

Grupo de Investigación de Accidentes

**GRIAA**

GSAN-4-5-12-035



**AERONÁUTICA CIVIL**  
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

# INFORME FINAL ACCIDENTE

## **COL-16-35-GIA**

**Aterrizaje Forzoso en terreno  
montañoso**

Cessna C-208B

Matrícula HK3804

30 de septiembre de 2016

San Antonio de Prado, Antioquia



## 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

<b>SIGLAS</b> .....	<b>5</b>
<b>SINOPSIS</b> .....	<b>6</b>
<b>RESUMEN</b> .....	<b>6</b>
<b>1. INFORMACIÓN FACTUAL</b> .....	<b>7</b>
1.1 Reseña del vuelo .....	7
1.2 Lesiones a personas.....	8
1.3 Daños sufridos por la aeronave .....	8
1.4 Otros daños .....	9
1.5 Información sobre el personal.....	9
1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento .....	10
1.6.1 Cálculo del combustible a bordo .....	11
1.6.2 Peso y balance .....	12
1.6.3 Motor.....	13
1.6.4 Hélices .....	14
1.7 Información Meteorológica.....	14
1.8 Ayudas para la Navegación .....	14
1.9 Comunicaciones .....	14
1.10 Información del Aeródromo.....	15
1.11 Registradores de Vuelo .....	15
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto .....	15
1.13 Información médica y patológica .....	18
1.14 Incendio .....	18
1.15 Aspectos de supervivencia .....	18
1.16 Ensayos e investigaciones.....	19
1.16.1 Inspección del motor .....	19
1.16.2 Inspección de la hélice.....	19
1.16.3 Inspección del “spinner” de la hélice.....	20
1.17 Información orgánica y de dirección .....	22
1.17.1 Manual General de Operaciones (MGO) .....	23
1.17.2 Manual General de Despacho .....	23

1.18	Información adicional.....	24
1.18.1	Primera Declaración del Piloto.....	24
1.18.2	Segunda Declaración del Piloto.....	24
1.18	Vuelos efectuados el 26 de septiembre, Bahía Solano – Quibdó .....	25
1.19	Técnicas útiles o eficaces de investigación .....	26
<b>2.</b>	<b>ANÁLISIS .....</b>	<b>27</b>
2.1	Resultados de la primera investigación .....	27
2.2	Peso y balance .....	27
2.3	Procedimientos operacionales.....	29
2.4	Rendimiento de la aeronave .....	30
2.5	Análisis del recorrido del avión .....	32
2.6	Planteamiento de hipótesis.....	34
2.6.1	Falla de planta motriz o sistema de la aeronave.....	34
2.6.2	Pérdida de rendimiento y/o pérdida de sustentación de la aeronave.....	35
2.6.3	Malfuncionamiento de la hélice .....	36
2.6.4	Resumen de las hipótesis .....	37
<b>3.</b>	<b>CONCLUSIÓN .....</b>	<b>38</b>
3.1	Conclusiones .....	38
3.2	Causa probable .....	40
	Taxonomía OACI.....	40
<b>4.</b>	<b>RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL .....</b>	<b>41</b>
	A LA COMPAÑÍA LLANERA DE AVIACIÓN S.A.....	41
	A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA .....	41

## SIGLAS

<b>AGL</b>	Por encima del nivel del suelo
<b>ATC</b>	Control de Tránsito Aéreo
<b>CRM</b>	Gestión de Recursos de Cabina
<b>GRIAA</b>	Grupo de Investigación de Accidentes – Autoridad AIG Colombia
<b>GPS</b>	Sistema de Posicionamiento Global
<b>HL</b>	Hora Local
<b>IMC</b>	Condiciones Meteorológicas Instrumentales
<b>METAR</b>	Informe Meteorológico Rutinario de aeródromo
<b>MGO</b>	Manual General de Operaciones
<b>MSL</b>	Nivel Medio del Mar
<b>MTOW</b>	Peso Máximo al Despegue
<b>NM</b>	Millas Náuticas
<b>NTSB</b>	National Transportation Safety Board – Autoridad AIG de EEUU
<b>OACI</b>	Organización de Aviación Civil Internacional
<b>PCA</b>	Piloto Comercial de Avión
<b>PBMO</b>	Peso Bruto Máximo Operativo
<b>POH</b>	Manual de Operaciones del Piloto
<b>RPM</b>	Revoluciones por minuto
<b>SKGY</b>	Aeródromo Flaminio Suarez Camacho - Guaymaral
<b>SKMD</b>	Aeródromo Enrique Olaya Herrera - Medellín
<b>SKJU</b>	Aeródromo Juradó – Juradó
<b>SKSB</b>	Aeródromo José Celestino Mutis
<b>SKUI</b>	Aeródromo El Caraño - Quibdó
<b>TSB</b>	Transportation Safety Board – Autoridad AIA de Canadá
<b>UTC</b>	Tiempo Coordinado Universal
<b>VFR</b>	Reglas de Vuelo Visual
<b>VMC</b>	Condiciones Meteorológicas Visuales

## SINOPSIS

<b>Aeronave:</b>	Cessna 208B
<b>Fecha y hora del Accidente:</b>	30 de septiembre de 2016, 12:04HL HL (17:04 UTC)
<b>Lugar del Accidente:</b>	Vereda El Barcino, Municipio de San Antonio de Prado, Departamento de Antioquia - Colombia
<b>Coordenadas:</b>	N06°12'52.09" - W75°39'18.28"
<b>Tipo de Operación:</b>	Transporte Aéreo No Regular Pasajeros – Taxi Aéreo
<b>Explotador:</b>	Llanera de Aviación S.A
<b>Personas a bordo:</b>	11 Ocupantes (01 Piloto, 01 Copiloto y 09 pasajeros)

## RESUMEN

El 30 de septiembre de 2016, la aeronave de matrícula HK3804 fue programada para efectuar vuelo VFR entre el aeropuerto Olaya Herrera (ICAO: SKMD) y el aeropuerto de Juradó – Chocó (ICAO: SKJU), con dos (02) tripulantes a bordo y nueve (09) pasajeros, dentro de los que se encontraba un (01) infante.

Después del despegue, y transcurridos aproximadamente seis (06) minutos de vuelo, la aeronave perdió altitud lo que obligó al Piloto a efectuar un aterrizaje de emergencia, en terreno montañoso en un terreno ubicado en la Vereda El Barcino, perteneciente al Municipio de San Antonio de Prado – Antioquia.

Como consecuencia del accidente, la aeronave resultó destruida; cuatro (04) ocupantes presentaron lesiones mortales y siete (7) presentaron lesiones graves. El accidente se configuró con luz de día y condiciones meteorológicas VMC.

De acuerdo a lo establecido en los Reglamentos Aeronáuticos Colombianos RAC 114, numeral 114.470, el 13 de septiembre de 2019, la Autoridad de Investigación de Accidentes de Colombia (Grupo de Investigación de Accidentes - GRIAA), inició la reapertura de la investigación debido a la consecución de nuevas pruebas de importancia que fueron aportadas por parte del explotador de la aeronave, y otras que fueron determinadas en desarrollo de la nueva investigación por parte del GRIAA, a saber:

1. Entrega del “spinner” de la hélice, que no había sido ubicado en el sitio del accidente.
2. Documentación sobre el aprovisionamiento de combustible de la aeronave, que no fue conocido anteriormente por la investigación.

Con el nuevo análisis, la investigación contempló tres (3) hipótesis sobre la posible causa que conllevó al aterrizaje forzoso, a saber:

1. Malfuncionamiento de la planta motriz.
2. Pérdida de sustentación por sobrepeso de la aeronave o por otra condición aerodinámica.
3. Malfuncionamiento de la hélice.

Se descartó el mal funcionamiento de la planta motriz. Al existir evidencias contradictorias frente a las hipótesis No. 2 y 3, la causa del accidente se encontró como “Indeterminada”.

## 1. INFORMACIÓN FACTUAL

### 1.1 Reseña del vuelo

El 30 de septiembre de 2016, la aeronave C208 con matrícula HK3804 fue programada para efectuar vuelos de transporte aéreo no regular de pasajeros, en la modalidad de taxi aéreo, desde el aeropuerto Olaya Herrera (OACI: SKMD).

A las 07:33 HL la aeronave fue abastecida con 78 galones de combustible para un total de 1.150 lb, para proceder hacia la población de Vigía del Fuerte – Antioquia.

De acuerdo con los registros de vuelo, la aeronave despegó a las 08:15 HL y arribó a Vigía del Fuerte a las 08:45 HL. El vuelo de regreso hacia SKMD se efectuó con 900 lb de combustible. La aeronave despegó a las 09:10 HL y arribó a SKMD a las 09:40 HL. Estos vuelos se cumplieron sin novedad.

En SKMD, se preparó el vuelo hacia la población de Juradó – Chocó (SKJU). Fue presentado el plan de vuelo con hora estimada de salida a las 12:00 HL (17:00 UTC) bajo reglas de vuelo visual (VFR) con 10,500 pies de altitud, una hora estimada de vuelo de una (1) hora; como aeródromos alternos se propusieron El Caraño (OACI: SKUI – Quibdó) y José Celestino Mutis (OACI: SKBS – Bahía Solano) y se registró una autonomía de 05:00 horas.

La aeronave fue abastecida a las 10:01 HL con 200 gal de combustible. Así mismo, abordaron nueve (09) pasajeros, entre ellos, un (1) neonato, y la tripulación compuesta de un Piloto y un Copiloto.

A las 11:50 HL, la tripulación realizó el primer llamado al ATC de SKMD; y a las 11:55 HL inició el rodaje a la pista 02.

Siendo las 11:58 HL la aeronave despegó y fue autorizada a volar con rumbo de pista hasta el Cerro El Volador y posteriormente, realizar un viraje por la derecha, en ascenso visual hasta cruzar la población de San Antonio de Prado.

Según la información del ATC, la aeronave estimaba cruzar la posición de San Antonio de Prado a las 12:00 HL (17:00 UTC); sin embargo, no se obtuvo ninguna notificación por parte de la tripulación del HK3804.

A las 12:13 HL, el ATC SKMD realizó varios llamados a la aeronave HK3804 con resultados negativos. A las 12:19 HL, otra aeronave que se encontraba en tránsito hacia SKMD por el sector de San Antonio de Prado, informó la detección de la señal de una baliza ELT en dicho sector. Inmediatamente se realizó la notificación a los organismos de búsqueda y rescate para la ubicación de la aeronave.

A las 13:00 HL, la aeronave fue encontrada accidentada por moradores de la zona al occidente (W) del aeródromo SKMD, en un terreno montañoso rural del Municipio de San Antonio de Prado – Antioquia.

La aeronave se encontró destruida; como consecuencia del evento, cuatro (4) personas presentaron lesiones mortales, incluido el Copiloto, un neonato y dos (2) pasajeros más.

No se presentó incendio post-impacto. El accidente ocurrió en luz de día y en condiciones meteorológicas VMC.

La Autoridad AIG de Colombia (Grupo de Investigación de Accidentes - GRIAA), fue alertada el mismo día del accidente por parte de la Torre de Control de SKMD. Tres (03) Investigadores del GRIAA fueron dispuestos para atender la investigación del suceso.

Siguiendo los lineamientos internacionales y nacionales sobre investigación de accidentes aéreos (Anexo 13 OACI y RAC 114), Colombia como Estado de Suceso notificó la ocurrencia a la National Transportation Safety Board (NTSB) de los Estados Unidos de América, como Estado de fabricación de la aeronave, y a la Transportation Safety Board (TSB), de Canadá como estado de fabricación de la planta motriz.



*Fotografía No. 1 – Estado final de la aeronave HK3804*

## 1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	1	3	4	-
Graves	1	6	7	-
Leves	-	-	-	-
Ilesos	-	-	-	-
<b>TOTAL</b>	<b>2</b>	<b>9</b>	<b>11</b>	<b>-</b>

## 1.3 Daños sufridos por la aeronave

**DESTRUIDA.** A consecuencia del impacto contra el terreno la aeronave presentó daños importantes en toda su estructura quedando destruida.

## 1.4 Otros daños

Afectación a la vegetación circundante por acción del impacto y derrame de combustible.

## 1.5 Información sobre el personal

### Piloto

<b>Edad:</b>	37 años
<b>Licencia:</b>	Piloto Comercial de Avión - PCA
<b>Certificado médico:</b>	Primera Clase, vigente hasta 18 junio de 2017
<b>Último chequeo en el equipo:</b>	junio 18 de 2016
<b>Equipos Volados:</b>	PA34, PA31, C414, C208, AC90
<b>Total horas de vuelo:</b>	3,534:13 h (1,890:31hrs registradas UAEAC al 25/10/2016)
<b>Total horas en el equipo:</b>	335:24 h
<b>Horas de vuelo últimos 90 días:</b>	119:45 h
<b>Horas de vuelo últimos 30 días:</b>	71:25 h
<b>Horas de vuelo últimos 3 días:</b>	08:10 h

El Piloto había ingresado a la compañía en octubre de 2010 y registró un total de 1643:42 h de vuelo entre el 19 de junio de 2013 al 30 de septiembre de 2016. Voló en la aeronave PA34 un total de 155:12 h, en PA31 un total de 165:06 h, en C414 un total de 495:00 h, en AC90 un total de 493:00 h y en el equipo C208 un total de 335:24 h.

Realizó el curso recurrente en el equipo C208 el 03 de marzo de 2016. Presentó el chequeo de vuelo anual en la aeronave HK3804 el 04 de marzo de 2016, con resultados satisfactorios.

Había efectuado cursos recurrentes de CRM y de Mercancías Peligrosas el 07 de octubre de 2015. Curso de Evacuación en Emergencia Aeronaves el 15 de octubre de 2014. Poseía un curso en Administración de la Amenaza y el Error y sobre Actualización del Reglamento Aeronáutico y del MGO, realizado el 12 de agosto de 2016.

### Copiloto

<b>Edad:</b>	47 años
<b>Licencia:</b>	Piloto Comercial de Avión - PCA
<b>Certificado médico:</b>	Primera Clase, vigente hasta 28 marzo de 2017
<b>Equipos volados como Piloto:</b>	PA31, C414, C08, AC90
<b>Ultimo chequeo en el equipo:</b>	Julio 05 de 2016
<b>Total horas de vuelo:</b>	6,378:26 h (5,040:20 registradas UAEAC al 25/10/2016)

<b>Total horas en el equipo:</b>	1,245:54 h
<b>Horas de vuelo últimos 90 días:</b>	119:45 h
<b>Horas de vuelo últimos 30 días:</b>	71:25 h
<b>Horas de vuelo últimos 3 días:</b>	08:10 h

El Copiloto había ingresado a la compañía el 01 de marzo de 2008, registrando un total de 1,338:06 h de vuelo entre enero de 2015 y el 30 de septiembre de 2016. Voló como Copiloto de la aeronave PA31 un total de 03:18 h, en el equipo AC90 un total de 88:54 h como Copiloto y 00:36 h como Piloto. En la aeronave C208 voló un total de 596:48 h como Piloto y 649:12 h como Copiloto.

Realizó el curso recurrente en el equipo C208 el 29 de junio de 2016. Presentó el chequeo de vuelo anual en la aeronave HK3916 el 05 de julio de 2016, con resultados satisfactorios.

Había efectuado cursos recurrentes de CRM y de Mercancías Peligrosas el 27 de octubre de 2014. Curso de Evacuación en Emergencia Aeronaves el 15 de octubre de 2014. Poseía un curso en Administración de la Amenaza y el Error y sobre Actualización del Reglamento Aeronáutico y del MGO, realizado el 12 de agosto de 2016.

## 1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

<b>Marca:</b>	Cessna
<b>Modelo:</b>	208B
<b>Serie:</b>	208B0315
<b>Matrícula:</b>	HK3804
<b>Horas totales de vuelo:</b>	2,867:18 h
<b>Certificado de Aeronavegabilidad:</b>	No. 0004821
<b>Certificado de matrícula:</b>	R003392
<b>Último servicio efectuado:</b>	05 agosto de 2016 – Servicio 200 h

El avión Cessna 208B, es una aeronave monomotor de plano alto, diseñada para uso utilitario de transporte de pasajeros y de carga. Dentro de sus especificaciones técnicas, se señala un peso máximo en rampa de 8,785 lb; un peso máximo de despegue de 8,750 lb y una capacidad máxima de 2,224 lb de combustible.

Sus especificaciones autorizan el transporte de dos (2) tripulantes y nueve (9) pasajeros, máximo.

A la aeronave se le había efectuado un servicio de 200 h el 05 de agosto de 2016. Se le realizó entonces, cambio de inyectores, muestra para análisis SOAP con remplazo del filtro y cambio de aceite. Así mismo se realizó retoque de pintura en cargo – POD y carena, y cambio de las mangueras del sistema superior de los frenos.

Se registraron los siguientes reportes por parte de la tripulación, los cuales fueron corregidas satisfactoriamente:

Fecha	Reporte
23/09/2016	Revisión del freno derecho
13/09/2016	Revisión empaque puerta entrada pasajeros

Los exámenes a los registros de mantenimiento indicaron que no había reportes repetitivos o anomalías recientes en la aeronave. Todos los servicios de mantenimiento requeridos y programados se realizaron con su respectivo cumplimiento de AD's aplicables y de acuerdo al Manual de Mantenimiento.

### 1.6.1 Cálculo del combustible a bordo

Se revisaron las hojas del libro de vuelo de la aeronave HK3804, en lo relacionado con los vuelos efectuados desde el 23 de septiembre de 2016, una semana antes del accidente, con el fin de verificar los consumos de combustible.

En la hoja No. 0868, correspondiente al 23 de septiembre, se registró una operación inicial desde Bahía Solano (BSC) a las 07:35 HL hacia Nuquí, con 800 lb de combustible. En la misma hoja, el vuelo siguiente de Nuquí a Quibdó, se reportó con un total de 1.300 lb de combustible.

TIPO		AVION		LLANERA DE AVIACION S.A.S.		REPORTE DE VUELO Y MANTENIMIENTO		FECHA:		No									
C 2068		HK 3804						23-09-16		0568									
DE	A	CARRETER		CONDICION		TIEMPO TOTAL	TIEMPO VUELO		TIEMPO DE VUELO	COMBUSTIBLE			ACEITE		TIEMPO ACEITE				
		SALIDA	LLEGADA	VFR	IFR		NOCT	DESCUARE		ATERRIJAZE	ALADER	ALA DCR	TOTAL COMBUSTIBLE	Mol.1	Mol.2	ANT	HQY	TOTAL	
NUQ	NUQ	7:30	8:40			1:10	07:35	08:35	01:00	400	400	800	9/16						
NUQ	VIB	9:10	9:40			0:30	09:10	09:35	00:25	650	650	1300	9/16						
NUQ	TUP	10:30	11:25			0:55	10:35	11:20	00:45	600	600	1200	9/16						
NUQ	NUQ	11:40	12:35			0:55	11:40	12:30	00:50	500	500	1000	9/16						
NUQ	FIL	13:45	14:45			1:00	13:50	14:40	00:50	775	775	1550	9/16						
NUQ	VIB	15:05	15:35			0:30	15:05	15:30	00:25	625	625	1250	9/16						
PAX						0435	ULTIMO SERVICIO		20011	PROX SERVICIO		PROX REP							
CARGA							Kg ALAS		2779.14	Hrs ALAS		2873.14							

Figura No. 1 – Registro de abastecimiento de combustible

La investigación determinó que en Nuquí no existía abastecimiento de combustible Jet A1, y que la tripulación de ese vuelo cometió un error al registrar al salir de Nuquí, una cantidad mayor de combustible de despegue al combustible de aterrizaje, siendo que no pudo haber abastecido en Nuquí.

Esta situación alteró las cantidades dispuestas en los siguientes vuelos; y pudo inclusive afectar los cálculos de combustible y de peso de la aeronave que efectuó la tripulación para el vuelo accidentado; y los cálculos de peso de la aeronave que hizo la investigación anterior.

Sin embargo, para efectos de la presente investigación, y con el fin de determinar la cantidad aproximada de combustible en la operación de la aeronave el 30 de septiembre, se efectuó el cálculo de la cantidad de combustible con base en la cantidad a bordo para cada vuelo, el

cálculo del consumo de combustible y las cantidades abastecidas de acuerdo con los recibos de aprovisionamiento, correspondientes a ocho días previos hasta el día del accidente.

Se estimó para el efecto, un promedio de consumo de la aeronave de 350 lb / h, y se consideró un peso del combustible Jet-A1 de 6.80 lb por galón.

El resultado de estos cálculos arrojó que, muy probablemente, el error de registro del 23 de septiembre se mantuvo hasta el vuelo en el cual se produjo el accidente. De manera que para este vuelo el combustible a bordo probablemente era 1,620 lb (240 gal), y no 1,900 lb (280 gal), como se especificó en el primer informe de investigación; es decir, 280 lb menos.

SEPT	RUTA	TIEMPO VUELO	FUEL INICIAL X LIBRO LBS	FUEL INICIAL LBS	FUEL DESPUES DE TANQUEO	FUEL FINAL DIA LBS.	FUEL AGREGADO LBS	FUEL USED	FACTURA #	GAL.	HORA TANQUEO	AUTONOMIA FPL	OCUPANT ES
23	BSC-NQU	1,2	800	908,80	908,80	488,80	0	420,00	0	0	0	0	0
23	NQU-UIB	0,5	1900	488,80	488,80	313,80	0	175,00	0	0	0	0	0
23	UIB-JUR-MDE	2,3	1200	313,80	1401,80	596,80	1088	805,00	64915	160	10:20 a. m.	0	0
23	MDE-JUR-UIB-NQU-BSC	2,6	1550	596,80	1494,40	584,40	897,6	910,00	823882	132	12:42 p. m.	04:00	8
26	BSC-UIB	0,5	800	584,40	584,40	409,40	0	175,00	0	0	0	0	0
26	UIB-BSC-UIB-BSC-UIB	2,1	1200	409,40	1089,40	354,40	680	735,00	64964	100	10:20 a. m.	0	0
26	UIB-BSC-UIB-BSC	1,3	1300	354,40	1034,40	579,40	680	455,00	64971	100	02:50 p. m.	0	0
27	BSC-MDE	0,5	750	579,40	579,40	404,40	0	175,00	0	0	0	0	0
27	MDE-JUR-UIB-MDE	3,5	2000	404,40	1900,40	675,40	1496	1225,00	824141	220	11:08 a. m.	05:30	6
28	MDE-VIG-MDE	1,2	800	675,40	675,40	255,40	0	420,00	0	0	0	02:30	11
28	MDE-JUR-BSC-MDE	2,1	1350	255,40	1309,40	574,40	1054	735,00	825031	155	11:00 a. m.	0	0
29	MDE-BSC-MDE	1,5	1250	574,40	948,40	423,40	374	525,00	824997	55	11:40 a. m.	0	0
29	MDE-VDF-MDE	1	1000	423,40	423,40	73,40	0	350,00	0	0	0	03:30	6
30	MDE-VDF-MDE	1	1150	73,40	603,80	253,80	530,4	350,00	825505	78	07:40 a. m.	03:30	5
30	MDE-JUR	0,2	600	253,80	1623,80	1543,80	1360	70,00	0	200	12:00 a. m.	05:00	10
<b>Consumo Lb/Hr C208 B</b>			<b>350</b>										

**Tabla No. 1 - Cálculo de cantidad de combustible real remanente después de abastecimientos previos**

### 1.6.2 Peso y balance

El último pesaje certificado para la aeronave HK3804, había sido realizado el 09 de octubre de 2014, bajo la Orden de Trabajo (OT) No. DMA 2014 013. En dicho certificado se determinó un peso básico vacío de 5.411 lb y un C.G longitudinal de 192.2 pulgadas.

Sin embargo, la tripulación utilizó, aparentemente para el cálculo del despegue, un peso de 5.254 lb, pre impreso en el formato correspondiente, que era inferior en 157 lb, al último peso certificado.

La compañía tenía aprobado el despacho de vuelos y la realización del cálculo de Peso y Balance por parte de la tripulación. Fue encontrado el Manifiesto de Peso y Balance del día 30 de septiembre de 2016 en el trayecto MDE – JUR dentro de los restos de la aeronave accidentada. El manifiesto encontrado contenía las firmas de la tripulación; sin embargo, tenía registrada una anotación de “Anulado”.

La compañía no contaba con disposiciones particulares para anular una hoja del libro de vuelo o manifiesto de peso y balance; sin embargo, es autonomía de los pilotos anular el manifiesto; y en las declaraciones rendidas por el Piloto al mando, que sobrevivió al accidente, él indicó que el cálculo de peso y balance había sido realizado por el Copiloto,

quien pereció en el accidente; en consecuencia no se pudo determinar la razón por la cual dicho documento fue anulado, y el Piloto manifestó no recordar nada sobre el particular.

The image shows a weight and balance certificate for an aircraft. The top section is a calculation table with handwritten entries. A red circle highlights the value '5,254' in the 'PESO VACIO BASICO' row. Below this is a diagram of the aircraft's center of gravity (CG) with handwritten values '135.5' and '132.4'. To the right is a diagram of the 'ZONE A' with handwritten values '100.00' and '154.75'. The bottom section contains a table of general measurement data, with a red circle around the 'Peso básico vacío' value of '5411'. There are also signatures and stamps for a technician and an inspector.

Datos generales medición		
Pesaje	Anterior	Actual
Fecha	10/10/2011	9/10/2014
CG Longitudinal	196.44	192.2
CG Lateral	N/A	N/A
Peso básico vacío	5275.6	5411

Unidades: Lb, Pulgadas

Rev. 3. MPI-D-73 24 de junio de 2014

**Figura No. 2 – Certificado de pesaje de la aeronave**

No obstante, el Manifiesto de Peso y Balance arroja información útil sobre los cálculos que debió efectuar la tripulación para el despegue.

Este manifiesto, se tomó como referencia en la primera investigación; según este documento, la aeronave despegaría con un peso de 10,320.6 lb.

No se evidenció en el manifiesto de Peso y Balance el registro de los valores de la carga, ni de los “Momentos” para el vuelo entre.

En la sección 2.2 de este Informe se presenta un análisis Con el nuevo cálculo de combustible.

### 1.6.3 Motor

<b>Marca:</b>	Pratt & Whitney Canada
<b>Modelo:</b>	PT6A-114A
<b>Serie:</b>	PCE-17240
<b>Tiempo Total:</b>	11,596:24 h
<b>Horas DURG:</b>	944:55 h
<b>Ultimo Servicio:</b>	05 agosto de 2016

El 31 de julio de 2015, con TSO 573:40 h se había removido este motor de la aeronave HK4991, y el 05 de agosto de 2015 se instaló en la aeronave HK3804. Se evidenció el cumplimiento de AD's y boletines aplicables a la planta motriz.

#### 1.6.4 Hélices

<b>Marca:</b>	McCauley
<b>Modelo:</b>	3GFR34C703
<b>Serie:</b>	941836 (P1: DG001, P2: OC014, P3: OG014)
<b>Tiempo Total:</b>	2,804:48 h
<b>Horas DURG:</b>	455:41 h

La hélice tuvo reparación general el 26 de julio de 2015. El 27 de agosto de 2015 se instaló en la aeronave HK3804. La aeronave registraba el cumplimiento del AD relacionado con la prevención de separación de las palas de la hélice, efectuado el 26 de agosto de 2015, cuando la hélice tenía un total de 2,194:00 h.

### 1.7 Información Meteorológica

La estación meteorológica más cercana se encontraba ubicada a 3.87 NM al oriente del punto del accidente, en el aeródromo SKMD.

Para las 17:00 UTC (12:00 HL), las condiciones reportadas indicaban viento proveniente de los 200 grados con 10 nudos, visibilidad horizontal mayor a 10 kilómetros, cobertura del cielo con nubes escasas a 3000 pies de altura y nubes dispersas a 20,000 pies de altura. Temperatura ambiente de 27°C y punto de rocío de 15°C, ajuste altimétrico 30,09 inHg.

SKMD 301700Z 20010KT 9999 FEW030 SCT200 27/15 A3009.

De acuerdo al Sistema de Asimilación de Datos Global (GDAS) aplicado al día del accidente el 30 de septiembre de 2016 a las 18Z en el sitio del accidente, no se evidenciaron condiciones de cortantes a bajo nivel ni condiciones de variación de viento pronunciadas que fueran adversas para el desarrollo del vuelo.

Aunque las condiciones meteorológicas fueron conocidas por la tripulación y no se consideran factor del accidente, la relativa alta temperatura ambiente, 27°C, a la altitud que operaba el avión (a partir y por encima de 4.921 pies), pudo influir en el rendimiento de la aeronave.

### 1.8 Ayudas para la Navegación

No fueron relevantes en la ocurrencia del accidente. La tripulación desarrollaba la operación bajo reglas de vuelo visuales (VFR).

### 1.9 Comunicaciones

La aeronave mantuvo comunicación con las dependencias de Superficie Medellín en frecuencia 121.9 MHz y Torre Medellín en frecuencia 118.9 Mhz. La tripulación no reportó

algo anormal, ni malfuncionamiento de la aeronave, ni tampoco hizo algún llamado de emergencia al ATC.

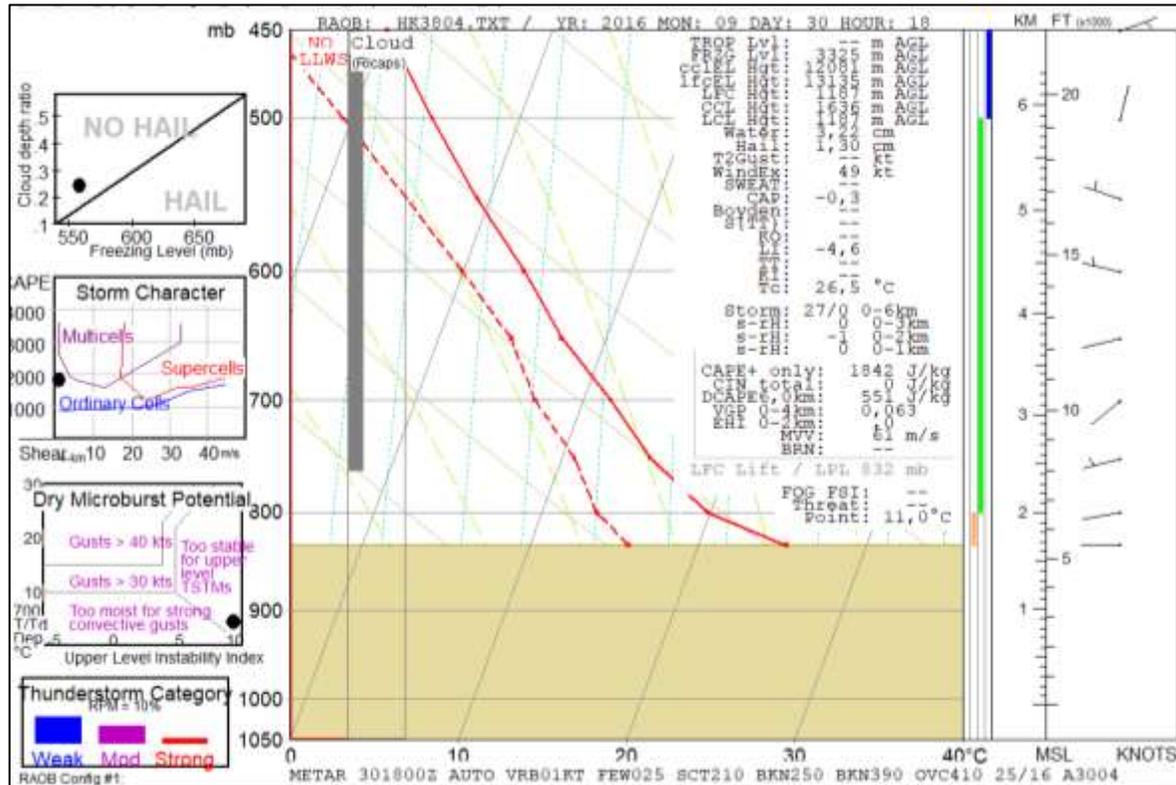


Figura No 3 - Radio sondeo atmosférico 30 de septiembre de 2016

### 1.10 Información del Aeródromo

El accidente ocurrió por fuera de un aeródromo. La aeronave despegó desde el aeródromo Enrique Olaya Herrera (OACI: SKMD) que sirve a la ciudad de Medellín, Antioquia. El aeródromo se encuentra localizado en coordenadas N06°13'13,72" W075°35'25,54", a una elevación de 4,921pies; cuenta con una pista de orientación 02/20 de 2,350 metros de longitud por 38 metros de ancho. La aeronave impactó terreno montañoso a 3,93 NM al occidente (W) del aeródromo SKMD.

### 1.11 Registradores de Vuelo

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

### 1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La zona del accidente corresponde a un terreno montañoso con prominentes ondulaciones orográficas, ubicado al W de la ciudad de Medellín. El sitio del impacto se encontró contiguo a una carretera rural perteneciente a la Vereda El Barcino, en el Municipio de San Antonio de Prado, Antioquia.

La aeronave quedó ubicada en una escarpada pendiente montañosa, en coordenadas N06°12'52.09" - W75°39'18.28", con un rumbo final de 088°, a una elevación de 7,200pies. Se presentó separación del "cargo pack" y del plano derecho durante la secuencia de colisión; así mismo, la separación parcial del plano izquierdo y daños significativos en la sección de cabina de mando.

Las superficies estabilizadoras verticales y horizontales no presentaron afectaciones importantes. No hubo evidencias de que se hubiera presentado falla estructural antes del impacto.

Durante la secuencia de colisión, la aeronave describió un impacto contra el terreno con un rumbo de 260° aproximadamente, y una actitud de bajo ángulo y baja velocidad. El primer impacto se produjo en la cuesta de un terreno montañoso de pendiente baja en coordenadas N06°12'52.27" - W75°39'17.17", a una elevación de 7,236 pies. Allí se produjo la colisión de la sección ventral de la aeronave (Cargo Pack), produciéndose la expulsión de la carga.

Posteriormente, a 16 metros, se evidenció el impacto de la hélice, de la parte frontal de la aeronave y del plano derecho. Se produjo la separación de la hélice y el desprendimiento del plano derecho.

La aeronave continuó con la inercia del impacto y chocó finalmente a 18 metros con la sección frontal izquierda contra un árbol ubicado en coordenadas N06°12'52.09" - W75°39'18.28". Este impacto final provocó el cambio de rumbo abrupto de la aeronave, hacia rumbo final 088° cuando finalmente se detuvo.



**Fotografía No. 2 – Panorama general del sitio del accidente**



**Fotografía No. 3 – Vista lateral del sitio del accidente**

El examen realizado a los controles de vuelo determinó que todas las fracturas en el sistema se dieron como consecuencia de fallas por sobrecarga, debido a la dinámica del impacto. No existieron indicaciones de una discontinuidad preexistente en el sistema de controles de vuelo.

La inspección realizada a los flaps determinó que los mismos se encontraban operados a su máxima posición, 30°, coincidiendo esta posición con la selección observada en el interruptor de cabina.

En la cabina de mando, el control del compensador indicaba cercano a “nose down” (nariz abajo), las palancas de potencia se encontraron seleccionadas en máximo rango, la palanca del control de la hélice se encontraba en la posición máxima hacia adelante. La palanca de control de combustible se encontró abierta.

Al hacer el inventario de la aeronave, los investigadores no encontraron una de las palas de la hélice (S/N: DG001) en el sitio del accidente. No fue posible su ubicación, a pesar de la indagación que se efectuó con habitantes de la zona.

Tampoco se encontró en la inspección de campo, el “spinner” de la hélice, prueba aportada a la investigación con posterioridad, aunque se contó con registros fotográficos de su hallazgo en el sitio.

Dentro de los restos hallados en la aeronave se encontró la carga a bordo, la cual fue documentada gráficamente. La carga fue recuperada y acopiada por la organización voluntaria de Búsqueda y Salvamento Aeronáutico – BRAC, una de las primeras entidades en llegar al área, y en cuyo informe manifestaba que el peso aproximado de la carga encontrada era de 650 kg; este dato se tuvo en cuenta en la primera investigación. Sin

embargo, el mismo se reconsidera ahora, en vista que no se utilizó ningún tipo de instrumentación para su pesaje.

Debido a que las autoridades de Policía con jurisdicción en el área tomaron el control de la carga, no fue posible para los investigadores tener acceso a la misma para efectuar su pesaje.



*Fotografía No. 4 – Carga recuperada de la aeronave HK3804*

### **1.13 Información médica y patológica**

No existían restricciones en los certificados médicos de la tripulación.

Como consecuencia del impacto y de las fuerzas de desaceleración de la aeronave, cuatro (4) ocupantes (el Copiloto, el neonato y dos pasajeros más), sufrieron lesiones mortales. Estas lesiones consistieron en politraumatismos, fracturas, hematomas, abrasiones y laceraciones.

Los otros siete (7) ocupantes, incluido el Piloto, presentaron lesiones graves, consistentes en politraumatismos.

### **1.14 Incendio**

No se presentó incendio pre ni post-accidente.

### **1.15 Aspectos de supervivencia**

El accidente permitió la supervivencia de siete (7) ocupantes de los once (11) ocupantes, que sobrevivieron al accidente con lesiones graves como consecuencia del impacto y de las fuerzas de desaceleración. El espacio ocupacional de los ocupantes que resultaron con lesiones mortales se vio reducido significativamente debido a los impactos de la aeronave contra el terreno, durante su desaceleración.

El Equipo Localizador de Emergencia (ELT), emitió señal audible que fue identificada por una aeronave que sobrevoló el área en tránsito hacia SKMD. El tripulante de esa aeronave dio aviso al ATC, que activó inmediatamente las fases de emergencia.

En la atención al accidente y el rescate de los sobrevivientes participaron organismos de la Fuerza Aérea Colombiana, Ejército Nacional de Colombia, Policía Nacional, Búsqueda y Salvamento Aeronáutico – BRAC y Defensa Civil Colombiana.

Tres (3) helicópteros fueron dispuestos por diferentes organismos para acceder inmediatamente a la atención del accidente. La ubicación de la aeronave ocurrió a las 13:00; Posteriormente, entre las 13:05 HL y 13:22 HL, arribaron los organismos de rescate que brindaron atención y efectuaron la evacuación de los sobrevivientes.

## 1.16 Ensayos e investigaciones

Con el fin de determinar la condición y operatividad del motor y la hélice en el suceso, los componentes fueron enviados a inspección para ser evaluados.

### 1.16.1 Inspección del motor

El motor instalado fue inspeccionado en la casa fabricante en compañía y supervisión de la Autoridad AIG de Colombia con el fin de examinar sus partes internas y la operatividad de los accesorios al momento del accidente<sup>1</sup>.

Dentro del informe de inspección efectuada al motor se encontraron los siguientes hallazgos:

1. Existieron trazas de marcas rotacionales en la sección del compresor y sección de turbina, así como la fractura de la caja de engranajes de reducción del acople de la primera etapa, hallazgos que indicaban que el motor estaba girando con potencia durante el impacto.
2. La poca deformación estructural del motor fue tal que las trazas de rozamiento rotacional dentro de la sección de la turbina fueron limitadas, impidiendo así la evaluación de la cantidad de potencia que el motor producía en el momento del impacto.
3. No se observaron otras anomalías en los componentes que hubieran impedido el funcionamiento normal del motor antes del impacto.
4. No se observó evidencia de desgaste o dificultad de operación en los cojinetes.
5. No se encontraron anomalías en los accesorios del motor que podrían haber impedido su funcionamiento normal.

### 1.16.2 Inspección de la hélice

En la inspección de los restos de la aeronave, fueron encontradas dentro dos (2) palas P2: OC014 y P3: OG014 y el núcleo (hub) de la hélice. La pala S/N DG001 no fue encontrada.

Para determinar cualquier posibilidad desprendimiento de la pala en vuelo, fueron enviados a la casa fabricante los restos de la hélice McCauley 3GFR34C703, S/N: 941836 con sus respectivas palas.

Los resultados del informe de inspección<sup>2</sup> que fue supervisado por investigadores de la Autoridad AIG de Colombia fueron:

<sup>1</sup> Informe de inspección 16-154 del 26 de julio de 2018

<sup>2</sup> Informe de inspección MPS-18-004 del 10 enero 2018



**Fotografía No. 5 - Sección del HUB encontrada en los restos de la aeronave**

1. Las palas de la hélice exhibían daño por impacto. No existieron indicaciones de algún tipo de falla o malfuncionamiento previo al impacto contra el terreno.
2. La hélice y sus palas presentaban indicaciones consistentes con una absorción de baja cantidad de energía (Rotación de la hélice con probable bajas RPM del motor) durante la dinámica de colisión.
3. La hélice y sus palas presentaban algunas indicaciones de estar operando a, o cerca de un ángulo de bajas RPM' s (Idle) al momento del impacto. No existieron marcas características o posiciones que indicaran que las palas se encontraban en posición de embanderamiento al momento del impacto. Esto fue consistente con la posición de las palancas de paso de la hélice observadas en cabina.
4. El informe de inspección metalográfica<sup>3</sup>, realizada al núcleo (hub) P/N: D-6382 de la hélice, reveló que las fracturas observadas presentaban signos de fractura dúctil por sobrecarga lo que indica una fractura rápida por el impacto. No existió evidencia de corrosión o fatiga que hubiera contribuido a la falla de la hélice. La microestructura, conductividad, dureza y composición química son consistentes con una aleación de aluminio 2014-T6 y MC-265.

Se comprobó que, a consecuencia del impacto contra el terreno, se produjo la fractura por sobrecarga del núcleo, que provocó el desprendimiento de las palas de la hélice.

### **1.16.3 Inspección del “spinner” de la hélice**

El “spinner” instalado en la aeronave HK3804, aportado por parte del explotador como prueba en la reapertura de la investigación, fue inspeccionado en un laboratorio especializado en ensayos, metalografía y análisis de falla.

<sup>3</sup> Informe de inspección 17-359-135, 11 septiembre 2017

El informe No. LA-0122-20, sobre la inspección, presenta las siguientes conclusiones:



**Fotografía No. 6 – “Spinner” de la hélice**

### **ANÁLISIS DE RESULTADOS**

Para el presente documento se identifican los agujeros del “spinner” como 1, 2 y 3.

El “spinner” del CESSNA CARAVAN presenta:

1. *Deformación plástica severa y rotura de la lámina en múltiples zonas relacionadas con los agujeros (posiciones de las palas). El agujero numero 1 presenta mayor deformación plástica y rotura respecto a los otros dos.*
2. *El conjunto del “spinner” corresponde a 3 diferentes piezas metálicas, unidas por acople mecánico (pernos o tornillos). Las piezas presentan rotura y deformación.*
3. *El “spinner” presenta múltiples marcas internas correspondientes a desgaste y deformaciones plásticas severas. Adyacente a las zonas de rotura, se observan múltiples zonas con deformaciones plásticas puntuales y perforaciones de la lámina metálica.*
4. *Las perforaciones se dan desde la parte interna del “spinner” hacia el exterior. Se observan en la cara interna, desgastes y marcas superficiales (ralladura).*
5. *La morfología de la perforación indica una deformación previa, típica de un material dúctil (baja dureza). La rotura de la lámina (precedida por la deformación plástica), indica que esta zona estuvo sometida probablemente a cargas de impacto de partículas o piezas con mayor dureza y elevada velocidad.*
6. *No se observan partículas metálicas y no metálicas de gran tamaño (mm) en la inspección visual y fractografía del “spinner”.*

7. Se identifican partículas metálicas de Hierro y cobre en las superficies de las zonas de rotura en las perforaciones.
8. Se identifican partículas de silicio, sodio y aluminio, que pueden relacionarse a polvo o tierras que pudieron entrar en contacto con la herramienta posterior a su rotura.
9. Se identifica material adherido a las paredes internas de una de las perforaciones. Este material es Cadmio, el cual es normalmente utilizado como recubrimiento anticorrosivo en componentes aeronáuticos.

### 1.17 Información orgánica y de dirección

La compañía Llanera de Aviación S.A.S es una organización aeronáutica en la modalidad de Transporte Aéreo no Regular, Taxi Aéreo. Sus operaciones se centralizan en el aeródromo de Guaymaral (OACI: SKGY) en Bogotá D.C. Cuenta con un organigrama contemplado en el Manual General de Operaciones (MGO) capítulo 1, políticas y administración de la empresa de revisión 05 agosto 19 de 2016.

En operaciones aéreas que se ejecutan por fuera de la ubicación central, en Bogotá D.C., el control Operacional del despacho de la aeronave es delegado al Piloto al mando de la aeronave. Esto da la responsabilidad al Piloto de obtener y acceder a toda la información relacionada para el despacho, tal como la planificación del vuelo, el manifiesto de Peso y Balance e información meteorológica, entre otros.

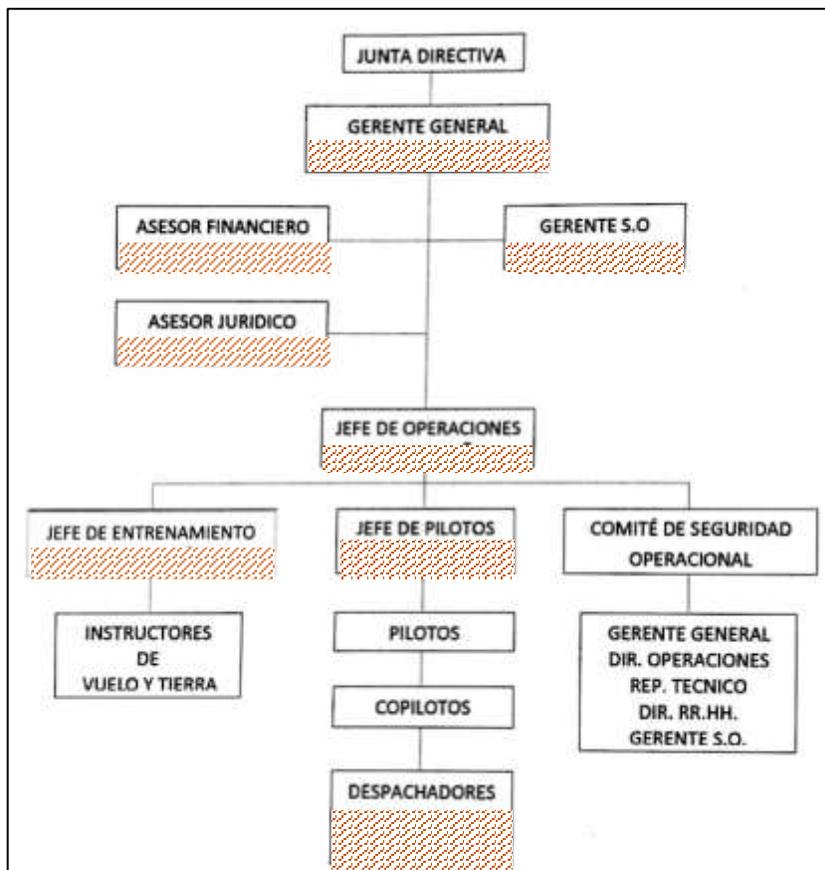


Figura No. 4 - Organigrama compañía explotadora HK3804

### 1.17.1 Manual General de Operaciones (MGO)

En el MGO de la compañía, numerales 2.7 y 2.8, se encuentran las funciones y responsabilidades de la tripulación en cuanto al despacho de las aeronaves, así:

#### 2.7.1. PILOTO AL MANDO.

*... Prepara el plan de vuelo de acuerdo con los reglamentos aeronáuticos y teniendo en cuenta factores tan importantes como: Seguridad de vuelo, de la carga, del avión, de la tripulación, condiciones de salida y destino, etc.*

*Es responsable de la planificación del prevuelo y la operación del vuelo de acuerdo con las regulaciones de la UAEAC y las Especificaciones de Operación.*

*Chequear la distribución y el visto bueno a la carga para que sea puesta y distribuida técnicamente en los compartimientos.*

#### 2.8.1 COPILOTO

*Fuera de la base de operaciones, cuando no se cuente con despachador deberá efectuar el Peso y Balance y presentarlo al piloto para su firma...*

En el capítulo 5, numeral 5.3, se encuentran especificadas las limitaciones de despegue para las aeronaves de la compañía, las cuales son disposiciones normativas especificadas en el Reglamento Aeronáutico Colombiano en el numeral 4.15.2.25, así:

#### 5.3 LIMITACIONES DE DESPEGUE

*...Ninguna aeronave operada por LLANERA DE AVIACIÓN S.A.S, puede bajo ninguna circunstancia despegar con un peso mayor al que esté permitido, de acuerdo a lo establecido en el Manual de Vuelo de esa aeronave y a los factores de corrección que se deben aplicar por la elevación de pista, longitud, condiciones de la pista, zona libre al despegar (clearway), la temperatura ambiente que exista en ese despegue y cualquier corrección aplicable de acuerdo al manual de operación del avión...*

### 1.17.2 Manual General de Despacho

A su vez, el Manual de Despacho de la compañía, contiene las políticas para el despacho de las aeronaves se encuentra:

#### 1.3.2. NORMAS GENERALES SOBRE EL DESPACHO

*Cuando se trate de aeronaves con PBMO inferior a 5700 Kg, el despachador solo será necesario en la base principal de operación. En los demás aeropuertos el despacho de la aeronave será efectuado por uno de los pilotos (RAC 4.19.2.)*

Así mismo, en el capítulo 5 del Manual de Despacho, se encuentra lo relacionado con el seguimiento al vuelo por parte de la compañía durante las operaciones.

#### 5.1. SISTEMA DE SEGUIMIENTO DE VUELOS

*Los pilotos deben mantener contacto frecuente con las unidades de comunicación, tanto de la Aerocivil como con el personal de despacho.*

*Los pilotos están obligados a reportar la salida de cada vuelo y la llegada del mismo, esta información será consignada en el formato de seguimiento al vuelo el cual será responsabilidad del personal de despacho.*

*Las comunicaciones se harán por vía celular enviando mensaje por WhatsApp usando el grupo autorizado por parte de la compañía o llamando directamente al despachador.*

*En caso de no tener cobertura de la red celular se deja el mensaje en la APP WhatsApp con el fin que apenas el teléfono logre alguna señal de red el mensaje se envíe automáticamente al destinatario, el cual será el grupo de reportes de tripulación.*

*El cuerpo del mensaje de reporte de la tripulación contendrá la siguiente información de una forma corta y precisa;*

- a. Identificación*
- b. Posición*
- c. Estimado Próximo*
- d. Cantidad de Combustible*
- e. Número de Pasajeros*
- f. Cantidad de Carga*

*Siendo tan necesaria nuestra red de comunicaciones cabe mencionar la importancia de utilizar un lenguaje profesional y mantener disciplina en nuestras informaciones.*

*En caso de no tener certeza de la ubicación de la aeronave el despachador se pondrá en contacto por vía telefónica con los centros de control de la aeronáutica civil o en su defecto con la torre de control, bien sea del aeropuerto de origen o el aeropuerto de destino.*

## **1.18 Información adicional**

### **1.18.1 Primera Declaración del Piloto**

El Piloto al mando fue entrevistado en las instalaciones de la Autoridad AIG posteriormente a la recuperación de las lesiones graves que sufrió en el accidente. Dentro de su declaración, manifestó que el día 30 de septiembre realizaron un primer vuelo en condiciones normales.

Para la programación del segundo vuelo, relató que el Copiloto elaboró el manifiesto de Peso y Balance y que, posteriormente el Piloto al mando dio aceptación al mismo para el vuelo. Posteriormente abordaron los pasajeros y la carga, y posteriormente realizaron el despegue por la pista 02. De acuerdo con su declaración el despegue se realizó sin flaps y agregó que, durante el ascenso inicial, era intermitente la alarma de pérdida. Así mismo, relató que, al tratar de mantener un régimen para ganar altura, con poca velocidad, no hubo resultados satisfactorios, y al alcanzar la zona montañosa la tripulación decidió realizar un aterrizaje de emergencia en la una vía carretable en donde ocurrió el accidente.

En la inspección del manifiesto de Peso y Balance, no se evidenció el registro y los valores de la carga a bordo para el vuelo entre SKMD y Juradó. Ante este hallazgo, se consultó al tripulante las razones por las cuales no se incluyó el peso y manifestó que, existió un exceso de confianza, al no verificar y darle visto bueno al manifiesto que había elaborado el Copiloto.

### **1.18.2 Segunda Declaración del Piloto**

El Piloto fue entrevistado nuevamente después de la reapertura de la investigación.

En esta oportunidad, manifestó que el día del accidente, fueron efectuados dos (2) vuelos normalmente. Para el tercer (3) vuelo, de Medellín a Juradó, abordaron los pasajeros y la

carga. Informó que los valores de peso y balance se encontraban dentro de los límites y que siempre tenía en cuenta la verificación de estos parámetros para las operaciones.

Indicó que el peso y balance había sido realizado por el Copiloto (quien pereció en el accidente), y que no podía determinar la razón por la cual dicho documento fue anulado, y que no recordaba nada sobre el particular.

Posteriormente, se inició la operación y procedieron a despegar por la pista 02.

Relató que los procedimientos de despegue y listas de chequeo fueron realizados de acuerdo con lo establecido, que configuró la aeronave con 2 puntos de flaps, y que la rotación de la aeronave se efectuó a los 78 – 80 nudos.

Adicionó que era costumbre suya solicitar siempre al ATC de Medellín el viraje por la derecha para ganar altitud, y que la aeronave en ese viraje mantuvo un régimen normal de ascenso, tal como lo había hecho anteriormente. De haber existido una emergencia en este punto, el buscaría el río, un campo a la vista o el retorno a la pista para sortear cualquier emergencia.

Mencionó que, al realizar el viraje por la derecha y cruzar la estación de SKMD, al dirigirse hacia el W, surgió algún problema que no pudo identificar y que no recuerda específicamente en qué consistió, pero que algo tuvo que haber ocurrido en esta fase de vuelo. Indicó que ante esa situación, decidió efectuar un aterrizaje de emergencia sobre una vía que tenía a la vista.

El Piloto no recuerda las características específicas del problema en vuelo, que quizá existió vibración; pero si manifestó que enfocó su atención en el control de la aeronave y en la configuración para el aterrizaje forzoso.

El Piloto manifestó que no se habían presentado fallas previas en la operación de la aeronave y considera que, a la luz de la inexistencia de una pala de la hélice, que es posible que ésta se haya desprendido en vuelo.

En la anterior declaración, la cual se tuvo en cuenta para la primera investigación, el Piloto aseveró que el despegue se había realizado sin flaps y que durante el ascenso inicial era intermitente la alarma de pérdida.

El Piloto relató que posteriormente al accidente, sufrió afectaciones neurológicas comprobadas que limitaron las respuestas dadas a los investigadores y que probablemente había confundido ciertos conceptos operacionales del accidente. Confirmó que el despegue fue realizado con flaps desplegados y que la alarma de pérdida suele sonar en este tipo de aeronaves en las fases de despegue y aterrizaje; que, sin embargo, consideraba que tal alarma no constituyó ningún peligro para la operación.

### **1.18.3 Vuelos efectuados el 26 de septiembre, Bahía Solano (BSC) – Quibdó (UIB)**

El 26 de septiembre de 2016, la aeronave HK3804 realizó ocho (8) vuelos desde el aeródromo de Bahía Solano (IATA: BSC) – Chocó, hacia el aeródromo El Caraño (OACI: SKUI, IATA: UIB) que sirve a la ciudad de Quibdó, Chocó, de acuerdo a registros del libro de vuelo<sup>4</sup>.

---

<sup>4</sup> Libro de vuelo HK3804, hojas 0870 y 0871

En los restos del accidente, fue encontrado el manifiesto de Peso y Balance No. 2117, correspondiente al quinto (5) trayecto de los vuelos efectuados por la aeronave, el 26 de septiembre de 2016 en la ruta BSC – UIB, con una hora de despegue a las 13:45 HL y hora de llegada a las 14:20 HL.

En dicho manifiesto de Peso y Balance la información contenida correspondía a:

<i>Ítem</i>	<i>Peso (lb)</i>	<i>Observaciones</i>
<b>Peso básico vacío</b>	<b>5,254</b>	<i>Según manifiesto de Peso y Balance No. 2117</i>
<b>Peso tripulación (2 total)</b>	<b>340</b>	<i>Asumido a 170 lb cada uno según manifiesto No. 2117</i>
<b>Peso pasajeros (9 total)</b>	<b>1,440</b>	<i>Peso asumido a 160 lb por cada pasajero según manifiesto No. 2117</i>
<b>Peso Carga</b>	<b>0</b>	<i>Ningún valor registrado en el Manifiesto</i>
<b>Peso cero combustible</b>	<b>7,034</b>	<i>Sumatoria según manifiesto No 2117</i>
<b>Combustible a bordo</b>	<b>750</b>	<i>111 Galones (6,75lb por galón JET A1) Cálculo según manifiesto No. 2117 y libro de vuelo HK3804</i>
<b>Peso en rampa</b>	<b>7,784</b>	<i>Sumatoria según manifiesto No. 2117</i>
<b>Combustible encendido y rodaje</b>	<b>- 35</b>	<i>Según manifiesto de Peso y Balance No. 2137</i>
<b>Peso al despegue</b>	<b>7,749</b>	<i>Según manifiesto de Peso y Balance No. 2137</i>

**Tabla No. 2 - Peso y Balance de un vuelo anterior, similar al accidentado, del avión HK3804**

Aparentemente en este vuelo anterior, la aeronave operó dentro de sus límites; sin embargo, no se registró el valor del peso de la carga. Se desconocieron las razones para omitir este dato básico, necesario, y que es exigido por la normas aeronáuticas y por los estándares de la empresa.

De otra parte, el valor del Peso Básico Vacío registrado fue 5,254 lb, diferente (e inferior) al peso del último pesaje certificado, que era de 5,411lb.

### **1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación**

Para el desarrollo de la investigación, fueron empleadas las técnicas contenidas en el Documento 9756 de la OACI, así como las evidencias físicas y testimoniales recopiladas durante las labores de campo.

## 2. ANÁLISIS

### 2.1 Resultados de la primera investigación

El Informe final de investigación fue presentado ante el Consejo de Seguridad No. 3 del año 2018 y en el mismo, se determinaron como causas probables:

- Ejecución de un despegue con un peso superior en un 17%, aproximadamente, por encima del peso bruto máximo de operación (PBMO) establecido para la aeronave C208B.
- Limitada tasa de ascenso con signos de pérdida de sustentación ante la baja performance dada por el sobrepeso durante la fase de ascenso inicial.
- Aterrizaje forzoso en terreno montañoso ante la pérdida de sustentación ocasionada por sobrepeso durante el ascenso inicial.
- Ausencia en la identificación de los riesgos asociados a una operación con sobrepeso de la aeronave.

### 2.2 Peso y balance

Tal como se describió anteriormente, dentro de los restos de la aeronave fue encontrado el Manifiesto de Peso y Balance para el vuelo accidentado, con firmas de la tripulación y con una anotación de “Anulado”.

Se desconocen los motivos y el momento de dicha anulación, y la persona que la hizo. No obstante, y ante la falta de otra información pertinente, la investigación considera que ese Manifiesto arroja información útil sobre los cálculos que debió efectuar la tripulación para el despegue y, en consecuencia constituye una evidencia útil para efectuar un estimado del peso, balance y rendimiento de la aeronave.

En primer lugar, de acuerdo con el aprovisionamiento de combustible de la semana previa al accidente y al cálculo de los consumos en los vuelos efectuados en ese mismo lapso, muy probablemente el peso real del combustible a bordo el día del accidente era de **1,613.8 lb**, y no **1,900 lb**; este peso había sido registrado por la tripulación en el Manifiesto de Peso y Balance, y fue tomado como válido en el primer informe de investigación.

De otra parte, la tripulación no registró el peso de la carga en dicho Manifiesto; evidentemente esta omisión era recurrente, pues, por ejemplo, tampoco se había registrado el peso de la carga en el Manifiesto del vuelo efectuado el 26 de septiembre, cuatro (4) días antes del accidente.

Ante la falta de la información del peso de la carga, la primera investigación tomó para el cálculo de dicho peso el dato de 650 kg / **1.433 lb**, suministrado por un organismo de rescate; no obstante, este valor fue estimado y no había sido determinado mediante un sistema o instrumento de medición; por lo tanto, ese valor no se considera para para el nuevo cálculo del peso de la carga, y la presente investigación toma ahora un valor estimado de **148,6 lb**, correspondiente al peso disponible para carga una vez que se contabilizan los otros factores que componen el peso de la aeronave. Estos cálculos se presentan en la Tabla No. 3.

	<i>Investigación inicial (lb)</i>	<i>OBS.</i>	<i>Reapertura Investigación (lb)</i>	<i>OBS.</i>
<b>Peso básico vacío</b>	<b>5,411</b>	<i>Según certificado de peso y balance DMA 2014 013</i>	<b>5,411</b>	<i>Según certificado de peso y balance DMA 2014 013</i>
<b>Peso tripulación (2 total)</b>	<b>319.6</b>	<i>Peso real según Certificado médico Pil: 176.37 lb Cop: 143.4 lb</i>	<b>319.6</b>	<i>Peso real según Certificado médico Pil: 176.37 lb Cop: 143.4 lb</i>
<b>Peso pasajeros (8 total y un neonato)</b>	<b>1,292</b>	<i>Peso asumido 160 lb por cada pasajero (neonato aprox. 12lb)</i>	<b>1,292</b>	<i>Peso asumido a 160lb por cada pasajero (neonato aprox. 12 lb)</i>
<b>Peso de la Carga</b>	<b>1,433</b>	<i>Peso según información BRAC de 650 kg</i>	<b>148.6</b>	<i>Peso disponible para carga</i>
<b>Peso cero combustible</b>	<b>8,455.6</b>		<b>7,171.2</b>	
<b>Combustible a bordo</b>	<b>1,900</b>	<i>Recibos de tanqueo y peso y balance</i>	<b>1,613.8</b>	<i>Recálculo según operaciones anteriores por el error de registro en Nuquí</i>
<b>Peso en rampa</b>	<b>10,355.6</b>	<i>El peso bruto máximo en rampa es 8785 lb</i>	<b>8,785</b>	<i>Asumiendo valor máximo</i>
<b>Combustible encendido y rodaje</b>	<b>- 35</b>		<b>- 35</b>	
<b>Peso al despegue</b>	<b>10,320.6</b>	<i>El peso máximo al despegue MTOW es 8750</i>	<b>8,750</b>	<i>Asumiendo valor máximo</i>

**Tabla No. 3: Comparación del cálculo del peso de despegue del avión HK3804**

Según este cálculo, el avión se encontraba en el límite de operación permitido. No obstante, el mismo se basa en valores estimados, ante la incertidumbre de la carga a bordo.

De acuerdo con el Manual de Despacho, la compañía disponía de un procedimiento de seguimiento al vuelo en el que la tripulación reportaría entre otras, el número de pasajeros y la cantidad de carga. La tripulación no efectuó dicho reporte, ni tampoco le fue exigido por la empresa. Esta situación mostró una falencia por parte de la tripulación y de la organización, en cuanto a la ejecución y la supervisión de las operaciones; dicho reporte pudo haberse constituido en un mecanismo de defensa para que no evolucionara el error.

Era obligatorio que el valor del peso de la carga se conociera y se tuviera en cuenta para la operación, más aún cuando esta se desarrollaba desde un aeródromo ubicado a 4.921 pies, con una temperatura ambiente relativamente alta (27°C) y en un entorno operacional montañoso; el cálculo del peso de la carga y su reporte al control de vuelos debieron efectuarse con total rigurosidad.

De otra parte, el valor estandarizado del Peso Básico Vacío de la aeronave, en el formato de manifiesto de Peso y Balance, debía encontrarse actualizada de acuerdo al valor real

obtenido de la última certificación de Peso y Balance. Este valor certificado era de **5,411 lb**; mientras que la empresa y la tripulación estaban empleando un dato de **5,254 lb**, inferior en **157 lb**. Esta diferencia introducía un error al cálculo del peso y balance, que podía generar un sobrepeso en la operación.

Las situaciones analizadas, a saber:

- Imprecisión de la cantidad / peso del combustible a bordo, originada en un aprovisionamiento inexistente en Nuquí.
- Omisión reiterativa del registro del peso de la carga a bordo.
- Utilización de un dato desactualizado del Peso Básico Vacío de la aeronave,

exponen una desviación de los estándares de operación y, aunque aparentemente puedan parecer valores pequeños, en suma constituían un riesgo latente, más aún cuando la aeronave era operada desde Medellín, en su máxima capacidad, o muy cercana a ella, en condiciones exigentes (altitud, temperatura, entorno geográfico).

### 2.3 Procedimientos operacionales

La tripulación estaba apta, técnica y psicofísicamente, para la operación de vuelo. Contaba con sus licencias y con experiencia en el equipo accidentado; sus certificados de chequeo y proeficiencia en vuelo se encontraron vigentes. No se encontraron deficiencias en sus calificaciones operacionales que fueran factor causal en el accidente.

En el planeamiento del vuelo la tripulación distribuyó sus funciones de acuerdo con lo establecido en los estándares del operador, Manual de Despacho, de tal manera que el Piloto se encargó del despacho, y el Copiloto elaboró el Manifiesto de Peso y Balance.

No obstante, por razones desconocidas, en el Manifiesto de Peso y Balance el Copiloto no registró el crítico, obligatorio y necesario valor del peso de la carga a bordo. Esta omisión debió ser notada y corregida por el Piloto al mando. Se presentó aquí una clara debilidad propia del factor humano, relacionada quizá con el exceso de confianza, ante una tarea realizada por el Copiloto la cual se asumía era correcta, al ser propia de una operación rutinaria.

En este exceso de confianza se nota una clara desviación normalizada de las operaciones, ya que, además, se evidenció que en un vuelo realizado días antes, tampoco se había registrado el valor del peso de la carga en el Manifiesto. Esta omisión, recurrente, debió identificarse por parte de la organización, para establecer oportunos controles y supervisión al despacho, especialmente de aeronaves destacadas por fuera de la base principal.

La carencia de la información del valor del peso de la carga deja abierta la posibilidad de que la aeronave se encontrara por fuera del límite de peso para la operación.

De acuerdo con el Manual de Vuelo de la aeronave, el despegue de Medellín debía efectuarse con 20° de flaps (OAT > 10°C). Al respecto el Piloto dio dos versiones diferentes, en distintas entrevistas; en la primera manifestó haber despegado con flaps arriba; en la segunda informó que había utilizado 20° de flaps. Si, en efecto el despegue se hizo sin flaps, la suficiente longitud de pista disponible en el aeródromo permitiría el despegue, pero la carencia de flaps pudo afectar el rendimiento de la aeronave en el ascenso inicial, teniendo

en cuenta, además, que debía efectuar varios virajes para poner el rumbo de la ruta al destino.

En su primera declaración el Piloto manifestó que, una vez en vuelo, la alarma de pérdida se activaba intermitente. En la segunda declaración no hace alusión alguna a esa alarma, pero menciona una posible vibración. En esta oportunidad agrega, que la parte inicial del ascenso fue normal y que de haberse presentado una emergencia hubiera buscado el río, un campo, o hubiera retornado a la pista.

El Piloto coincide, en sus dos declaraciones, en el hecho de que se presentó algo anormal con la aeronave durante el ascenso inicial, una vez que cruzó sobre el aeródromo hacia San Antonio. En la primera oportunidad afirma que la aeronave no ganaba suficiente altura. En la segunda declaración no identifica el problema.

Coincide él en afirmar que su decisión fue efectuar un aterrizaje de emergencia en una vía seleccionada. Durante esta maniobra aparentemente se cumplieron los procedimientos operacionales en cabina, incluyendo la extensión de los flaps y la reducción de potencia.

## 2.4 Rendimiento de la aeronave

Los procedimientos normales del avión consideran que siempre que la OAT sea superior a 10°C, el despegue debe efectuarse con 20° de flaps.

El despegue con 0° de flaps solo se permite si la temperatura ambiente esta entre -20°C y 10°C, condición inusual en Colombia, y particularmente en el aeródromo de Medellín.

Aun cuando el Piloto en su primera declaración manifestó haber realizado el despegue sin flaps, en la segunda declaración afirmó haber realizado el despegue con 20° de flaps; estas declaraciones contradictorias dejan incertidumbre a la investigación, ya que la selección de los flaps es un factor importante, en este caso, para la determinación del rendimiento y comportamiento aerodinámico de la aeronave en el ascenso inicial, teniendo en cuenta las siguientes circunstancias:

- El alto peso de despegue de la aeronave.
- La elevación del aeródromo.
- La relativamente elevada temperatura ambiente.
- La presencia de viento de cola.
- Los obstáculos por franquear en el ascenso inicial hacia la ruta.
- La necesidad de efectuar varios virajes después del despegue, maniobras que hacen variar los valores de la sustentación.
- Otros posibles factores, desconocidos, como por ejemplo la ubicación (balance) de la carga, o un exceso de peso.

Para evaluar el rendimiento de la aeronave, con la incertidumbre del peso real de despegue de la aeronave y considerando el cálculo estimado de peso y balance presentado en el numeral 2.2, se contemplaron las siguientes condiciones:

- Peso estimado de despegue: 8.750 lb
- Elevación del aeródromo SKMD: 4.921 ft ASL
- Temperatura ambiente: 27°C
- Ajuste altimétrico: 30.09 inHg
- Altitud estimada que alcanzó la aeronave: 8.000 ft ASL
- Diferencia de altitud: 3.079 pies
- Gradiente térmico: 1.98°C / 1.000 pies,
- Disminución temperatura @ 8,000 pies: 5.94°C
- Temperatura @ 8,000 pies: 21.06°C (aprox. 20°C para cálculos)

Con estos valores, en las tablas de rendimiento, Figuras 5-11 y 5-13 (flaps 20° y sin flaps), del POH de la aeronave, se obtiene:

- Gradiente de ascenso con 20° flaps: 390 pies por minuto.
- Gradiente de ascenso sin flaps: 330 pies por minuto.

WEIGHT LBS	PRESS ALT FT	CLIMB SPEED KIAS	CLIMB GRADIENT - FT/NM			
			-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	SL	68	695	655	620	475
	2000	69	655	615	580	390
	4000	69	615	580	500	305
	6000	70	580	545	410	230
	8000	70	540	475	330	165
	10000	71	505	390	250	---
	12000	72	420	305	180	---
8300	SL	66	770	725	690	535
	2000	66	730	685	650	445
	4000	67	690	650	565	360
	6000	68	645	610	470	280
	8000	68	605	540	380	210
	10000	69	570	445	300	---
	12000	69	475	355	225	---
7800	SL	61	860	815	775	615
	2000	62	820	775	735	515
	4000	62	775	730	640	425
	6000	62	730	690	540	340
	8000	63	690	615	445	265
	10000	63	645	515	360	---
	12000	63	550	420	280	---
7300	SL	59	970	920	875	700
	2000	59	920	875	830	595
	4000	59	875	830	730	500
	6000	59	830	780	620	405
	8000	59	780	700	520	330
	10000	59	735	595	430	---
	12000	59	630	490	340	---

Figure 5-13. Takeoff Climb Gradient - Flaps Up

Tabla No. 4 – Gradiente de ascenso al despegue Cessna 208

WEIGHT LBS	PRESS ALT FT	CLIMB SPEED KIAS	CLIMB GRADIENT - FT/NM			
			-20°C	0°C	20°C	40°C
8750	SL	70	670	630	595	560
	2000	71	630	590	555	500
	4000	71	590	555	520	430
	6000	71	555	515	480	355
	8000	72	515	475	390	270
	10000	72	475	420	310	---
	12000	72	430	330	225	---
8300	SL	68	745	705	665	630
	2000	69	705	660	625	565
	4000	69	665	620	585	490
	6000	69	620	580	545	410
	8000	69	580	540	450	325
	10000	69	540	475	360	---
	12000	69	490	385	275	---
7800	SL	65	840	795	755	715
	2000	65	795	750	710	645
	4000	66	750	705	665	565
	6000	66	705	665	625	480
	8000	66	660	620	525	390
	10000	67	620	550	430	---
	12000	67	565	450	335	---
7300	SL	62	950	900	855	810
	2000	62	900	855	805	735
	4000	63	855	805	760	650
	6000	63	805	755	715	560
	8000	63	755	710	605	460
	10000	64	710	635	505	---
	12000	64	650	530	405	---

Figure 5-11. Climb Gradient - Takeoff Flap Setting

Tabla No. 5 – Gradiente de ascenso al despegue Cessna 208

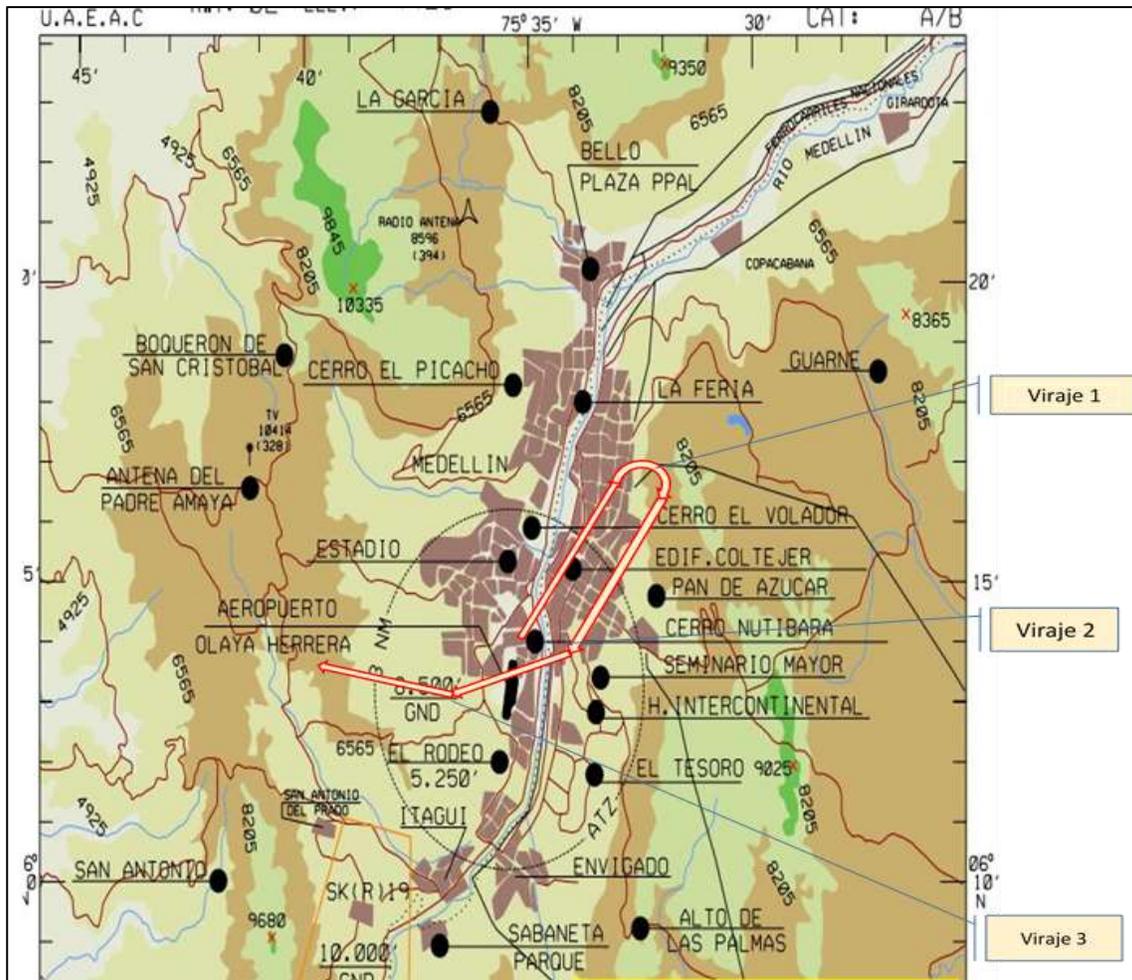
Esta determinación demuestra que probablemente la aeronave cumplía con el rendimiento necesario para ascender a la altura de crucero; sin embargo, estaba ascendiendo con los valores casi extremos de la tabla, de manera que la menor desviación de alguno de los factores podía comprometer su rendimiento y su comportamiento aerodinámico.

Después de efectuar el despegue, las condiciones de rendimiento para el aeródromo SKMD se analizan basados en el procedimiento visual correspondiente para la salida por el W de la estación.

## 2.5 Análisis del recorrido del avión

El procedimiento visual del aeródromo de Medellín, para salir hacia el W de la estación desde la pista 02, consiste en un ascender con rumbo 20° y desplazarse al Echo cuando hay tráfico convergente; a una altura de 500 pies virar hacia el Sierra, sobrevolar el Aeródromo y virar hacia San Antonio de Prado.

Aparentemente, la aeronave cumplió este procedimiento, franqueando los obstáculos con seguridad. La tripulación no hizo llamado alguno sobre situaciones anormales. El ATC tampoco notó anomalía alguna en el sobrevuelo de la aeronave.



**Figura No. 5 - Carta aeronáutica salida visual del aeropuerto Olaya Herrera y recorrido del avión**

El viraje No. 1, hacia rumbo Sur, es continuo y de 180°; de haber existido una situación crítica esta hubiera sido una oportunidad para manifestarla y probablemente proceder de regreso al aeródromo.

Este viraje era propicio para la ocurrencia de una pérdida, en vista de las condiciones de vuelo ya analizadas. Sin embargo, por una parte, la tripulación no reportó ninguna condición anormal al ATC; pero de otra parte, es probable que la alarma de pérdida intermitente informada por el Piloto en su primera declaración se hubiera presentado a partir de este punto, como resultado del detrimento del rendimiento de la aeronave por estar volando ya a ya altitud mayor (6.000 a 8.000 pies, aproximadamente).

El vuelo siguió el curso previsto hacia San Antonio del Prado, sin que el Piloto declarara ninguna anomalía al ATC, ni optar por volver al aeródromo que estaba muy cerca, en

caso que tuviera alguna novedad. Esta indecisión se debió, probablemente, a una subestimación del problema presentado, o a que este no se había presentado aún.

El avión debió volar a una altitud superior a 7.600 pies, para superar un cerro ubicado antes del sitio del accidente, es decir, que probablemente ascendió a 8.000 pies, aproximadamente

Se desconoce si el ascenso hasta este punto lo efectuó con flaps arriba o con alguna selección de ellos.

De otra parte, la aeronave voló un total de seis (6) minutos desde el despegue (11:58 HL) hasta la hora del accidente (12:04 HL). Si el avión ascendió aproximadamente 3.000 ft, desde 4.921 ft (altitud del aeródromo) hasta aproximadamente a 8.000 ft el resultado sería una tasa de ascenso de aproximadamente 500 ft/min.

Esto indica que, contrariamente a la posibilidad de una pérdida, la aeronave tuvo un ascenso positivo y que era claro para la tripulación que el rendimiento de la aeronave era adecuado y que podrían continuar con el vuelo.

## **2.6 Planteamiento de hipótesis**

Para estudiar detalladamente las evidencias revaluadas teniendo en cuenta la primera investigación, y los hallazgos generados en la reapertura de la investigación, se plantean tres (3) hipótesis para determinar la causa probable del accidente:

### **2.6.1 Falla de planta motriz o sistema de la aeronave**

Una posible falla de la planta motriz o de sus sistemas fue contemplada en la investigación. El motor de la aeronave fue inspeccionado en la casa fabricante bajo la supervisión de la Autoridad AIG de Colombia. Se verificó, que el motor se encontraba funcionando y sin evidencias de malfuncionamiento, en el momento del accidente.

De acuerdo con concepto técnico de Pratt & Whitney, las características que se observaron en la inspección del motor revelaron que el acoplamiento de la primera etapa del motor se encontraba fracturado, típico de una parada súbita de la hélice durante el impacto. El resto de la caja de engranajes de reducción (Reduction Gear Box) se encontró en buen estado con todos los piñones planetarios girando.

El concepto sostiene que en un motor que ha operado sin una pala de la hélice, la caja de engranajes de reducción se destruye, situación que no ocurrió en este accidente.

Se contemplaron dos ocurrencias de motores PW100 en los cuales se presentaron operaciones de motor con desprendimiento de palas de hélice y ambos resultaron con daños severos en la caja de engranajes de reducción (RGB).

De existir un desprendimiento de pala en este caso, se hubieran observado indicios de fractura y separación del RGB entre la 1a y la 2a etapa, y daños en los cojinetes. En la inspección realizada, los componentes dinámicos giraban libremente.

Por último, de existir una condición de malfuncionamiento, muy probablemente esta condición hubiera sido notificada por la tripulación y serían evidentes en la inspección. El motor se encontró con signos de rotación coincidentes con la potencia reducida que manifestó el Piloto que aplicó para el el aterrizaje forzoso.

De otra parte, no se observaron malos funcionamientos en otros sistemas de la aeronave que pudieran haber conducido al accidente.

### 2.6.2 Pérdida de rendimiento y/o pérdida de sustentación de la aeronave

Esta hipótesis, que es ampliamente explicada en la primera investigación, se fundamenta en los siguientes hechos:

- La falta de cumplimiento de los estándares e imprecisiones en el cálculo y diligenciamiento del Manifiesto de Peso y Balance del vuelo, a saber:
  - Imprecisión de la cantidad de combustible a bordo.
  - Dato equivocado del Peso Básico Vacío de la aeronave.
  - Omisión de valor del peso de la carga abordada.
- Por estas razones no se pudo determinar el peso real de despegue, impidiendo así la determinación del rendimiento de la aeronave, así como confirmar o descartar un posible exceso de peso.
- En caso de que se hubiese operado con sobrepeso, este pudo afectar el rendimiento de la aeronave que operaba además, en unas condiciones que la limitaban, como son eran la altitud del aeródromo, la temperatura ambiente, el entorno geográfico montañoso y la necesidad de ejecutar varios virajes en el ascenso inicial.
- Estas condiciones eran propicias para un rendimiento insuficiente del avión que, de haberse presentado, pudieron además inducir a la tripulación, a forzar el ascenso para salvar los obstáculos geográficos.
- No se conoce con cuál configuración de flaps despegó y ascendió la aeronave, ni en qué momento se subieron los flaps en caso que se hubieran utilizado.
- El Piloto, en su primera declaración, manifestó que la alarma de pérdida se había activado varias veces durante el ascenso inicial.

No obstante, esta hipótesis, no pudo ser verificada ni descartada, por los siguientes motivos:

- No hay precisión sobre el peso de la carga a bordo, y, por ende, tampoco sobre el peso de despegue.
- No hay claridad sobre la configuración de despegue, en lo relacionado con los flaps, pues el Piloto da versiones contrarias en dos declaraciones diferentes.
- No hubo un llamado por parte de la tripulación que indicara la dificultad para ascender, o sobre otro problema, o falla.
- Aparentemente, según los cálculos de ascenso, el avión voló y mantuvo en buen régimen después del despegue.
- De haber existido un sobrepeso, probablemente el rendimiento no hubiese sido el mismo, ni la aeronave hubiese llegado al punto del accidente.
- De haberse presentado alguna anomalía en el vuelo, el Piloto tuvo siempre cerca el aeropuerto SKMD para proceder a él si hubiese sido necesario.

### 2.6.3 Malfuncionamiento de la hélice

Esta hipótesis que es analizada con motivo de la reapertura y de la inspección efectuada al “spinner” de la hélice, también arroja evidencias contradictorias, a saber:

- Una de las tres palas no fue encontrada en el sitio del accidente.
- En la inspección del “spinner”, se encontraron evidencias de pérdida de material en una sección, y de perforaciones de adentro hacia afuera de algunos componentes, con presencia de material aeronáutico, que podrían evidenciar un probable desprendimiento de algún componente de la hélice.
- Separación de algún perno durante la operación de la hélice en vuelo, provocando una operación con mínimo desbalance dinámico en este componente, que hubiera afectado el rendimiento de la aeronave.

De otra parte, la falla de una pala se podría descartar por lo siguiente:

- De acuerdo con los registros de mantenimiento, fueron cumplidos los Boletines y Directivas de Aeronavegabilidad aplicables a la hélice para prevenir su separación en vuelo.
- El examen efectuado a las dos palas encontradas y al “hub” de la hélice en la casa fabricante no encontró evidencia de corrosión o fatiga que hubiera contribuido a la falla de la hélice; y determinó que los daños encontrados eran resultado del impacto.
- La falla de una hélice suele ser un evento catastrófico: no se traduce simplemente en una pérdida de empuje, como en una falla del motor. Si incluso una pequeña porción de una pala se pierde, el desequilibrio resultante puede arrancar el motor de la aeronave, haciendo que el avión sea incontrolable. (*Hartzell Propeller Design, Safety, and Maintenance*).
- De acuerdo con las evidencias, esta situación no se presentó en el evento, ya que, aparte de la pala que no se encontró, el motor y las otras partes de la aeronave se encontraron en la escena del accidente, sin señales de desintegración en vuelo.
- Cuando se pierde una pala, el desequilibrio resultante puede arrancar todo el motor de la aeronave, poniendo el centro de gravedad mucho más allá de los límites y haciendo incontrolable a la aeronave. (*Safety Advisor, AOPA*).
- La investigación tampoco encontró evidencias de pérdida de control en vuelo.

El hecho de no encontrar una de las palas en el sitio del accidente podría asociarse con un malfuncionamiento de la hélice y el desprendimiento de la pala. El desbalance dinámico resultante generaría una vibración que incrementaría su frecuencia en el tiempo, y a su vez, provocaría daños catastróficos en el motor y en la estructura de la aeronave, dependiendo el régimen de potencia.

Sin embargo, los resultados de funcionamiento del motor de acuerdo a la inspección realizada al motor no revelaron una operación de excesiva vibración.

Otra condición previsible contemplada, es el probable malfuncionamiento del núcleo de la hélice originada por una falla súbita catastrófica o fisura en vuelo.

La fisura del núcleo de la hélice es una condición probable que ocasionaría una vibración de menor frecuencia en la aeronave y pérdida de rendimiento. Los orígenes de la fisura en el núcleo tendrían como causal principalmente la fatiga del material. De haber existido esta condición, el rendimiento de la aeronave debió haberse afectado progresivamente durante la operación anterior, sin embargo, la aeronave operó con normalidad durante los últimos vuelos.

#### **2.6.4 Resumen de las hipótesis**

Al revisar las posibilidades, la investigación no tiene evidencias suficientes para confirmar o descartar alguna de las siguientes hipótesis:

- Probable pérdida de capacidad de ascenso de la aeronave debido a una posible configuración inadecuada, o una posible técnica de vuelo inadecuada, o probables errores en el peso y balance, o una combinación de estos factores que limitaron la capacidad de ascenso de la aeronave.
- Probable malfuncionamiento del sistema de la hélice como resultado de un desbalance entre el núcleo y las palas, de origen indeterminado, que pudo ocasionar una pérdida de potencia.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

### 3. CONCLUSIÓN

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

#### 3.1 Conclusiones

La tripulación disponía de sus licencias técnicas, certificados médicos y habilitaciones vigentes para la realización del vuelo.

La aeronave se encontraba aeronavegable, con su programa de mantenimiento al día, y con sus sistemas, componentes e instrumentos operando satisfactoriamente.

La aeronave y sus sistemas se encontraban funcionando adecuadamente y no fueron factores causales en la ocurrencia del accidente.

El último pesaje certificado para la aeronave registró un Peso Básico Vacío de 5,411 lb y un C.G. longitudinal de 192.2 pulgadas.

Los cálculos realizados para el Peso y Balance durante la operación contemplaban erróneamente un peso básico vacío de 5,254 lb, es decir, 157 lb, por debajo del peso real del avión.

El abastecimiento de combustible de la aeronave presentaba inconsistencias desde el 23 de septiembre de 2016, siete (7) días antes del accidente, cuando se registró en el libro de vuelo una adición de combustible supuestamente abastecido en un aeródromo sin servicio de aprovisionamiento (Nuquí).

Esta inconsistencia resultó en un peso real de la aeronave inferior (favorable para su rendimiento), pero denota deficiencias en la administración del combustible por parte del operador y de las tripulaciones.

El 26 de septiembre de 2016, cuatro (4) días antes del accidente se realizó un vuelo entre Bahía Solano y Quibdó, para el cual la tripulación no registró valor alguno para la carga a bordo en el Manifiesto de Peso y Balance.

En el cálculo de Peso y Balance para el vuelo Medellín – Juradó, la tripulación no tuvo en cuenta, ni registró el valor correspondiente al peso de la carga, ni los Momentos de diferentes pesos ubicados a bordo.

Se desconoce el valor del peso de la carga abordada en la aeronave HK3804 el 30 de septiembre de 2016, para su vuelo entre Medellín y Juradó.

En el cálculo de Peso y Balance, la tripulación contempló un peso básico vacío de la aeronave de 5,254 lb, es decir, 157 lb. por debajo del peso real del avión, que era de 5,411 lb, según el último pesaje certificado de la aeronave.

El Manifiesto de Peso y Balance fue efectuado por el Copiloto y no fue debidamente revisado ni corregido por el Piloto al mando.

La tripulación omitió la norma interna de la empresa en el sentido de reportar el número de pasajeros y la cantidad de carga a la base principal, lo cual impidió, quizá, que se corrigieran los errores de Peso y Balance para el vuelo.

La empresa no exigió a la tripulación el reporte del número de pasajeros y la cantidad de carga a bordo para el vuelo, lo que impidió una posible corrección de los datos de Peso y Balance.

La altitud del aeródromo (4.921 ft), la temperatura ambiente (27°C), el viento de cola (10 kt de 200°), el peso de despegue de la aeronave y las exigencias del ascenso inicial, requerían un estricto planeamiento y cálculo del despegue y del ascenso por parte de la tripulación, el cual no se ejecutó en su totalidad.

Se estima que la aeronave despegó con un peso cercano al Peso Bruto Máximo de Despegue, 8.750 lb.

No se pudo precisar con qué selección de flaps despegó la aeronave.

El avión despegó aparentemente de manera normal.

En las condiciones descritas, se estima que el avión pudo haber mantenido una tasa de ascenso de entre 330 y 390 pies por minuto, dependiendo de la selección de flaps que se haya utilizado.

Dentro de las comunicaciones efectuadas por la tripulación y el ATC, no existieron llamados de emergencia o reporte de malfuncionamiento de la aeronave durante el ascenso inicial.

La aeronave experimentó alguna dificultad que le hizo perder su capacidad de ascenso.

Ante la incapacidad de la aeronave para ascender, el Piloto decidió efectuar un aterrizaje de emergencia, para lo cual escogió una vía terrestre.

El Piloto configuró la aeronave con full flaps (30<sup>a</sup>), baja velocidad y baja potencia para el aterrizaje de emergencia.

La aeronave se accidentó en un terreno montañoso, en la Vereda El Barcino, Municipio de San Antonio de Prado, Antioquia en coordenadas N06°12'52.09" - W75°39'18.28" con un rumbo final de 088°, a una elevación de 7,200 pies y a 3,93 NM al occidente (W) del aeródromo SKMD.

Como consecuencia del impacto contra el terreno cuatro (4) ocupantes resultaron lesionados mortalmente y siete (7) presentaron lesiones graves.

La aeronave presentó daños importantes en toda su estructura quedando destruida.

El accidente ocurrió con luz de día y condiciones meteorológicas VMC.

Aunque entre los restos de la aeronave se encontró carga a bordo, esta no fue pesada técnicamente, por lo cual no se pudo tomar un valor válido para los cálculos post accidente.

Dentro del inventario de los restos de la aeronave, no fue encontrada una de las palas de la hélice (S/N: DG001). A pesar de las indagaciones en el área, no fue posible encontrar esta pala.

Se verificó, mediante inspecciones postaccidente, que el motor y la hélice instalados los componentes se encontraban funcionando y sin evidencias de malfuncionamiento, en el momento del accidente.

El “spinner” instalado en la aeronave HK3804, aportado como prueba en la reapertura por parte del explotador a la investigación, fue inspeccionado en un laboratorio especializado en ensayos, metalografía y análisis de falla y presentó signos de perforaciones desde la parte interna del “spinner” hacia el exterior, relacionada, probablemente, con la tuerca del perno que asegura el HUB.

Al revisar las posibilidades, la investigación no tiene evidencias suficientes para confirmar o descartar alguna de las hipótesis analizadas y que pudieron afectar la capacidad de ascenso de la aeronave, obligando a la realización de un aterrizaje de emergencia.

### 3.2 Causa probable

Indeterminada

#### Taxonomía OACI

UNK: Indeterminada

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

## **4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL**

### **A LA COMPAÑÍA LLANERA DE AVIACIÓN S.A**

#### **REC. 01-201635-01**

Incluir un procedimiento en el Manual General de Operaciones y Manual de Despacho que permita optimizar e incrementar la vigilancia permanente por parte de la organización de las actividades de despacho que se realizan en aeropuertos diferentes a la base principal de operación, en aspectos tales como la cantidad de combustible que se aprovisiona y el cálculo de peso y balance.

#### **REC. 02-201635-01**

Realizar una revisión y establecer un procedimiento en el Manual de Mantenimiento para actualizar los formatos y planillas de manifiesto de Peso y Balance de todas las aeronaves con el fin de verificar que el Peso Básico Vacío corresponda al peso emitido en el Certificado de Peso y Balance.

#### **REC. 03-201635-01**

Fortalecer en las tripulaciones el conocimiento de aspectos aerodinámicos básicos, relacionados con los factores que afectan el despegue y el ascenso, el efecto del uso o desuso de los flaps para el despegue, el reconocimiento de indicaciones de bajo rendimiento de la aeronave y los procedimientos a seguir en tales casos.

### **A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA**

#### **REC. 04-201635-01**

A través del Grupo de Investigación de Accidentes impulsar la suscripción de convenios interinstitucionales con la Fuerza Pública y con otras organizaciones gubernamentales y no gubernamentales, para que apoyen a la Autoridad de Investigación de Accidentes en la reacción, atención y manejo de la escena de accidentes aéreos en Colombia, con el fin de asegurar la toma de evidencias y de componentes.

#### **REC. 05-201635-01**

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, dar a conocer el presente Informe de Investigación a los Operadores de Aviación no regular, para que apliquen las recomendaciones, según sea pertinente, y se tenga en cuenta el Informe para mejorar los Sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

## **GRUPO DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES**

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5º.  
investigacion.accide@aerocivil.gov.co  
Tel. +(571) 2963186  
Bogotá D.C. - Colombia



Grupo de Investigación de Accidentes

**GRIAA**

GSAN-4.5-12-052



**AERONÁUTICA CIVIL**  
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL