 6.500 lb (limitado por el no cumplimiento de los requisitos de aplicación del STC SA00192SE por parte del Operador y por las condiciones del aeródromo).
- Totalizó un TOW errado de 7.107 lb, cuando en realidad correspondía a 7.270 lb.
- El TOW (7.270 lb) excedía en 770 lb el PBMO (6.500 lb).

No se logró precisar si la tripulación efectuó un adecuado planeamiento del vuelo, entre otros aspectos, si realizó el análisis de las condiciones atmosféricas, el cálculo detallado del peso, la ubicación de la carga y de los pasajeros y la determinación de los datos de despegue.

Los procedimientos previos al vuelo se cumplieron de manera normal. Durante el despegue la aeronave aceleró con normalidad, rotó probablemente con 85 kt, la velocidad establecida para el efecto, despegó por la pista 02 y alcanzó aproximadamente solo 100 pies de altura.

En este punto se presentó la falla del motor No. 1, de origen que no pudo ser determinado, pero que probablemente estuvo relacionado con una falla o mal funcionamiento del turbo cargador.

El Copiloto hizo un llamado de emergencia y reportó “falla de motor”; el ATC le informó “pista libre” y que estaba autorizado a regresar.

El avión se encontraba con el tren de aterrizaje retraído. Simultáneamente, la aeronave inició una desviación continua hacia la izquierda y un descenso continuo.

Probablemente la tripulación intentó embanderar la hélice del motor No. 1. No obstante, la gran cantidad de grasa acumulada en el núcleo de la hélice, en la sección de acople de las palas, causó que el embanderamiento fuera muy lento, o que no se produjera haciendo que la hélice siguiera girando y oponiendo una resistencia significativa al rendimiento de la aeronave.

Además, probablemente el avión volaba con una velocidad baja, inferior a los 95 kt requeridos en el procedimiento de emergencia para que la aeronave pudiera acelerar y ascender.

A estas circunstancias se agregaba el alto peso del avión (aproximadamente 770 lb por encima del PBMO). Y la tripulación se enfrentaba a los obstáculos propios de la ciudad que les impedían maniobrar.

El avión continuó su desplazamiento hacia por el lado izquierdo y el descenso continuado, hasta que la punta del plano izquierdo impactó contra la terraza de una edificación, ubicada en las coordenadas N06°13'60"- W075°35'32.43". Allí se encontraron restos de la luz roja de navegación.

La aeronave continuó el vuelo sin control por 31 metros más, hasta que colisionó, con los planos nivelados, con alto ángulo de descenso y baja velocidad, contra el techo del tercer piso de un edificio de 14.6 m de altura; con el impacto se inició una conflagración y la generación de humo que fue visible desde el aeródromo.

El impacto se produjo en el barrio Belén Rosales, en área urbana de la ciudad de Medellín, Antioquia, a 523 m en curso 328° de la cabecera 20 de la pista del aeropuerto Enrique Olaya Herrera; a 685 m en curso 306° del punto de llamado de emergencia; y a 2.325 m curso 238° de la cabecera 02.

La aeronave se encontró en el punto de coordenadas N06°14'0.30"- W075°35'33.40", a una elevación de 4,969 pies ASL, con rumbo final 190°.

Las circunstancias y secuencia de eventos que produjeron la caída de la aeronave se pueden resumir en los siguientes:

- Pérdida de potencia del motor No. 1, justamente después del despegue, probablemente por falla o mal funcionamiento del turbo cargador.
- Falla del sistema de embanderamiento de la hélice por acumulación de grasa en el sistema.
- Baja velocidad de la aeronave, inferior a la requerida para poder acelerar y ascender, por el punto crítico en el cual se presentó la falla.
- Alto peso de la aeronave (aproximadamente 770 lb por encima del PBMO) de acuerdo con las condiciones del aeródromo, que contribuyó a que el avión no pudiera acelerar y ascender.

La aeronave se destruyó con el impacto y gran parte de los restos fueron consumidos por el incendio que se inició de inmediato.

Como resultado del accidente, los ocho (8) ocupantes de la aeronave sufrieron lesiones fatales. No se causaron lesiones a personal en tierra.

Tan pronto como el ATC, Control de Torre del aeródromo José María Córdoba observó el accidente de la aeronave activó el Plan de Emergencia del aeródromo. Los Bomberos Aeroportuarios, y los organismos de emergencia de la Medellín acudieron de inmediato al sitio del accidente.

El impacto de la aeronave y el incendio posterior causaron daños estructurales importantes en una vivienda de tres pisos sobre cuya terraza quedó posada la aeronave. Sus residentes debieron ser evacuados. Resultaron destruidas la parte posterior de dos habitaciones del tercer piso y una pared que cubría la parte trasera de la casa, generando debilitamiento en la estructura, con fracturas en las paredes y en el techo.

Debido al estado de los restos de la aeronave, la afectación ambiental, el riesgo biológico generado y el incendio, las autoridades locales (Bomberos, Defensa Civil, Policía Nacional y Atención de Emergencias de la ciudad y el BRAC) efectuaron un cerramiento de 100 metros a la redonda del sitio del accidente.

Se hizo necesaria la evacuación de 17 ocupantes de cuatro (4) viviendas, que fueron afectadas por el impacto de la aeronave, por el incendio, o por sus restos. Otras doce (12) viviendas recibieron daños menores y no requirieron ser evacuadas.

3.2 Causas probables

- Pérdida de control en vuelo como consecuencia de la disminución de la velocidad mínima de control y la resistencia al avance, como resultado de la pérdida de potencia del motor izquierdo (No. 1) y falla del sistema de embanderamiento de la hélice del motor No. 1.
- Pérdida comprobada de potencia del motor No. 1, de origen indeterminado ocasionada probablemente por el mal funcionamiento del turbo cargador.
- Exceso de peso de la aeronave (aproximadamente 770 lb por encima del PBMO), que contribuyó a la imposibilidad del avión para acelerar y ascender.
- Falla en el sistema de embanderamiento de la hélice del motor No. 1, ocasionada por una cantidad excesiva de grasa acumulada en la sección del acoplamiento de las palas, que impidió que la hélice fuera perfilada de manera rápida (o que no perfilara) cuando la tripulación lo intentó.

La rotación de la hélice sin control (ringleteo) oponía una resistencia significativa al avance y hacía más difícil el control de la aeronave.

3.3 Factores Contribuyentes

- Deficientes procesos del Operador en el mantenimiento preventivo de las hélices, al no detectar y permitir la acumulación de grasa en la sección de acople de las palas, circunstancia que demoró o impidió el embanderamiento de la hélice en una condición crítica de vuelo.
- Incumplimiento del Operador de los requisitos establecidos por el Suplemento tipo STC SA00192SE para poder operar la aeronave HK5121 con un PBMO incrementado a 7.352 lb, consistente en:

- Incorporar un FMS (suplemento de manual de vuelo) en la operación, para garantizar que no faltaran más de 4 aletas (o álabes) generadores de vórtices.
- No extender la longitud de los planos de la aeronave, ni instalar aletas de punta de plano, *winglets*.
- Inobservancia por parte del Operador, de los procedimientos de elaboración del formato de Peso y Balance, al no registrar el peso exacto de cada uno de los ocupantes, y, por el contrario, utilizar pesos promedios que conllevaron a sumar un Peso de Despegue (TOW), inferior al real.
- Desconocimiento del Operador de la afectación que producen en el PBMO de la aeronave, la altitud del aeródromo y la temperatura ambiente, peso que en el aeródromo Olaya Herrera es inferior al PBMO de operación de 7.000 lb correspondientes a la operación en atmósfera estándar.
- No disponer el Operador de un análisis de riesgo para cada uno de los aeródromos de operación de la empresa, estableciendo límites de peso para el despegue, teniendo en cuenta las cartas de rendimiento de la aeronave, las condiciones propias de operación y la eventual falla de un motor en el despegue o en el ascenso inicial.

3.4 Taxonomía OACI

SCF-PP: Falla / Malfuncionamiento Sistema / Componente Motor.

LOC-I: Pérdida de control en vuelo

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

AL OPERADOR AÉREO

REC. 01- 202279- 1

Revisar y mejorar el programa de inspección de las hélices de los motores de las aeronaves de la empresa, considerando las condiciones propias de operación, y la orientación que brinda el fabricante en los programas de mantenimiento, de manera que se puedan detectar tempranamente deficiencias en el sistema de embanderamiento y anticiparse así a fallas como la que contribuyó al accidente del avión HK5121.

REC. 02 – 202279 -1

Revisar los estándares de Despacho de aeronaves, instruir al respecto a los despachadores, exigir y verificar su cumplimiento, sobre todo en la obligatoriedad de registrar el peso real de cada uno de los pasajeros y de la carga y establecer un peso límite de operación para cada uno de los aeródromos de operación, teniendo en cuenta lo establecido en las cartas de rendimiento de la aeronave, las condiciones propias de operación y la eventual falla de un motor en el despegue o en el ascenso inicial.

REC. 03 – 202279 -1

Efectuar el análisis de riesgo de cada uno de los aeródromos de operación de la empresa estableciendo límites de peso para el despegue, teniendo en cuenta las cartas de rendimiento de la aeronave, las condiciones propias de operación y la eventual falla de un motor en el despegue o en el ascenso inicial.

A LA SECRETARÍA DE AUTORIDAD AERONÁUTICA, DE AEROCIVIL COLOMBIA

REC. 04 – 202279 -1

Exponer el presente Informe Final a los Inspectores de Seguridad Operacional y orientarlos para que, como parte del Programa de Vigilancia, o en otras inspecciones, verifiquen las alteraciones estructurales (como en este caso la instalación de *winglets*) que los explotadores hayan realizado a las aeronaves, y verificar que se cumplan los procedimientos que ordena la Autoridad Aeronáutica para efectuar estas modificaciones.

REC. 05 – 202279 -1

Incluir en los procedimientos del Programa de Vigilancia, y en otros procesos que sean propicios, la verificación de la implementación práctica y la puesta en marcha real de los Sistemas de Gestión de la Seguridad Operacional (SMS) aceptados a los operadores aéreos, en lo concerniente, por ejemplo, a la gestión del riesgo de las operaciones y la interacción estrecha que debe existir entre las áreas de operaciones, de entrenamiento y de mantenimiento con el SMS.

REC. 06 – 202279 -1

Dar a conocer el presente Informe de Investigación a los operadores del equipo Piper PA31, 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.



ACCIDENTE

DIRECCIÓN TÉCNICA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5°.

investigacion_accide@aerocivil.gov.co

Tel. +(57) 601 2963186

Bogotá D.C. – Colombia