

Grupo de Investigación de Accidentes

**GRIAA**

GSAN-4-5-12-035



**AERONÁUTICA CIVIL**  
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

# INFORME FINAL ACCIDENTE

## **COL-20-28-GIA**

**Pérdida de control posterior  
al despegue**

Cessna A188B

Matrícula HK-1644

01 de septiembre de 2020

Puerto López, Meta, Colombia



## ADVERTENCIA

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

De conformidad con lo establecido en la Parte 114 de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia, RAC 114, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, OACI, *“El único objetivo de las investigaciones de accidentes o incidentes será la prevención de futuros accidentes o incidentes. El propósito de esta actividad no es determinar culpa o responsabilidad”*.

Por lo tanto, ningún contenido de este Informe Final, y en particular las conclusiones, las causas probables, los factores contribuyentes y las recomendaciones de seguridad operacional tienen el propósito de señalar culpa o responsabilidad.

Consecuentemente, el uso que se haga de este Informe Final para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes e incidentes aéreos, y especialmente para fines legales o jurídicos, es contrario a los propósitos de la seguridad operacional y puede constituir un riesgo para la seguridad de las operaciones.

## CONTENIDO

<b>SINOPSIS .....</b>	<b>6</b>
<b>RESUMEN .....</b>	<b>6</b>
<b>1. INFORMACIÓN FACTUAL .....</b>	<b>8</b>
1.1    Reseña del vuelo .....	8
1.2    Lesiones a personas.....	9
1.3    Daños sufridos por la aeronave.....	10
1.4    Otros daños.....	10
1.5    Información sobre el personal .....	10
1.6    Información sobre la aeronave y el mantenimiento .....	11
1.6.1    Motor .....	13
1.6.1.1    Magnetos .....	13
1.6.2    Hélices.....	14
1.6.3    Peso y balance .....	14
1.6.4    Performance de la Aeronave .....	14
1.6.5    Determinación de la velocidad de pérdida .....	15
1.6.6    Análisis de Distancia de Despegue .....	17
1.7    Información Meteorológica .....	18
1.8    Ayudas para la Navegación.....	19
1.9    Comunicaciones .....	19
1.10    Información del Aeródromo .....	19
1.10.1    Obstáculos .....	19
1.11    Registradores de Vuelo .....	21
1.12    Información sobre los restos de la aeronave y el impacto.....	21
1.13    Información médica y patológica .....	27
1.14    Incendio.....	27
1.15    Aspectos de supervivencia .....	27
1.16    Ensayos e investigaciones .....	28
1.16.1    Inspección Planta Motriz.....	28
1.16.2    Magnetos .....	29
1.16.3    Inspección de Hélice.....	29
1.17    Información Orgánica y de Dirección .....	31
1.18    Información adicional.....	32
1.18.1    Declaración del Piloto al mando .....	32

1.18.2	Descripción y Operación del Magneto .....	34
1.18.3	Pérdida de Sustentación (Stall) .....	37
1.18.4	Velocidad de Pérdida.....	37
1.18.5	Factor de Carga en los virajes.....	38
1.18.6	Viraje del HK1644.....	41
1.19	Técnicas útiles o eficaces de investigación .....	42
<b>2.</b>	<b>ANÁLISIS .....</b>	<b>43</b>
2.1	Operaciones.....	43
2.1.1	Procedimientos prevuelo y de despegue .....	43
2.1.2	Procedimiento por pérdida de potencia en de despegue .....	43
2.1.3	Pérdida aerodinámica.....	44
2.2	Funcionamiento de la planta motriz .....	45
2.2.1	Investigación del estado de los magnetos .....	45
2.2.2	Afectación potencia del motor por malfuncionamiento del magneto.....	46
2.3	Obstáculos en el aeródromo .....	47
2.4	Secuencia de eventos de fallas latentes y fallas activas .....	49
<b>3.</b>	<b>CONCLUSIÓN.....</b>	<b>52</b>
3.1	Conclusiones.....	52
3.1.1	Generales.....	52
3.2	Causa probable.....	55
3.3	Factores contribuyentes .....	55
	Taxonomía OACI .....	55
<b>4.</b>	<b>RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL .....</b>	<b>56</b>
	A LA EMPRESA FUMIGACIÓN AÉREA DEL ORIENTE – FARO S.A.S.....	56
	REC. 01-202028-1 .....	56
	REC. 02-202028-1 .....	56
	REC. 03-202028-1 .....	56
	A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA .....	56
	REC. 04-202028-1 .....	56
	REC. 05-202028-1 .....	56

**SIGLAS**

<b>AGL</b>	Por encima del nivel del suelo ( <i>Above Ground Level</i> )
<b>ATC</b>	Control de Tránsito Aéreo ( <i>Air Traffic Control</i> )
<b>C.G</b>	Centro de Gravedad
<b>EW</b>	Peso Vacío ( <i>Empty Weight</i> )
<b>ft</b>	Pies
<b>gal</b>	Galones
<b>GRIAA</b>	Grupo de Investigación de Accidentes de Aviación
<b>DURG</b>	Tiempo desde Después de la Última Reparación General
<b>FIAA</b>	Formato de Información Actualizada de la Aeronave
<b>GPS</b>	Sistema de Posicionamiento Global
<b>HL</b>	Hora Local
<b>h</b>	Horas
<b>kt</b>	Nudos
<b>lb</b>	Libras
<b>m</b>	metros
<b>MGO</b>	Manual General de Operaciones
<b>MTOW</b>	Peso Bruto Máximo ( <i>Maximum Take-Off Weight</i> )
<b>NTSB</b>	National Transportation Safety Board
<b>PCA</b>	Piloto Comercial de Avión
<b>RAC</b>	Reglamentos Aeronáuticos de Colombia
<b>SQID</b>	Pista San Isidro
<b>TT</b>	Tiempo Total
<b>TSN</b>	Tiempo desde nueva ( <i>Time Since New</i> )
<b>UTC</b>	Tiempo Coordinado Universal
<b>VFR</b>	Reglas de Vuelo Visual ( <i>Visual Flight Rules</i> )
<b>VMC</b>	Condiciones Meteorológicas de Vuelo ( <i>Visual Meteorological Conditions</i> )

## SINOPSIS

<b>Aeronave:</b>	Cessna A188B AG Wagon
<b>Matricula:</b>	HK1644
<b>Fecha y hora del Accidente:</b>	01 de septiembre de 2020, 08:30 HL (13:30 UTC)
<b>Lugar del Accidente:</b>	Vereda Patagonia, municipio de Puerto López Departamento del Meta – Colombia
<b>Coordenadas:</b>	04°07'38.8" N – 73°14'18.2" W (WGS-84)
<b>Tipo de Operación:</b>	Trabajos Aéreos Especiales - Aviación Agrícola
<b>Explotador:</b>	Fumigación Aérea del Oriente S.A.S. - Faro
<b>Personas a bordo:</b>	01 (Piloto)

## RESUMEN

El 01 de septiembre de 2020, el avión monomotor de fumigación aérea tipo Cessna A188B operado por la empresa Fumigación Aérea del Oriente – FARO S.A.S, fue programado para efectuar vuelos de aspersión aérea desde la base principal de operación en la pista San Isidro (OACI: SQID) ubicada en Municipio Puerto López, en el departamento del Meta.

Después de despegar en su primer vuelo del día, la aeronave presentó pérdida de altura y posteriormente impactó contra el terreno, a una distancia aproximada de 1.300 m del umbral de la pista 26.

Tras este impacto la aeronave terminó invertida, presentando daños sustanciales, e inmediatamente se inició una deflagración. La aeronave terminó con un 50% de la estructura sustancialmente afectada por el fuego.

El Piloto logró evacuar la aeronave por sus propios medios con lesiones menores.

El accidente se presentó con luz de día y en condiciones meteorológicas VMC.

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

- Pérdida de sustentación y de control en vuelo a baja altura después del despegue.

La pérdida se originó principalmente por falta de potencia y de velocidad en el ascenso inicial, situación agravada al exceder el ángulo de ataque crítico con la ejecución de un viraje justamente después del despegue.

Se identificaron así mismo, los siguientes factores contribuyentes:

- Posible bajo rendimiento de la aeronave por pérdida parcial de potencia del motor, probablemente relacionada con la operación defectuosa de uno de los magnetos.
- Práctica insegura y frecuente del explotador al disponer como rutina la desactivación del sistema de alarma de pérdida (stall warning), en el panel de cortacircuitos eléctricos de las aeronaves, bajo la equivocada concepción de que su repetida y constante activación perturbaba y distraía a los pilotos durante las labores de aspersión.

- Presencia de obstáculos en la trayectoria de despegue: un conglomerado de árboles que alcanzaban una altura de 62 pies, ubicados aproximadamente a 70 metros en la trayectoria de despegue, en la prolongación de la pista 08, los cuales representaban un peligro importante y continuo a la seguridad operacional de las aeronaves que despegaban con el máximo peso de despegue autorizado (MTOW) desde la pista San Isidro.
- Falta de pericia por parte del Piloto al no detectar o reconocer la inminente entrada en pérdida de sustentación de la aeronave y no tomar acciones correctivas inmediatas para contrarrestar tal situación.

ESPACIO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

## 1. INFORMACIÓN FACTUAL

### 1.1 Reseña del vuelo

El 01 de septiembre de 2020, el avión monomotor tipo CESSNA A188-B operado por la empresa Fumigación Aérea del Oriente – FARO S.A.S, fue programado para efectuar vuelos de aspersión aérea desde la base principal de operación en la pista San Isidro (OACI: SQID) ubicada en Municipio Puerto López en el Departamento del Meta.

Aproximadamente a las 08:30 HL la aeronave fue abastecida con 20 galones de combustible y 100 galones de agua con mezcla de químicos para realizar un servicio de aspersión a 15 hectáreas de un lote de arroz ubicado a 4 millas de SQID. El peso total de la aeronave al despegue era 3.362 lb.

Después de alinearse en posición sobre la pista 08, el Piloto se detuvo para efectuar pruebas requeridas de potencia, hélice y magnetos, obteniendo parámetros normales.

El Piloto configuró la aeronave con 10 grados de flaps, aplicó potencia y soltó frenos para realizar un despegue de máximo rendimiento. Tras recorrer una distancia aproximada de 300 m en su carrera de despegue, la aeronave levantó el patín de cola y continuó en tierra hasta alcanzar una velocidad indicada de 75 MPH a los 600 m de la cabecera de pista 08; en dicho punto, el Piloto rotó la aeronave para despegar.

En su trayectoria de despegue con rumbo de pista, existía un conglomerado de árboles ubicados aproximadamente a 70 metros, en un lote de propiedad ajena, ubicado posteriormente al umbral de la pista 26, y que alcanzaban una altura aproximada de 62 pies; ante la presencia de estos obstáculos, el Piloto sostuvo un alto ángulo de ataque (AOA) y alto ángulo de ascenso, y realizó un viraje hacia la derecha para sortear el obstáculo. El Piloto informó que la potencia del motor parecía insuficiente para librar los árboles, pero no escuchó una pérdida perceptible de potencia.

Durante el viraje el Piloto “sentía” que el motor de la aeronave no estaba rindiendo debidamente, aun cuando los instrumentos indicaban parámetros normales. Sin embargo, el Piloto mantuvo la actitud de ascenso (nariz arriba) con banqueo hacia la derecha. Cuando alcanzó una altura de 200 ft AGL, el Piloto percibió que la aeronave comenzaba a perder altura y ante esta situación, decidió evacuar el producto químico por emergencia.

Durante la maniobra de emergencia, la aeronave continuó perdiendo altura hasta que impactó el terreno a una distancia aproximada de 1.300 m del umbral de la pista 26.

La aeronave presentó volcamiento dinámico durante la secuencia de impacto hasta que finalmente se detuvo invertida con daños estructurales, e inmediatamente se inició una deflagración. La aeronave terminó con un 50% de la estructura sustancialmente afectada por el fuego.

El Piloto logró evacuar la aeronave por sus propios medios, con lesiones menores, y fue auxiliado por habitantes de una vivienda ubicada aproximadamente a 6 m del sitio del impacto final de la aeronave; posteriormente fue trasladado por personal de la empresa hacia un centro médico, en donde fue asistido.

El accidente ocurrió con luz del día, en condiciones meteorológicas VMC.

La Autoridad de Investigación de Accidentes de Colombia (Grupo de Investigación de Accidentes – GRIAA) fue alertado del accidente aproximadamente a las 09:10 HL el mismo día e inmediatamente se designó a dos (2) Investigadores a Cargo para proceder desde Bogotá al sitio del suceso. Los investigadores llegaron al sitio a las 17:00 HL.

Siguiendo los protocolos del Anexo 13 de OACI y del RAC 114, el evento fue notificado a la “National Transportation Safety Board” (NTSB) de los Estados Unidos, como Estado de Diseño y Fabricación de la aeronave. La NTSB no designó un Representante Acreditado específicamente; sin embargo, ofreció mantener un contacto atento para asistir a la investigación de ser necesario.



*Fotografía No. 1 – Estado final de aeronave HK1644*

## 1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Leves	1	-	1	-
Ilesos	-	-	-	-
<b>TOTAL</b>	<b>1</b>	<b>-</b>	<b>1</b>	<b>-</b>

*Tabla No. 1 – Lesiones a personas*

### 1.3 Daños sufridos por la aeronave

A consecuencia de los impactos contra el terreno y posterior deflagración, la aeronave presentó daños sustanciales de connotación estructural relacionados con:

- Desprendimiento de la hélice.
- Desprendimiento del patín de cola.
- Fractura del empenaje y deformación del estabilizador vertical y horizontal.
- Fractura del plano derecho desde la pisadera, y deformación de las superficies de control primario y secundario.
- Destrucción del plano izquierdo por deflagración, desde su raíz hasta la sección exterior.
- Doblamiento importante (hacia adentro) del tren de aterrizaje principal izquierdo.
- Separación del motor a la altura de la pared de fuego.

### 1.4 Otros daños

Afectación en menor proporción a la vegetación circundante por descarga del producto químico, derrame de aceites y deflagración.

### 1.5 Información sobre el personal

#### Piloto

<b>Edad:</b>	25 años
<b>Licencia:</b>	Piloto Comercial de Avión - PCA
<b>Certificado médico:</b>	Clase 1 - Vigente hasta 19/02/2021
<b>Último chequeo en el equipo:</b>	16 mayo de 2020
<b>Equipos Volados:</b>	PA18, PA28, C180, C206, PA25, C188
<b>Total horas de vuelo:</b>	1.599:00 h
<b>Total horas en el equipo:</b>	152:50 h
<b>Horas de vuelo últimos 90 días:</b>	142:50 h
<b>Horas de vuelo últimos 30 días:</b>	36:15 h
<b>Horas de vuelo últimos 3 días:</b>	00:00 h

El Piloto poseía una licencia de Piloto Comercial de Avión (PCA) expedida por la Autoridad Aeronáutica el 25 de noviembre de 2013, con habilitación en aeronaves Monomotor Tierra hasta 5.700 kg; Instrumentos; y Aviación Agrícola.

Su Certificado Médico se encontraba vigente, sin limitaciones médicas.

El Piloto se capacitó para laborar en la fumigación aérea de la siguiente manera:

- Curso Recurrente de Mercancías Peligrosas, 19 enero 2019.
- Curso Recurrente de Recursos de Cabina (CRM), 21 mayo 2019.
- Curso completo de Agroquímicos y Agroinsumos, 07 febrero 2020.
- Programa de Entrenamiento Inicial Cessna A188 (4 horas modalidad virtual), 14 mayo 2020.
- Curso de 20 horas de entrenamiento en Aviación Agrícola (para Pilotos con más de 500 horas). Total: 20.3 h vuelo, doble comando en PA25-235, del 10 de febrero 2020 al 30 de marzo de 2020.

El 16 de mayo de 2020 se realizó su chequeo de vuelo supervisado, en el Cessna A188B HK1644 con resultados satisfactorios<sup>1</sup>.

El Piloto inició su trabajo como Piloto de Fumigación Aérea en la compañía FARO S.A.S., con base en la Pista de San Isidro, el 21 de mayo de 2020, en donde voló exclusivamente el HK1644 hasta la fecha del accidente.

Para la fecha del accidente, el Piloto había volado un total de 152:50 horas como Piloto autónomo en el Cessna A188B (HK1644), en un período comprendido entre el 15 de mayo de 2020 y el 28 de agosto de 2020.

La pista de San Isidro era una pista conocida y operada por el Piloto con recurrencia.

Se examinó su bitácora de vuelo y los registros se encontraron debidamente documentados.

El perfil del Piloto reveló antecedentes de un accidente como Piloto de un vuelo en la modalidad de transporte aéreo no regular (Taxi Aéreo) con cinco (5) pasajeros a bordo. El accidente fue consecuencia de un aterrizaje en un campo no preparado por falla de motor en el año 2016<sup>2</sup>. No hubo fatalidades en dicho accidente y no se encontraron factores relevantes de este accidente que tuvieran incidencia en la ocurrencia del presente evento.

## 1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

<b>Marca:</b>	Cessna
<b>Modelo:</b>	A188B
<b>Serie:</b>	18801361
<b>Matrícula:</b>	HK1644
<b>Fecha de Fabricación:</b>	1970
<b>Horas totales de vuelo:</b>	9.978:35 h
<b>Horas DURG:</b>	547:20 h

<sup>1</sup> Debido a que la aeronave está diseñada por el fabricante para un solo ocupante, el chequeo se efectuó con el Piloto como único ocupante a bordo en la aeronave y el Instructor / Chequeador como observador en tierra.

<sup>2</sup> Investigación COL-16-25-GIA, 23 julio 2016. (Cessna TU206G - HK2787)

<b>Certificado aeronavegabilidad:</b>	0000270, vigente
<b>Certificado de matrícula:</b>	R0008840, vigente
<b>Última Inspección:</b>	20 febrero 2020 (Técnica / Actualización datos)
<b>Último servicio efectuado:</b>	29 agosto 2020 (50 h)

La aeronave HK1644 mantenía un Certificado de Aeronavegabilidad de categoría especial restringida a fumigación aérea emitida el 26 de enero de 2011, con vigencia indefinida.

La última inspección anual se realizó el 17 de febrero de 2020. Mantenía su mantenimiento propio por parte de la compañía.

La aeronave contaba con tres (3) alteraciones mayores implementadas:

1. Instalación de boquillas plásticas (05/07/2013);
2. Instalación de equipo GPS (05/12/2015); y
3. Instalación de hélice STC SA00409WI (15/12/2016)

El 27 de julio de 2020 según Manual General de Mantenimiento, Orden de Trabajo No.316.20, se terminó de realizar un servicio de 200 h (avión, motor, hélice), de acuerdo al M.S. D2054-1-13 REV-7 aprobado a FARO S.A.S. Al finalizar el servicio se efectuaron “pruebas funcionales” en tierra y la aeronave se encontró aeronavegable. Estos trabajos fueron realizados en las instalaciones de la empresa por parte de personal técnico calificado.

El 28 de agosto de 2020, después de un vuelo de aspersion de 4 h, la aeronave entró a mantenimiento, en el cual se le efectuó un servicio de 50 h (avión, motor y hélice). Según el Manual General de Mantenimiento, Orden de Trabajo No.324.20, el 29 de agosto de 2020 se terminó de realizar dicho servicio de acuerdo al M.S. D2054-1-13 REV-7 aprobado a FARO S.A.S. Estos trabajos fueron realizados en las instalaciones de la empresa por parte de personal técnico calificado.

En la Orden de Trabajo No.324.20 (Servicio de 50 h) se encontró una reseña correspondiente a la instalación de dos (2) magnetos con 00:00 horas.

Al finalizar el servicio de 50 h, se efectuaron “pruebas funcionales” en tierra y la aeronave se encontró aeronavegable.

Durante la entrevista efectuada al personal de mantenimiento y a pilotos de la empresa, se confirmó que la aeronave tenía desactivada en el panel cortacircuitos la alarma de pérdida (“Stall Warning”). De acuerdo a explicación de la compañía, esta resulta ser una práctica común ya que las maniobras realizadas por las aeronaves de fumigación conducen a una repetida y constante activación de esta alarma en vuelo, lo cual perturbaba y distraía a los Pilotos en este tipo de operación.

En la revisión del libro de vuelo de la aeronave, la investigación no encontró anotaciones recientes y/o relevantes de malfuncionamiento de la aeronave y/o componentes que fuera conducente a originar el accidente.

### 1.6.1 Motor

<b>Marca:</b>	Teledyne Continental
<b>Modelo:</b>	IO-520-D
<b>Serie:</b>	1000153
<b>Tiempo Total:</b>	2.676:55 h
<b>Horas DURG:</b>	607:50 h
<b>Fecha de última inspección:</b>	29 agosto 2020 (50 h)

El motor fue removido y posteriormente entregado a un taller debidamente autorizado y certificado por la Autoridad Aeronáutica para Reparación General el 29 de junio de 2017. Según la Orden de Trabajo RTA386-17, los trabajos se realizaron en un período que comprende entre el 17 de julio de 2017 y el 10 de enero de 2019.

El trabajo efectuado (inspección, reparación y pruebas) se certificó como realizado cumpliendo con los manuales y/o documentos del fabricante, RAC y MPI del taller vigentes.

El motor fue entregado a la empresa Faro S.A.S. el 15 enero de 2019 para instalación en el HK1644. El formato de Inspección de Recibo Repuestos y Material de la empresa Faro S.A.S. indicó las Horas Totales del motor S/N 1000153 en entrega con 2.069:05 h y DURG 00:00 h.

En el libro de vuelo no se observaron anotaciones de fallas relacionadas al motor después de su instalación.

#### 1.6.1.1 Magnetos

<b>Marca:</b>	BENDIX
<b>Modelo:</b>	S6RN-1225 (LH) / S6RN-1225 (RH)
<b>Número de parte:</b>	BL-349350-4 (LH) / BL-349350-5 (RH)
<b>Serie:</b>	F19JA111R (LH) / F20EA128R (RH)
<b>Fecha de instalación:</b>	29 agosto 2020
<b>Tiempo Total:</b>	00:00 h

Los magnetos que la aeronave tenía instalados antes del servicio de 50 h (realizado el 29 de agosto de 2020) fueron reemplazados por los descritos anteriormente durante dicho servicio.

Los nuevos componentes fueron enviados desde las bodegas de un distribuidor mayorista (Boeing Distribution Inc.) en los EE.UU. a un comerciante de partes aeronáuticas en la Florida y posteriormente a un taller / distribuidor local en Bogotá, Colombia. Según la información suministrada por el representante en la Florida y el distribuidor en Bogotá, los componentes no serían desempacados o inspeccionados hasta llegar a su destino final.

En la trazabilidad de los magnetos (FAA FORM 8130-3) la investigación confirmó que eran componentes re manufacturados a Especificaciones Originales por un "PAH" (*Production Approval Holder*) debidamente certificado, de acuerdo a 14 CFR §43.3 (j) en los Estados Unidos de Norteamérica.

### 1.6.2 Hélices

<b>Marca:</b>	McCauley
<b>Modelo:</b>	D3A34C401
<b>Serie:</b>	160775
<b>Tiempo Total:</b>	1.543:20 h
<b>Horas DURG:</b>	598:50 h
<b>Fecha de instalación:</b>	15 diciembre 2016

A la hélice (de paso variable, con tres palas) se le había efectuado una Reparación General (overhaul), el 18 de marzo de 2019, con 944:30 h T.S.N, en un TAR debidamente autorizado, siguiendo lo establecido en los manuales del fabricante.

Según la Orden de Trabajo HEL-1153, esta fue certificada para retorno al servicio de acuerdo con el RAC y manuales emitidos por el fabricante.

### 1.6.3 Peso y balance

De acuerdo al Formato de Información Actualizada de la Aeronave (FIAA-II) diligenciado el 17 de febrero de 2020, la aeronave tenía un Peso Bruto Máximo Operacional de 1.814 kg (MTOW) y Peso Vacío (EW) de 1.023 kg (con el peso de aceite e hidráulico incluido).

Los pesos relativos (FIAA 2020), de acuerdo con el Certificado de Aeronavegabilidad de aeronave con categoría restringida fueron:

<b>Peso bruto (MTOW):</b>	<b>4.000 lb</b>
<b>Peso vacío:</b>	2.255,3 lb
<b>Peso Combustible:</b>	120 lb
<b>Peso Piloto:</b>	154 lb
<b>Peso de producto:</b>	833 lb
<b>Peso al despegue:</b>	<b>3.362,3 lb</b>

En la fecha del accidente la aeronave se encontraba operando dentro de la envolvente de peso certificada por el fabricante.

### 1.6.4 Performance de la Aeronave

En el POH de la aeronave, los datos de rendimiento son muy limitados para operaciones bajo la Categoría Restringida. La Sección 4 del POH (“Operating Limitations”) contiene la siguiente advertencia (aclaración), entre otras, con respecto a operaciones en la Categoría Restringida:

*“... (3) Cuando se tiene equipo de dispersión instalado, la carrera de despegue en tierra no se verá afectada significativamente, pero la distancia requerida para librar un obstáculo aumentará considerablemente”.*

La Sección 4 del Manual agrega:

“El ajuste óptimo de los flaps para el despegue con el peso bruto máximo en la Categoría Restringida con equipo de dispersión instalado, es de 10°. La mejor aceleración hasta la velocidad de despegue se logra en una actitud de vuelo nivelado. La rotación para el despegue debe iniciarse cuando el avión se siente ligero sobre sus ruedas principales. **Se debe mantener una velocidad de 78 MPH después del despegue hasta que se despejen todos los obstáculos.** Los flaps deben retraerse después de despejar los obstáculos y antes de una reducción de potencia.”

En la sección 6 del POH (“Operational Data”) el fabricante no pone a disposición ajustes específicos en la gráfica “TAKE OFF DISTANCE WITH DISPERSAL EQUIPMENT” (Distancia de Despegue con Equipo de Dispersión), para otras condiciones distintas a: “nivel del mar, condiciones atmosféricas estándar, viento en cero, superficie firme, pista nivelada, con flaps de 10 grados.” No se muestran otros ajustes para calcular las distancias de despegue aparte de estas condiciones. (Gráfica No.1)

Cabe anotar que el POH de la aeronave solo está disponible en idioma Inglés y se requiere que el usuario (Piloto) tenga un buen nivel en el idioma para seleccionar, leer e interpretar su contenido debidamente. La licencia PCA del Piloto no citaba su nivel de competencia lingüística, ni tampoco haber habilitado la prueba OACI, u otra que fuese válida, en alguna oportunidad.

La siguiente tabla muestra las velocidades de pérdida para la aeronave Cessna A188:

STALL SPEEDS - MPH, CAS				
CONFIGURATION		ANGLE OF BANK		
POWER OFF - AFT C.G.		0°	30°	60°
GROSS WEIGHT 4200 LBS.	FLAPS UP	69	74	98
	FLAPS 10°	67	72	95
	FLAPS 20°	65	70	92
GROSS WEIGHT 4000 LBS.	FLAPS UP	67	72	95
	FLAPS 10°	65	70	92
	FLAPS 20°	63	68	89

Tabla No. 2 – Velocidades de Pérdida

### 1.6.5 Determinación de la velocidad de pérdida

La determinación de la velocidad de pérdida de la aeronave, en la configuración y actitud que tenía después del despegue, se efectuó de la siguiente manera:

- Velocidades MPH, CAS Indicadas
- Se interpoló el incremento de del rango de velocidades de pérdida entre los 30° y 60° de banqueo (22 MPH).
- Se calculó que por cada grado de aumento del ángulo de banqueo, la velocidad aumentaba relativamente 0.73 MPH.

- Consecuentemente, para un ángulo de banco de 45° la velocidad de pérdida se estimó así:

$$0.73 \times 15^\circ = 10.95$$

$$70 + 10.95 = 80.95$$

**Resultado:** La velocidad de pérdida (POWER OFF – AFT C.G.) con 10° flaps y ángulo de banco de 45° = **81 MPH** (indicada)

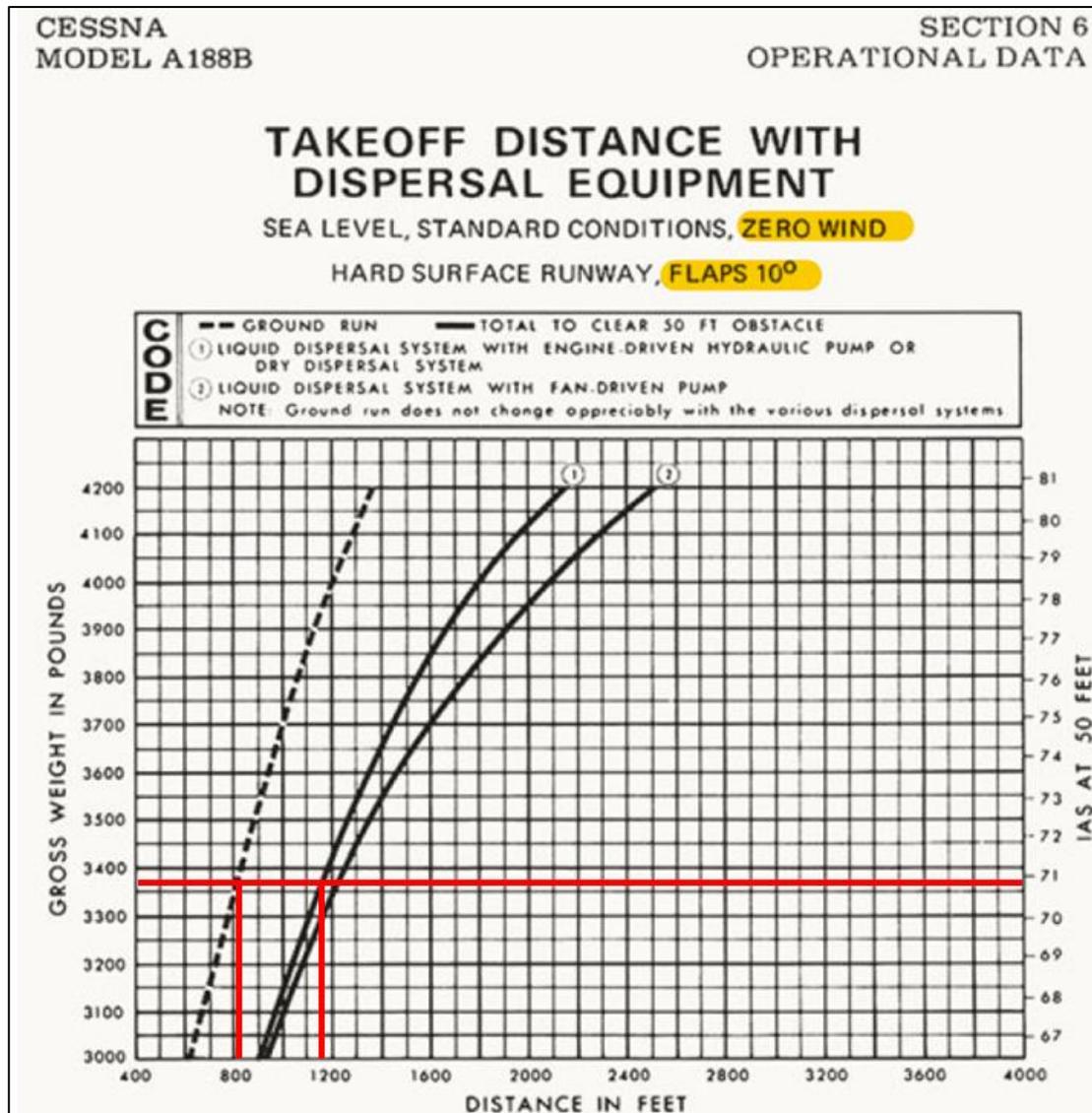
PERFORMANCE - SPECIFICATIONS				
AIRPLANE CONFIGURATION	AG WAGON		AG TRUCK	
	NO DISPERSAL SYSTEM	LIQUID DISPERSAL SYSTEM	NO DISPERSAL SYSTEM	LIQUID DISPERSAL SYSTEM
<b>PERFORMANCE AT 3300 LBS</b>				
<b>SPEED:</b>				
Maximum at Sea Level .....	151 MPH	121 MPH	151 MPH	121 MPH
Cruise, 75% Power at 6500 Ft .....	140 MPH	113 MPH	140 MPH	113 MPH
<b>CRUISE:</b> Recommended lean mixture with fuel allowance for engine start, taxi, takeoff, climb, and 45 minutes reserve at 45% power.				
75% Power at 6500 Ft .....	Range	370 MILES	295 MILES	370 MILES
52 Gallons Usable Fuel .....	Time	2.7 HRS	2.6 HRS	2.7 HRS
<b>RATE OF CLIMB AT SEA LEVEL.....</b>				
<b>SERVICE CEILING .....</b>				
<b>TAKEOFF PERFORMANCE:</b>				
Ground Roll.....	610 FT	680 FT	610 FT	680 FT
Total Distance Over 50-Ft Obstacle .....	970 FT	1090 FT	970 FT	1090 FT
<b>LANDING PERFORMANCE:</b>				
Ground Roll.....	420 FT	420 FT	420 FT	420 FT
Total Distance Over 50-Ft Obstacle .....	1265 FT	1265 FT	1265 FT	1265 FT
<b>STALL SPEED (CAS):</b>				
Flaps Up, Power Off .....	61 MPH	61 MPH	61 MPH	61 MPH
Flaps Down, Power Off .....	57 MPH	57 MPH	57 MPH	57 MPH
<b>SPECIFICATIONS</b>				
<b>MAXIMUM WEIGHT:</b>				
Normal Category .....	3300 LBS	3300 LBS	3300 LBS	3300 LBS
Restricted Category .....	4000 LBS	4000 LBS	4200 LBS	4200 LBS
<b>STANDARD EMPTY WEIGHT .....</b>				
Normal Category .....	1986 LBS	2164 LBS	2040 LBS	2222 LBS
<b>HOPPER CAPACITY:</b>				
Gallons .....	200		280	

**Tabla No. 3 – Especificaciones de Rendimiento**

Según el POH de la aeronave, se tomaron los valores para un peso de 3.300 lb (peso de la aeronave 3362.3 lb) con Equipo de Dispersión Líquido y se efectuaron cálculos interpolados con el fin de obtener un valor aproximado para la velocidad de pérdida con flaps a 10°. El resultado fue 61 MPH CAS. **Estos valores no consideran una condición con virajes de 30°, 45° o 60° lo cual aumentaría la velocidad de pérdida (“stall speed”) como se indica en el resultado de los cálculos de la Tabla No.2.**

### 1.6.6 Análisis de Distancia de Despegue

La Velocidad de Despegue se calculó empleando la gráfica de Distancia de Despegue con Equipo de Dispersión, disponible en el Manual POH para el Cessna A188B.



Gráfica No. 1 – Distancia de Despegue con Equipo de Dispersión

Resultado:

Distancia en carrera de despegue: 810 ft / 246.89 m

Distancia requerida para librar obstáculo de 50 ft: 1.160 ft / 353.57 m

Velocidad Indicada a 50 ft: 71 MPH CAS. (Vuelo recto sin viraje)

(Longitud de Pista: 720 m)

Según los cálculos anteriores, la longitud de la pista era adecuada para librar el obstáculo ubicado a 820 m desde el punto de inicio de carrera de despegue.

### RESTRICTED CATEGORY TAKEOFF (Dispersal Equipment Installed)

1. Tail Wheel Lock -- AS DESIRED.
2. Wing Flaps -- 5° to 10°.
3. Brakes -- APPLY.
4. Power -- FULL THROTTLE and 2850 RPM.
5. Mixture -- LEAN for field elevation.
6. Brakes -- RELEASE.
7. Elevator Control -- LIFT TAIL WHEEL and assume level flight attitude for best acceleration.
8. Climb Speed -- 80 to 90 MPH until all obstacles are cleared.
9. Wing Flaps -- RETRACT after obstacles are cleared.

Gráfica No.2 – Take-Off Operating Checklist (POH Section 1)

True-Air-Speed Calculator	
Indicated Altitude	: 787 <input checked="" type="radio"/> feet <input type="radio"/> meters
Altimeter Setting	: 30 <input checked="" type="radio"/> inches <input type="radio"/> hPa
Temperature	: 24 <input checked="" type="radio"/> °C <input type="radio"/> °F
Indicated/Calibrated Airspeed	: 75 (KTS or MPH)
<input type="button" value="Calculate"/>	
True Airspeed (TAS)	: 77
Density Altitude (DA)	: 1923
Pressure Altitude (PA)	: 714
<small>Note: Standard pressure is 29.92126 inches at altitude 0.</small>	

Gráfica No. 3 – TAS y Altitud por Densidad

## 1.7 Información Meteorológica

El aeropuerto civil más cercano al sitio del accidente, con capacidad de proveer informes meteorológicos, era el Aeropuerto Vanguardia de Villavicencio (SKVV). Dicho aeropuerto se encuentra ubicado aproximadamente a 27 millas al occidente de la pista de San Isidro.

Para la fecha y hora del accidente se encontró el siguiente informe:

SKVV 011300Z 00000KT 9999 FEW023 BKN090 24/20/ A3000

El informe reportaba: 01 septiembre 2020; 1300UTC (08:00 HL); viento en calma; visibilidad mayor a 10 km; pocas nubes a dos mil trescientos pies; nubes fragmentadas a nueve mil pies; temperatura 24°C; punto de rocío 20°C; reglaje altimétrico QNH 30.00.

El Piloto en su declaración manifestó que al momento del despegue el área se encontraba en condiciones VMC, viento contrario con intensidad entre 5 kt y 10 kt con una visibilidad de más de 10 km, y cielo despejado.

Las condiciones meteorológicas presentes no tuvieron incidencia en el accidente.

## 1.8 Ayudas para la Navegación

El vuelo se desarrollaba bajo reglas de vuelo visual (VFR) en condiciones VMC. Las ayudas para la navegación no tuvieron incidencia en el accidente.

## 1.9 Comunicaciones

La aeronave no tenía instalado equipo de radio VHF y este factor no tuvo incidencia en el accidente.

## 1.10 Información del Aeródromo

La aeronave operaba desde el aeródromo San Isidro (OACI: SQID), ubicado en el Municipio de Puerto López, Meta, base principal de la empresa Fumigación Aérea del Oriente – FARO S.A.S. Operaba bajo un permiso con prórroga (COVID 19) con vencimiento el 24 de octubre de 2020. La última inspección técnica realizada al aeródromo por la Autoridad Aeronáutica se realizó el 18 de abril de 2017.

Las coordenadas geográficas del aeródromo son 04°07'38.8" N – 73°14'18.2" W. Tiene una (1) pista con orientación 08 – 26, longitud de 720 m x 10 m de ancho y una elevación de 787 pies MSL. Su superficie está compuesta esencialmente de gravilla compacta.



**Imagen No. 1 – 720 m - Longitud de pista San Isidro (Google Earth)**

La pista tenía dos (2) manga veletas en mástil ubicadas en cada cabecera de la pista.

El aeródromo no contaba con radioayudas. Y se encontraba operable al momento del accidente.

### 1.10.1 Obstáculos

Existía un conglomerado de árboles ubicados aproximadamente a 70 metros más adelante del umbral de la pista 26, y que alcanzaban una altura aproximada de 62 pies. Dichos árboles están ubicados en un lote de un propietario diferente al explotador de la pista.

Durante el proceso de investigación se encontró que el 27 de septiembre de 2018, otra aeronave tipo Cessna A188, de matrícula HK1430 de la misma compañía, tuvo un accidente similar, en inmediaciones de la pista San Isidro ( Investigación COL-18-34-GIA).

Dentro de las causas de dicho accidente se determinó que:

*“La presencia de obstáculos cercanos, consistentes en árboles ubicados a un costado en la pista, que agravaron las precarias condiciones del despegue, limitando la maniobrabilidad de la aeronave. Su presencia constituye un incumplimiento a lo establecido en el RAC 14.3.4.4.2.”*

Dentro de esa investigación (COL-18-34-GIA), se emitió la Recomendación REC.03-201834-1 en la cual se recomendó al Operador de la pista San Isidro, la gestión de la poda de árboles y verificación de otros obstáculos alrededor del aeródromo.



**Fotografía No. 2 – Obstáculos Pista San Isidro**

Posteriormente a dicha recomendación, la compañía Faro contactó con los propietarios de los lotes en donde se encuentran ubicados los árboles y con diversas autoridades locales y entes territoriales competentes para gestionar lo recomendado; pero, las respuestas fueron negativas en relación con la poda de los árboles.

Hasta la fecha de este informe, la empresa no ha podido realizar la gestión correspondiente y la Autoridad Aeronáutica no ha intervenido para conseguir la eliminación de estos obstáculos. En el Informe Preliminar de este accidente se emitió una Recomendación Inmediata para tal efecto (REC IMD. 01-2020-28-1).

### 1.11 Registradores de Vuelo

La aeronave no contaba con registradores de vuelo. De acuerdo a la Normatividad vigente, no requería tenerlos a bordo. Sin embargo, la aeronave contaba con un equipo de sistema de aspersión satelital GPS AGNAV. Se efectuó la descarga de la información y no se encontró registro de variables para el vuelo del accidente. (No estaba activada al inicio del vuelo.)

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

El sitio en donde ocurrió el accidente (1.300 m del umbral de pista 26) correspondía a un terreno plano de consistencia firme ubicado en la vereda Patagonia del municipio de Puerto López, departamento del Meta.



**Fotografía No. 3 - Trayectoria de vuelo y secuencia de impactos HK1644**

El avión quedó ubicado en coordenadas  $04^{\circ}07'46.56''$  N –  $73^{\circ}13'27.26''$  W a una elevación de 787.4 pies sobre el nivel medio del mar. La estructura principal del avión quedó invertida e inclinada sobre su lado derecho, con el plano izquierdo recostado sobre un árbol ubicado a 6 metros de una vivienda habitada. El sitio descrito era de fácil acceso y se encontraba a 10 metros al norte de la vía Cruce de Ocoa - Cabuyaro.

En la trayectoria del accidente, antes al primer impacto, se encontró la presencia de agroquímico sobre la hierba. Posteriormente, se encontraron varias partes del avión dispersas en un patrón lineal. Se identificó el primer impacto de la nariz del avión contra el terreno en coordenadas  $04^{\circ}07'46.86''$ N -  $73^{\circ}13'27.91''$ W, a 21 m de la posición final de la aeronave.

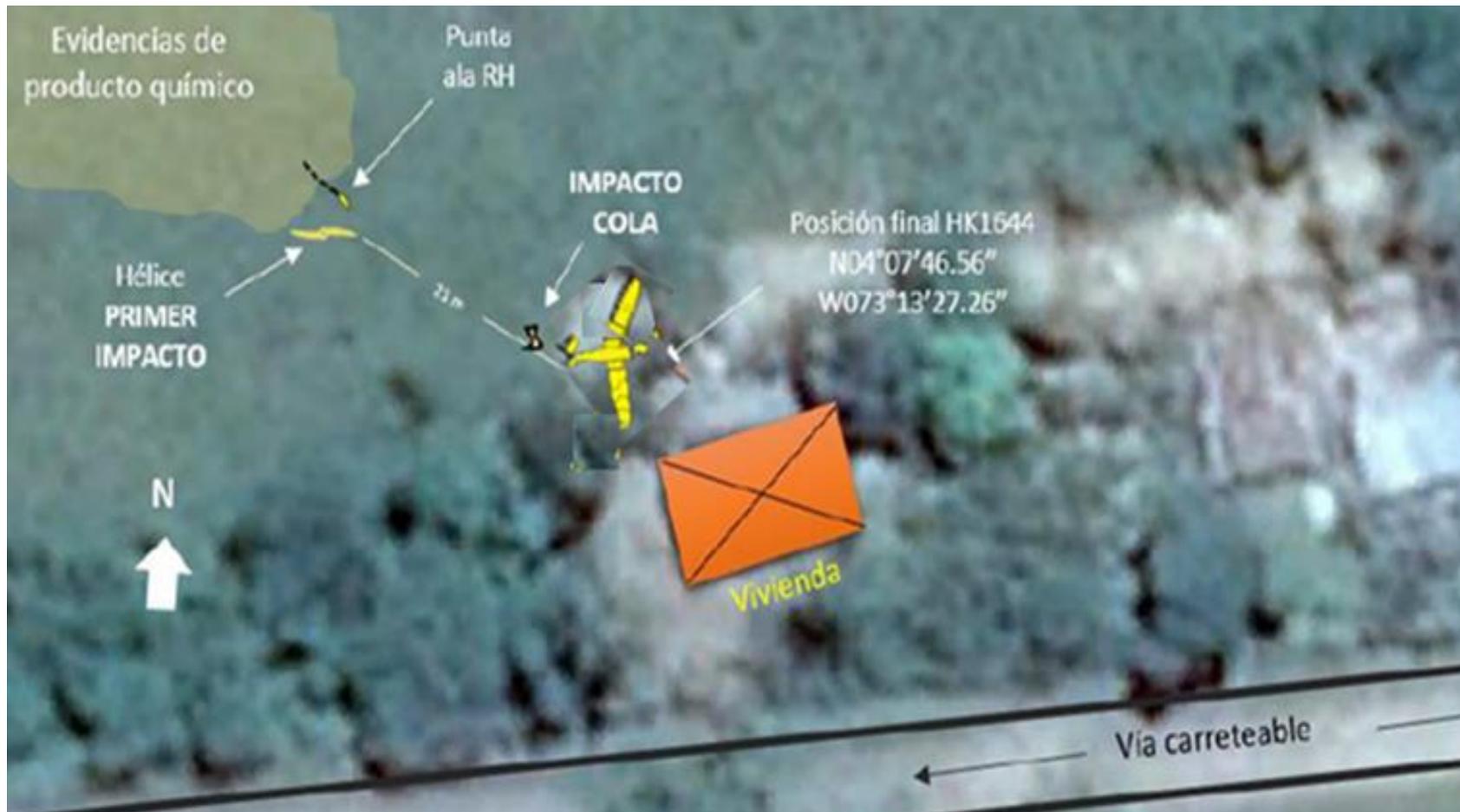
En este punto yacía la hélice de la aeronave, la cual presentaba deformación de sus palas por impacto con el terreno, con evidencia correspondiente a rotación y producción de potencia con bajas revoluciones.



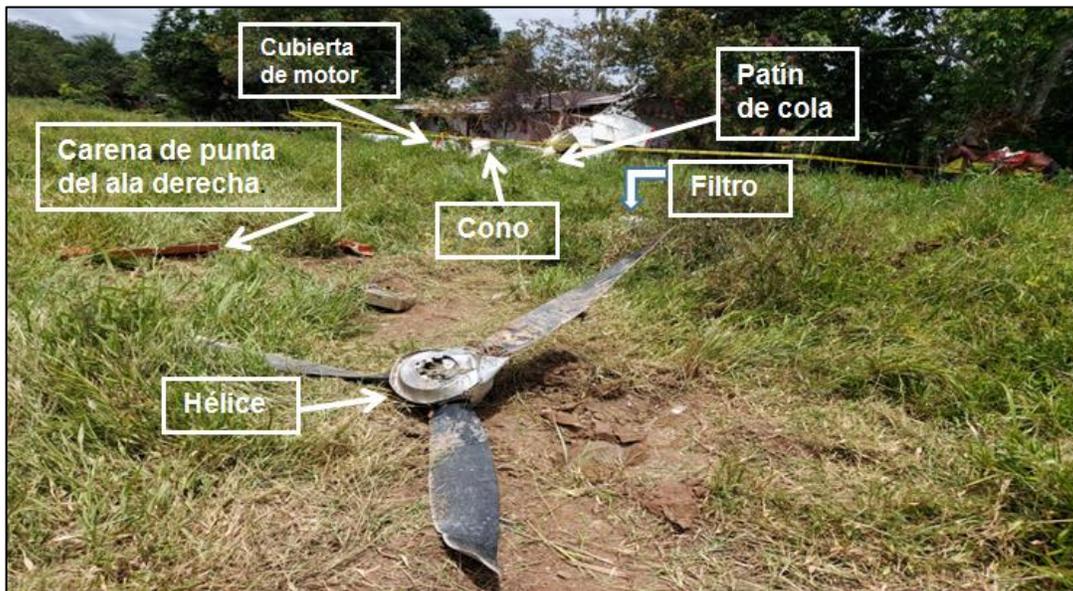
Fotografía No. 4 – Posición final HK1644



Imagen No. 2 – Actitud en Pérdida y Contacto con Terreno



*Imagen No. 3 – Croquis general del área del accidente HK1644*



**Fotografía No. 5 – Partes dispersas en un patrón lineal HK1644**

Cerca del primer impacto identificado, 2 m a la izquierda de la hélice, se encontró una marca lineal sobre la vegetación de 3 m de longitud, y al final de esta, se encontró una sección de la carena de punta del plano que derecho.

Siguiendo la trayectoria de impacto(s), se identificaron desprendidos el filtro de aire, la rueda del patín de cola, el cono de la cola y la cubierta del motor, en ese orden respectivamente.

La aeronave presentaba doblamiento de la estructura del soporte del motor, con el motor desprendido del soporte; este se encontraba en el costado sur adyacente a la parte frontal del avión, con evidencia de fuego post-impacto; el cárter de aceite presentaba perforaciones en su parte inferior (hueco y rajadura).



**Fotografía No. 6 – Carter de aceite HK1644**

El motor evidenciaba significativas roturas de componentes con fugas de fluidos post-impacto. El incendio se originó principalmente en la sección frontal, posteriormente a la pared de fuego que separa el motor de la cabina, propagándose hacia el plano izquierdo y consumiendo la mayor parte de este.

Adicionalmente a la hélice, la aeronave presentaba desprendimiento del cono de cola, del patín de cola y de la cubierta del motor. El tren principal izquierdo se encontraba doblado hacia adentro.

El plano derecho se encontraba fracturado con desprendimiento desde la pisadera; el flap de este plano se encontraba en posición de 20 grados. Su alerón (derecho) estaba doblado en forma enrollada hacia la parte inferior del plano.

Los estabilizadores vertical y horizontal presentaban deformación y se encontraban fracturados; el estabilizador horizontal izquierdo tenía vegetación y tierra incrustada entre el estabilizador horizontal y las superficies del timón de profundidad, indicando un posible impacto vertical secundario de la aeronave, directamente sobre de cola.



**Fotografía No. 7 – Empenaje HK1644**

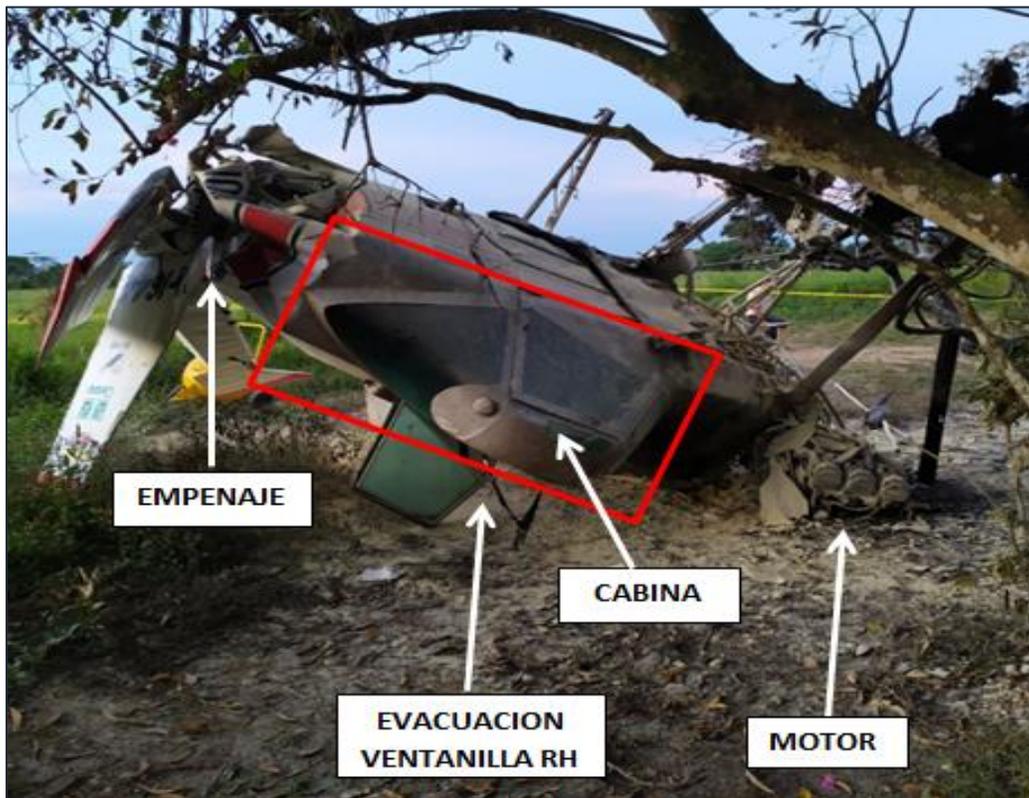
El timón de profundidad derecho (control de cabeceo) se encontró desprendido del estabilizador y su compensador se encontraba en máxima posición abajo (“Pitch Up”).

La cabina no fue afectada por el fuego ni sufrió deformación estructural notable, sin reducción de espacio ocupacional.

La nariz del avión quedó apuntando a rumbo de 085° grados magnéticos.



Fotografía No. 8 – Empenaje y Plano derecho HK1644



Fotografía No. 9 – Cabina HK1644

El incendio se originó en la sección delantera de la aeronave, principalmente por el derrame del combustible en el impacto sobre las partes calientes del motor y las condiciones elevadas de temperatura en el ambiente. La deflagración se extendió hacia la parte izquierda de la aeronave consumiendo el plano izquierdo desde su raíz hasta la sección externa del ala.

La estructura del fuselaje se mantuvo en gran parte íntegra sin presentar deformaciones importantes y no exhibían trazas de salpicadura de aceite que hicieran suponer una probable fuga de aceite en vuelo.

La integridad de controles de vuelo se mantuvo y no se evidenciaron anomalías en su funcionamiento.

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

El Piloto contaba con su certificado médico vigente y aplicable para el tipo de operación. No presentaba limitaciones especiales para el vuelo y no se evidenciaron condiciones médicas preexistentes que fueran contribuyente a la ocurrencia del accidente.

Al evacuar la aeronave, el Piloto sufrió lesiones menores relacionadas con laceraciones sobre la ceja izquierda y el pómulo izquierdo, ocasionadas al golpearse con el paral de la ventana derecha al momento de la evacuación.

El examen alcohol y drogas y su Panel Toxicológico arrojaron resultados negativos.

### **1.14 Incendio**

Inmediatamente después del volcamiento de la aeronave y posando sobre su sitio de impacto final, se inició una deflagración originada principalmente en la sección frontal, posterior a la pared de fuego que separa el motor de la cabina, propagándose hacia el plano izquierdo y consumiendo la mayor parte de este.

El casco principal (cabina) no sufrió afectación por fuego en su interior. El fuego fue extinguido con un equipo multipropósito de 150 lb de capacidad por personal de la empresa que llegó a la escena poco después del accidente.

### **1.15 Aspectos de supervivencia**

El accidente permitió la supervivencia del Piloto, su único ocupante. El habitáculo de cabina se mantuvo íntegro y el ángulo de inclinación de la cabina sobre el terreno permitió que el Piloto abandonara la aeronave por el lado derecho, segundos antes que se iniciara la deflagración.

La aeronave contaba con un sistema de sujeción para el Piloto, un cinturón y arnés de hombros. El Piloto se encontraba debidamente sujetado con dicho sistema y usaba un casco protector de cabeza durante el vuelo.

El Piloto logró evacuar la aeronave por sus propios medios con lesiones menores y fue auxiliado por habitantes de una vivienda ubicada aproximadamente a 6 m del sitio del impacto final; posteriormente, fue trasladado por personal de la empresa hacia un centro médico en donde fue asistido.

## 1.16 Ensayos e investigaciones

Con el fin de verificar y determinar la operatividad de la planta motriz y de la hélice al momento del suceso, estas fueron enviadas para inspección a talleres autorizados por la Autoridad Aeronáutica y la Autoridad de Investigación de Accidentes.

### 1.16.1 Inspección Planta Motriz

El 24 de septiembre de 2020 se realizó inspección post-accidente al motor Continental, Modelo I0-520-D con S/N 10001153. La lista de inventario al ingreso registró las siguientes anomalías:

- Alternador: placa quemada
- Unidad Control de Combustible: placa quemada
- Exhostos: rotos
- Arnés eléctrico: quemado
- Cilindro # 2: abolladura parte externa
- Sección Potencia: buen estado, sumidero roto
- Cigüeñal: tipo VAR y presenta anotaciones de pruebas ultrasonido

Dentro de los hallazgos generales de la inspección se encontró:

- Accesorios y Bujías: se evidenció que estos giran normalmente y presentaban abolladuras y quemaduras por impacto. Las bujías presentaban una apariencia buena con desgaste normal.
- Filtro de Aceite: se encontraba limpio y sin ningún tipo de limalla de material.
- Cilindros: los seis cilindros se observaban en buen estado con los pistones de apariencia normal y sin daño interno.
- Cigüeñal, Bielas y eje de Levas: giraban libremente.
- Unidades Hidráulicas: se encontraban en perfecto estado, sin abolladuras ni golpes.

Concepto de la Inspección: Teniendo en cuenta el estado del motor y sus partes se evidenció que las abolladuras y daños externos correspondían al impacto por el accidente, no se presentaron daños internos que haya afectado su funcionalidad.

No se evidenciaban anomalías que hicieran requerir inspecciones por daño oculto. Para evaluar en su totalidad el daño oculto, se requiere de inspecciones adicionales, tales como: Pruebas no destructivas, dimensionales, etc.

Los Magnetos P/N BL-349350-4 (LH) y BL-349350-5 (RH) se remitieron a un taller autorizado para someterlos a banco de pruebas y los hallazgos de la inspección se encuentran descritos en el numeral 2.16.2 a continuación.

### 1.16.2 Magnetos

Los Magnetos fueron inspeccionados en banco de pruebas el 24 de septiembre de 2020. La inspección reveló que el Magneto Izquierdo (LH) P/N BL-349350-4 con número de serie F19JA111R mostraba evidencia de las siguientes características importantes:

- Platino flojo en su conjunto y su abertura de calibración no se encontraba dentro de los límites mínimos estipulados por el fabricante.
- El condensador presentó fuerte quemadura por fuego y no permitió establecer una lectura confiable de su operación para el momento del accidente.
- Se procedió a efectuar prueba en banco; el resultado de la prueba no fue satisfactorio, pues su chispa no era lineal, se tornó intermitente en mínimas RPM (150) y en máximas RPM (2800).
- Se realizó el cambio de condensador por uno nuevo, puesto que el original presentaba fuerte quemadura.
- En esta nueva prueba se evidenció que el Magneto presentaba una leve mejoría en la chispa, pero obteniendo de igual forma una prueba no satisfactoria debido a que el platino estaba fuera de las tolerancias de calibración del fabricante y además se encontraba desajustado en su conjunto.
- El concepto de la prueba concluyó que según lo evidenciado, este Magneto en el momento del accidente, muy probablemente no se encontraba dentro de los límites óptimos para operar de forma correcta.

De otra forma, el Magneto derecho (RH) con número de serie F20EA128R (RH) se encontró funcionando dentro de los parámetros establecidos por el fabricante. El platino se encontró en buenas condiciones y su abertura de calibración estaba dentro de las tolerancias establecidas. A este Magneto se le realizaron pruebas con un condensador nuevo (el original tenía fuertes quemaduras) y sus lecturas fueron satisfactorias. El concepto de la prueba en banco concluyó que este Magneto (RH) en el momento del accidente se encontraba en buen estado de funcionamiento.

### 1.16.3 Inspección de Hélice

La inspección post-accidente fue efectuado en un taller debidamente autorizado por la Autoridad Aeronáutica y se emitieron los siguientes resultados:

- Golpes y torceduras en las palas sin lograr determinar el ángulo de estas ya que las mismas giraban completamente.
- Los frenos de las palas fueron encontrados fuera de posición.
- El núcleo presentaba desprendimiento de los espárragos que sujetan la hélice al cigüeñal del motor.
- El cilindro tenía instalados los frenos de seguridad y los doce (12) tornillos de sujeción.
- El conjunto del resorte se encontraba completo y en buenas condiciones.

- Los bloques actuadores correspondientes al cambio de paso se encontraron destrozados. (Fotografía No.10).



**Fotografía No. 10 – Bloques actuadores**

- Los pivotes actuadores de cambio de paso que van sujetos a la pala mediante tornillos de 5/16 se encontraron desprendidos de los mismos. (Fotografía No. 11).



**Fotografía No. 11 – Núcleo de Hélice HK1644**

- Las palas se encontraban dobladas a menos de 85% de la longitud total de la pala, según lo establecido en el SPM 100 (INSPECTION CRITERIA), determinando que las palas se encuentran (post-accidente) fuera de servicio y por lo tanto el núcleo también debe ser retirado de servicio.

En conclusión, se pudo determinar que la hélice en el momento del impacto se encontraba en rotación. Esto explica los fuertes daños.

### 1.17 Información Orgánica y de Dirección

La empresa, Fumigación Aérea del Oriente – FARO S.A.S., es una organización aeronáutica comercial estable de trabajos aéreos especiales en la modalidad de Aviación Agrícola con Certificado de Operación vigente hasta el 15 de julio de 2022. Su sede principal Administrativa se encuentra ubicada en la ciudad de Villavicencio.

Tiene una Base de Operaciones principal ubicada en el aeródromo San Isidro en el Municipio de Puerto López, del Departamento del Meta, y cuenta con mantenimiento propio.

La organización contaba con un Departamento de Seguridad Operacional. Según reporte suministrado por el Director de SMS de la compañía, el plan de implementación del SMS se encontraba al 65% en fase de implementación, de acuerdo al programa de trabajo establecido para tal fin.

En cumplimiento de los Reglamentos Aeronáuticos la compañía notificó el accidente a la Autoridad Aeronáutica tan pronto tuvo conocimiento del hecho.

Se evidenció que el cuadro del Organigrama montado a la vista en la Base de Operaciones (Imagen No.14) no coincidía con los datos suministrados por la empresa. (Imagen No.5)



Imagen No. 4 – Organigrama en Base de Operaciones



**Imagen No. 5 – Organigrama en Base de Operaciones**

**REC. 03-202028-1.**

*Revisar la organización de la empresa y sus documentos operacionales y técnicos, con el fin de armonizar los procesos y funciones de manera que se ajusten a los requerimientos de un Sistema de Gestión de Seguridad Operacional.*

## 1.18 Información adicional

### 1.18.1 Declaración del Piloto al mando

El Piloto fue entrevistado en dos ocasiones posteriormente al accidente. Primero, el 02 de septiembre de 2020, un día después del accidente. El Piloto relató que el día del evento se había programado la aspersión de un cultivo de arroz ubicado a 4 millas de SQID, que este

era su primer vuelo del día a realizarse aproximadamente a las 08:30 HL, que la aeronave fue abastecida con 20 galones de combustible y 100 galones de producto líquido y que las condiciones VMC eran favorables para efectuar su trabajo.

Después de alinearse en posición sobre el umbral de la pista 08, el Piloto se detuvo para efectuar pruebas requeridas de potencia, hélice y magnetos obteniendo parámetros normales.

El Piloto relató que configuró la aeronave con 10 grados de flaps, aplicó potencia y soltó frenos para realizar un despegue de máximo rendimiento. Tras recorrer una distancia aproximada de 300 m en su carrera de despegue, la aeronave levantó el patín de cola y continuó en tierra hasta alcanzar una velocidad indicada de 75 MPH sobre los 600 m de la cabecera de pista 08; en dicho punto, el Piloto rotó la aeronave para iniciar inmediatamente el ascenso de despegue.

En su trayectoria de despegue existía un conglomerado de árboles ubicados poco más allá del umbral de pista 26, por lo cual, el Piloto sostuvo un ángulo de ascenso y simultáneamente realizó un viraje del avión hacia la derecha para sortear los obstáculos. El Piloto declaró que en su ascenso inicial el “sintió” que la potencia del motor parecía insuficiente para librar los árboles, pero no escuchaba una pérdida de potencia perceptible.

En el momento, según su relato, los instrumentos indicaban parámetros normales pero el Piloto sentía que el motor de la aeronave no estaba desempeñando un rendimiento normal de potencia. Aun así, declaró el Piloto, que él solo se concentró en mantener la aeronave en actitud de ascenso (morro arriba) banqueando hacia la derecha, pensando en los obstáculos debajo de la aeronave, sin verificar el indicador de velocidad. Según su relato, la aeronave nunca presentó ningún tipo de vibración o alarma<sup>3</sup> que indicara un acercamiento a la velocidad de pérdida. Al alcanzar aproximadamente una altura máxima de 200 ft AGL, el Piloto percibió que la aeronave comenzaba a perder altura y ante esta situación, decidió “botar” el producto químico por emergencia.

Durante la maniobra de emergencia, la aeronave continuó perdiendo altura hasta que hizo contacto con el terreno con la punta del plano derecho, primero, y posteriormente pivoteó e impactó el terreno de nariz, a una distancia aproximada de 1.300 m del umbral de la pista 26.

El Piloto no tenía claro (por efecto de desorientación post-impacto), cómo fue la secuencia o dinámica de impactos después de que colisionara la nariz del avión con el terreno, que llevaron a la destrucción de la cola del avión (empenaje) y que terminara volcado con la nariz apuntando hacia el oriente (085°). La investigación estimó el primer impacto de la nariz de la aeronave ocurrió en una dirección de 240° después de pivotar sobre la punta del plano derecho.

En la segunda entrevista efectuada el 4 de febrero de 2021, el Piloto relató que en ningún momento decidió reducir el ángulo ascenso (bajar la nariz del avión) puesto que él temía que a la baja altura que se encontraba, probablemente dicha acción lo acercaría a los obstáculos e incrementaría su tasa de descenso. Igualmente, el Piloto relató que durante la pérdida de

---

<sup>3</sup> La Alarma de Pérdida de Sustentación (Stall Horn) se encontraba desactivada en el panel cortacircuitos.

altura no le fue posible nivelar los planos del avión. Otros detalles en esta entrevista coincidían con su primer relato.

### 1.18.2 Descripción y Operación del Magneto

En la mayoría de los motores de aviación se utiliza el sistema de encendido por magnetos debido a que este sistema es autónomo, es decir no depende de ninguna fuente externa, tal como el sistema eléctrico (batería, generador). Esta autonomía posibilita que aunque el sistema eléctrico del avión sufra alguna avería en vuelo o incluso cuando se desconecte, el motor funcione con normalidad pues los magnetos continúan proveyendo la energía necesaria para la ignición.

Los magnetos generan una chispa más potente que la generada por el sistema de batería y bobina de los automóviles, mejorando la combustión de la mezcla y con ello la eficiencia del motor.

El sistema comienza a funcionar con las primeras vueltas del cigüeñal (salvo averías) y continuará funcionando mientras este último este girando.

El sistema de encendido de los motores aeronáuticos se compone principalmente de:

- Magnetos
- Distribuidor
- Bujías, y
- Cables de conexión.

Los magnetos, son un generador, y están diseñados para generar pulsos eléctricos con un voltaje suficiente para producir una chispa en las bujías, provocando así la ignición de los gases comprimidos en los cilindros de un motor de combustión interna.

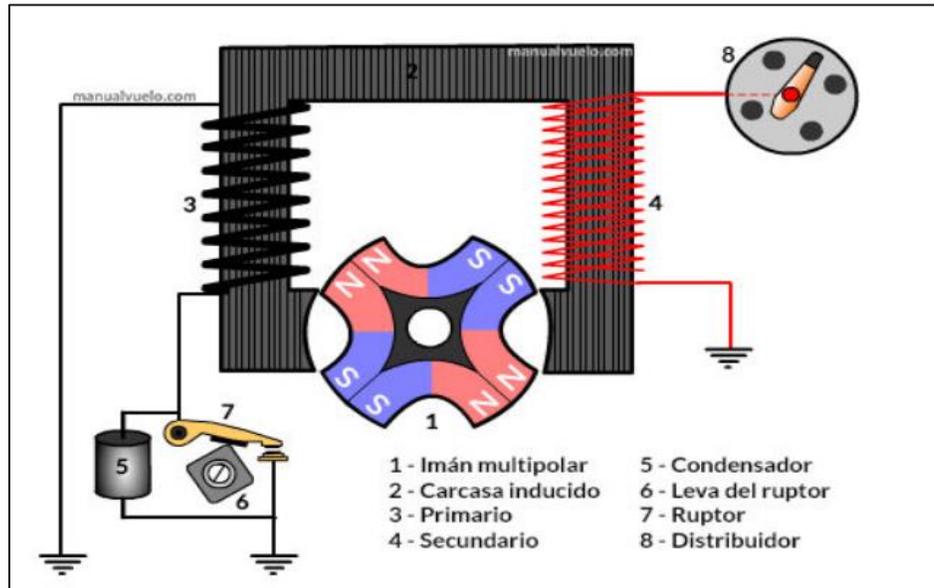
El principio de funcionamiento de un magneto se basa en la inducción electromagnética, proceso mediante el cual campos magnéticos generan impulsos eléctricos. Básicamente, se debe a que el movimiento de un imán entre los polos de una bobina, o viceversa, produce una corriente transitoria de baja tensión debida a la variación del campo magnético, corriente que, transformada en alta tensión, se deriva a las bujías.

Este dispositivo se compone de una carcasa en forma de U entre cuyos extremos gira un imán multipolar. En la carcasa se encuentra un arrollamiento primero de unas pocas vueltas de hilo de cobre grueso y un arrollamiento secundario cuyo devanado tiene varios miles de vueltas de hilo de cobre fino. Además, el conjunto incluye un interruptor de circuito con una leva que lo abre y lo cierra, y un condensador.

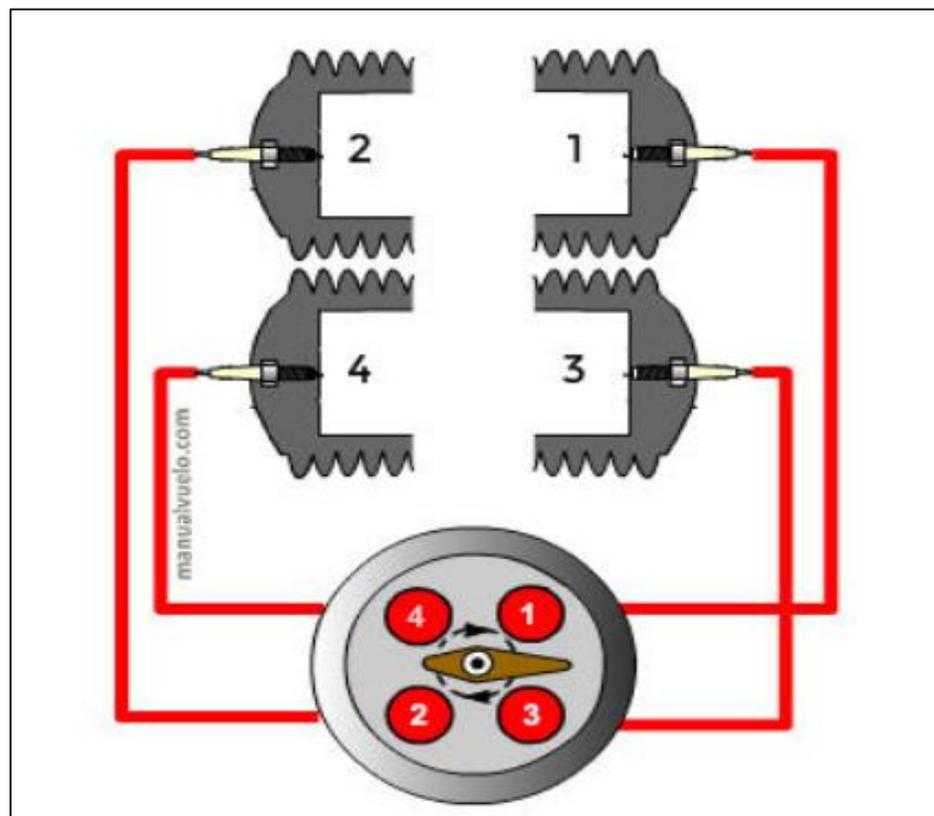
Cuando el imán gira, accionado por el movimiento del motor, se crea un campo electromagnético en el circuito primario induciendo una corriente que carga el condensador; mediante una leva, cuando la corriente inducida alcanza su máximo valor, el interruptor interrumpe el circuito del primario y el campo magnético alrededor del primario colapsa.

El condensador entonces descarga la corriente almacenada en el primario induciendo un campo magnético inverso. Este colapso y la reversión del campo magnético produce una corriente de alto voltaje (puede llegar a 20.000 voltios) en el secundario que mediante un

distribuidor es dirigido por un cable a la bujía adecuada para la ignición de la mezcla. El proceso entero toma solo fracciones de segundo.



*Gráfica No. 4 – Esquema de encendido del magneto.*



*Gráfica No. 5 – Magneto encendido.*

El distribuidor es un elemento central, en forma de pipa, que recibe la corriente, y por su brazo sobresaliente la transmite al contacto al cual esta acoplado el cable que va a la bujía.

Como es compresible, el conjunto funciona de forma sincronizada con el giro del cigüeñal para hacer saltar la chispa en el cilindro correspondiente (el que está en la fase de combustión) y en el momento adecuado.

Los magnetos están situados en la parte trasera del motor, uno a cada lado, recibiendo por ello el nombre de magneto izquierdo (LH) o magneto derecho (RH).



**Fotografía No. 12 – Magneto.**

En algunos casos es el imán el que gira entre los polos de la bobina; pero el principio de funcionamiento es el mismo; en el tipo conocido como “magneto de inducido”, una bobina de alambre gira entre los polos de un imán; en el tipo magneto de inducido, una bobina de alambre gira entre los polos de un imán; en el tipo magneto de inductor es el imán el que gira y la bobina permanece estacionaria.

En un principio los magnetos eran de baja tensión y la corriente de alto voltaje se generaba en una bobina aparte y cercana a los cilindros para evitar fugas por los cables; hoy en día y gracias a los materiales actuales, los magnetos son de alta tensión y la bobina está insertada en el propio magneto.

Existen los “magnetos duales” en los cuales dos magnetos, cada uno cuenta con todos sus elementos, ocupan la misma carcasa por un único engranaje al motor.

### 1.18.3 Pérdida de Sustentación (Stall)

La pérdida se define como una reducción repentina en la sustentación generada por un perfil aerodinámico cuando se alcanza o se excede el ángulo de ataque crítico. La velocidad indicada a la que una aeronave en particular entra en pérdida se incrementa a medida que aumenta el ángulo de alabeo, ya que, en un viraje, la sustentación que produce el plano debe exceder el peso que soporta.

Muchas aeronaves (pero no todas) tienen instalados sistemas de aviso de entrada en pérdida (alarmas), asociados al ángulo de ataque. El Piloto debe reconocer los avisos de entrada en pérdida y reaccionar inmediatamente reduciendo el ángulo de ataque y moviendo el mando de control (“yoke”) hacia delante.

Los sistemas de aviso de entrada en pérdida deben ser utilizados como indicador principal de proximidad de entrada en pérdida, pero existen otras indicaciones de pérdida.

Existen varios efectos de la entrada en pérdida que ocurren y se hacen evidentes simultáneamente o por separado:

1. Vibración (“buffeting”), en ocasiones fuerte, dependiendo de las características aerodinámicas de la aeronave.
2. La aeronave no responde como se espera a los mandos de cabeceo y/o alabeo.
3. El morro de la aeronave puede caer y pueden aparecer movimientos laterales inusuales, como combinaciones de balance y de guiñada.
4. La velocidad vertical aumenta drásticamente, en ocasiones incluso con el morro en actitud elevada.

La única opción para recuperar una pérdida es provocar que la corriente de aire se re adhiera al perfil aerodinámico mediante la disminución del ángulo de ataque por debajo del valor crítico. Esto se consigue moviendo el control de mando (“yoke”) hacia delante y manteniendo una posición neutral de alabeo.

Sin embargo, durante un viraje, el tratar de contrarrestar (subir) el plano que está abajo, podrá ser contraproducente, puesto que el alerón abajo causaría un mayor ángulo de ataque del plano, y más resistencia en ese lado, generando que el plano quede atrás con menor flujo de aire y exacerbando la pérdida del lado del plano bajo.

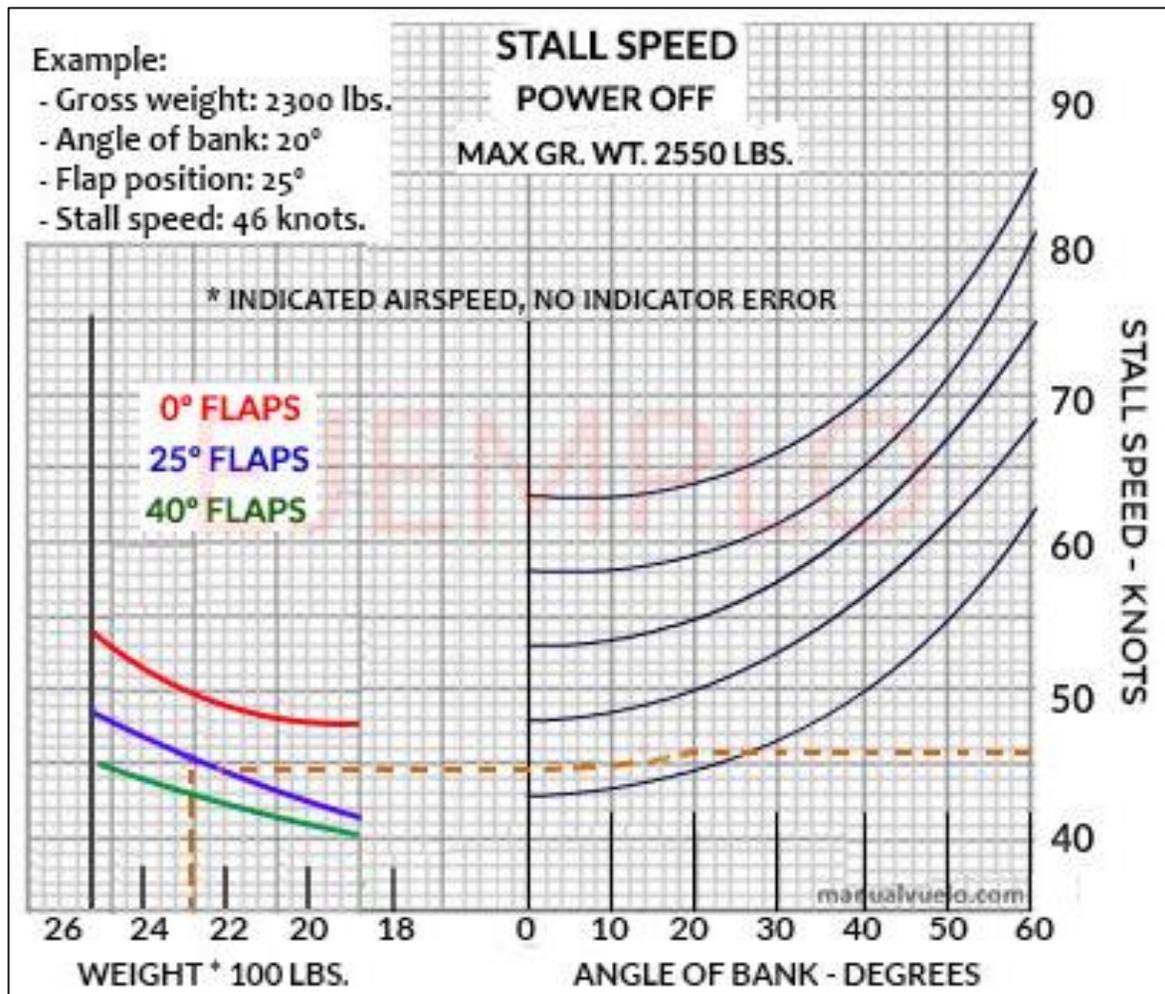
En dicho caso, es sugerido utilizar el timón de dirección (“rudder”) opuesto a la dirección del viraje para ejercer control direccional y mantener los dos planos simétricamente en movimiento a través del aire.

### 1.18.4 Velocidad de Pérdida

La pérdida se produce por un excesivo ángulo de ataque. En vista de que los aviones como el Cessna a188 no cuentan con indicadores de ángulo de ataque, el Manuales de Operación (POH) provee las velocidades de pérdida (Stall Speeds) del avión para diversas configuraciones.

Estas velocidades son un buen indicador sobre el ángulo de ataque correspondiente, y vienen ya tabuladas en los manuales. En la siguiente gráfica se presenta un ejemplo de diferentes velocidades tabuladas para diferentes configuraciones, según el peso y el ángulo

de banqueo. Como se puede observar, la velocidad de pérdida siempre se incrementa en la medida que se incrementan el peso y ángulo de banqueo.



Gráfica No. 6 – Velocidades de Pérdida

### 1.18.5 Factor de Carga en los virajes

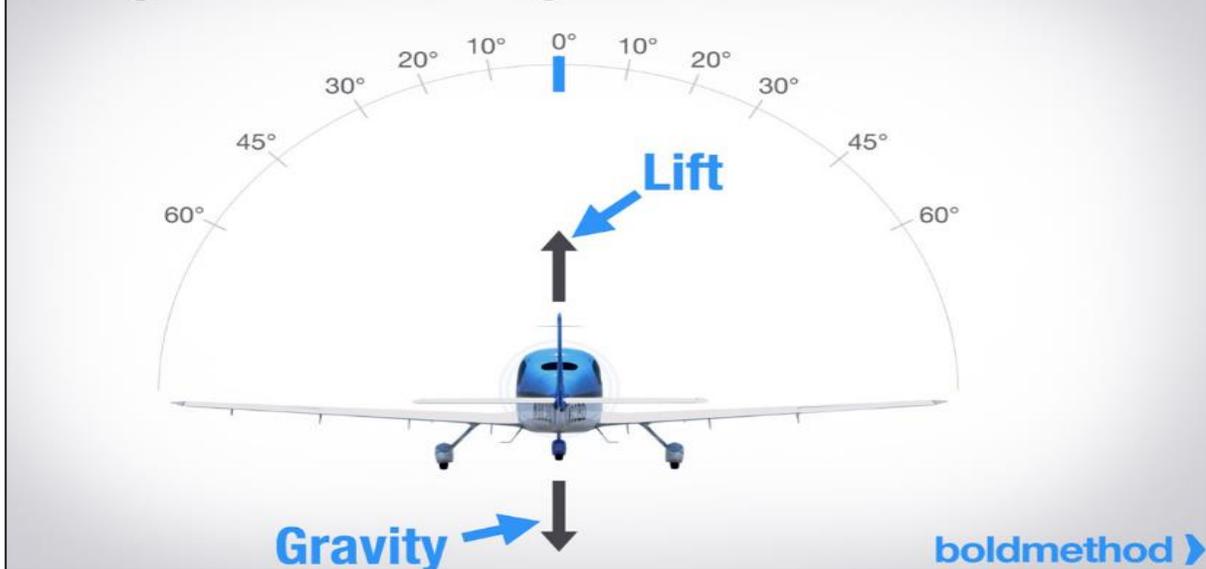
Cuando se vuela recto y nivelado, la sustentación que producen las alas apunta hacia arriba, oponiéndose a la gravedad. Pero Cuando se efectúa un viraje mientras se mantiene la altitud, la velocidad de pérdida aumenta.

Cuando se comienza a virar, el vector de sustentación vertical (Lift) también comienza a moverse.

En este punto (Gráfica No.8), el vector de sustentación vertical apunta hacia la izquierda. Y, tal como se puede ver en la gráfica, ahora hay dos componentes de sustentación: un componente vertical y un componente horizontal (Horizontal Lift). Cuando se combinan los dos, se obtiene un vector de sustentación total (o resultante).

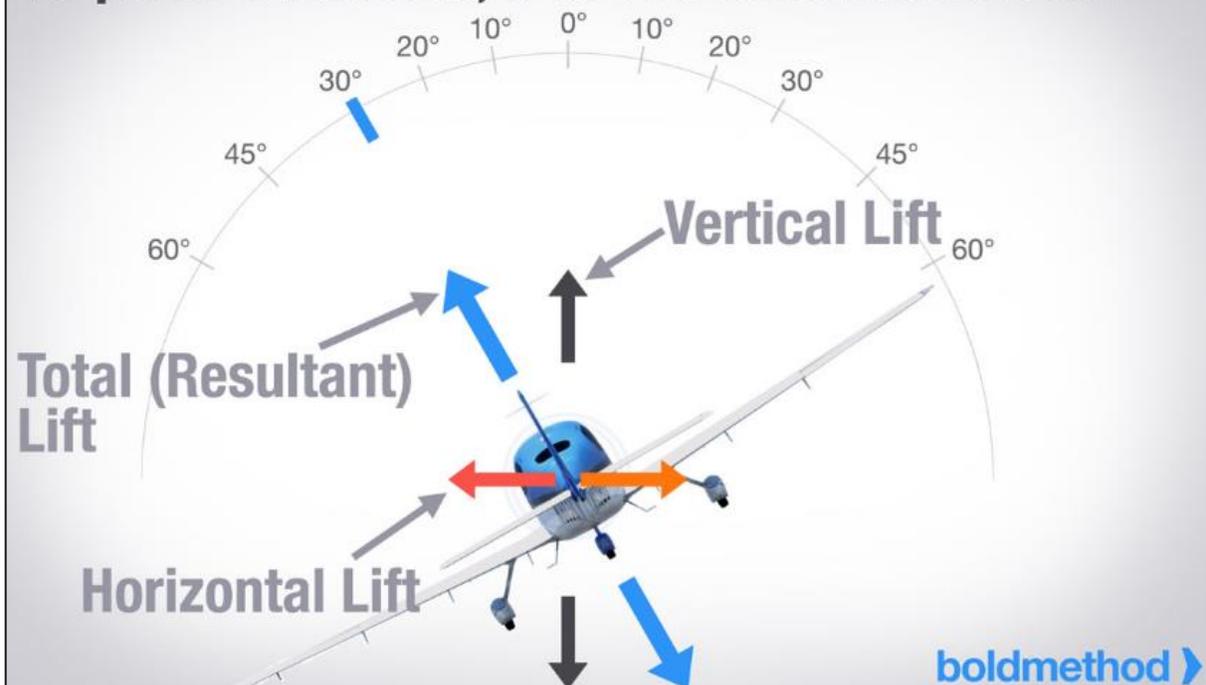
El componente horizontal de la sustentación es el que hace que el avión gire, y el componente vertical es el que hace que el avión mantenga la altitud.

## Straight And Level Flight



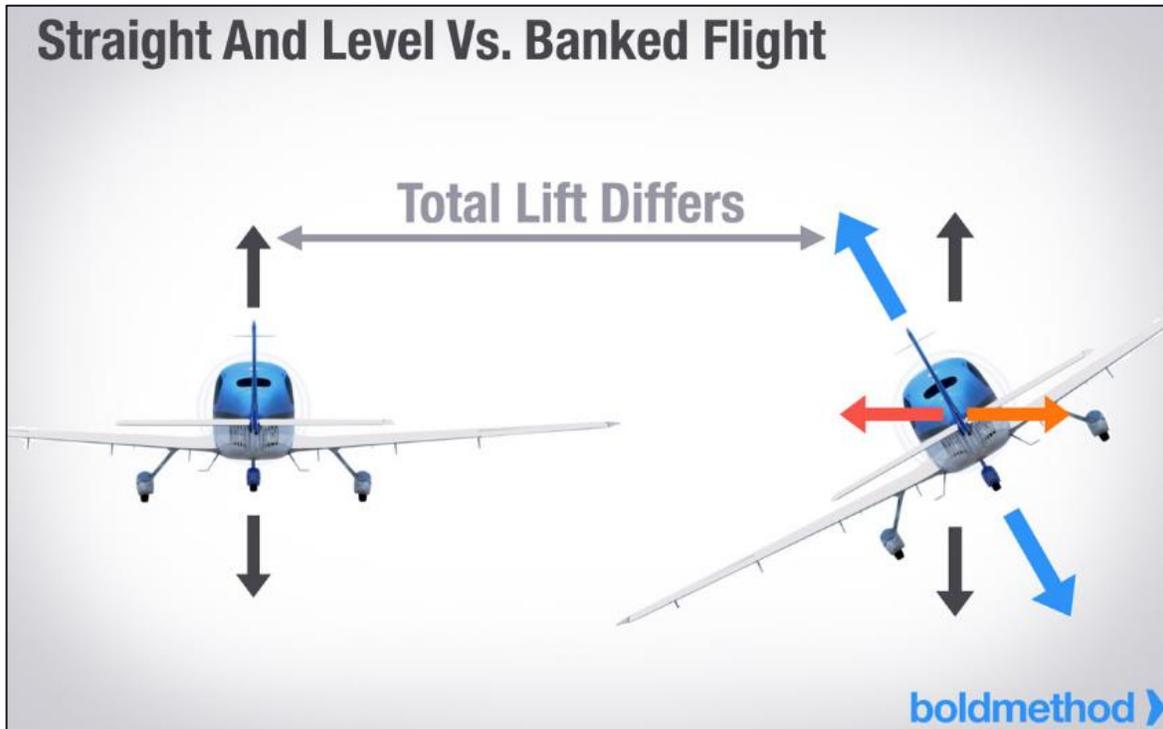
Gráfica No. 7 – Vuelo recto y nivelado

## Airplane Banks Left, Total Lift Vector Moves Left



Gráfica No. 8 – Movimiento del vector de sustentación con viraje.

En un giro con banqueo de 30°, parte de la sustentación que mantenía el avión en altitud nivelado ahora está funcionando para girar el avión. Al dividir su función, por consiguiente, deja menos componente vertical para mantener la altitud.



**Gráfica No .9 – Vuelo recto y nivelado vs. Vuelo con banqueo**

Entonces, para virar y mantener la altitud durante el viraje se necesita aumentar la cantidad total de sustentación que el plano está produciendo; y para hacer eso, se debe tirar hacia atrás la columna de control (yoke), lo cual aumenta el ángulo de ataque al que vuela el plano. Esta parte es importante, porque cuando se aumenta el ángulo de ataque, se acerca al ángulo de ataque crítico, el cual es el punto en el que el plano entra en pérdida (independientemente de la velocidad o de la actitud de la aeronave).

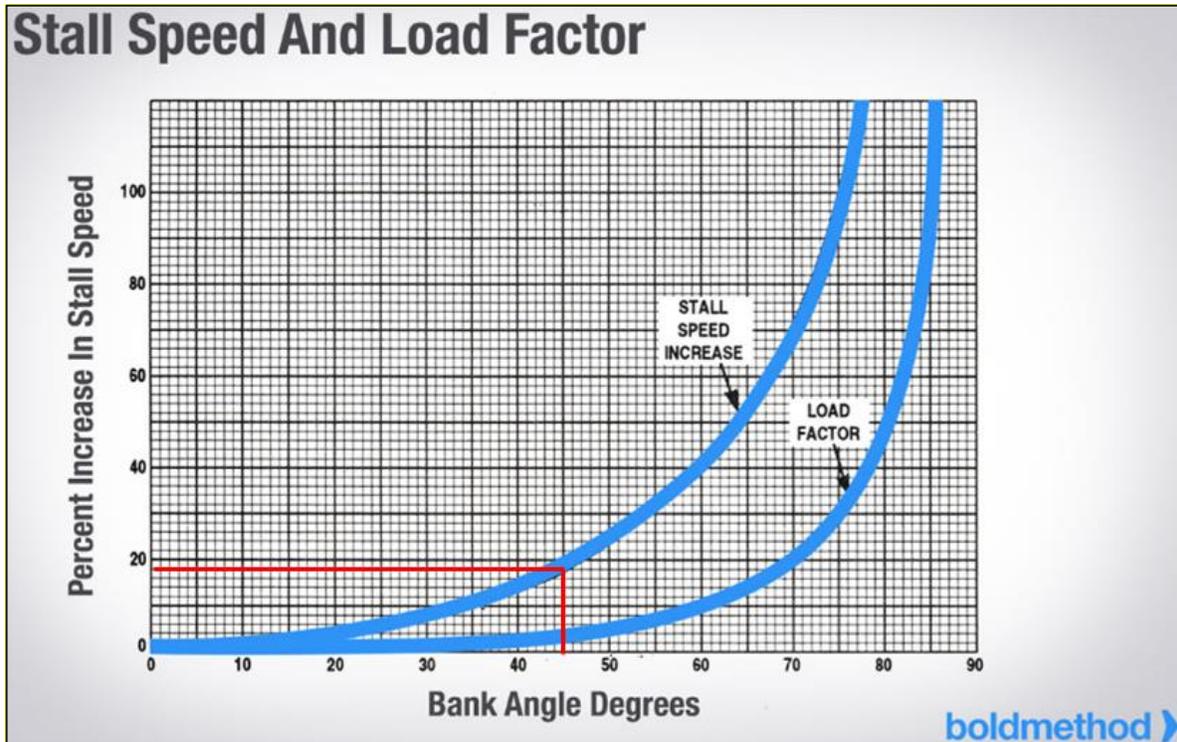
Otra factor a considerar en un viraje coordinado con una altitud constante, es el Factor de Carga.

El Factor de Carga se mide en gravedades, Gs. Si el factor de carga en un viraje es de 2 Gs, un objeto o persona se siente el doble de pesado de lo que realmente es. Lo mismo ocurre con el avión: se "siente" dos veces más pesado, y la velocidad de pérdida aumenta en proporción a la raíz cuadrada del Factor de Carga.

En la Gráfica No.10 se puede observar que a medida que aumenta el Factor de Carga, la velocidad de pérdida aumenta a una tasa exponencial.

Por ejemplo, un viraje inclinado de 60° produce 2 Gs de Factor de Carga. Dado que la raíz cuadrada de 2 es 1,41, esto significa que la velocidad de pérdida será un 41% más alta en un viraje coordinado con altitud constante de 60° que en un vuelo recto y nivelado.

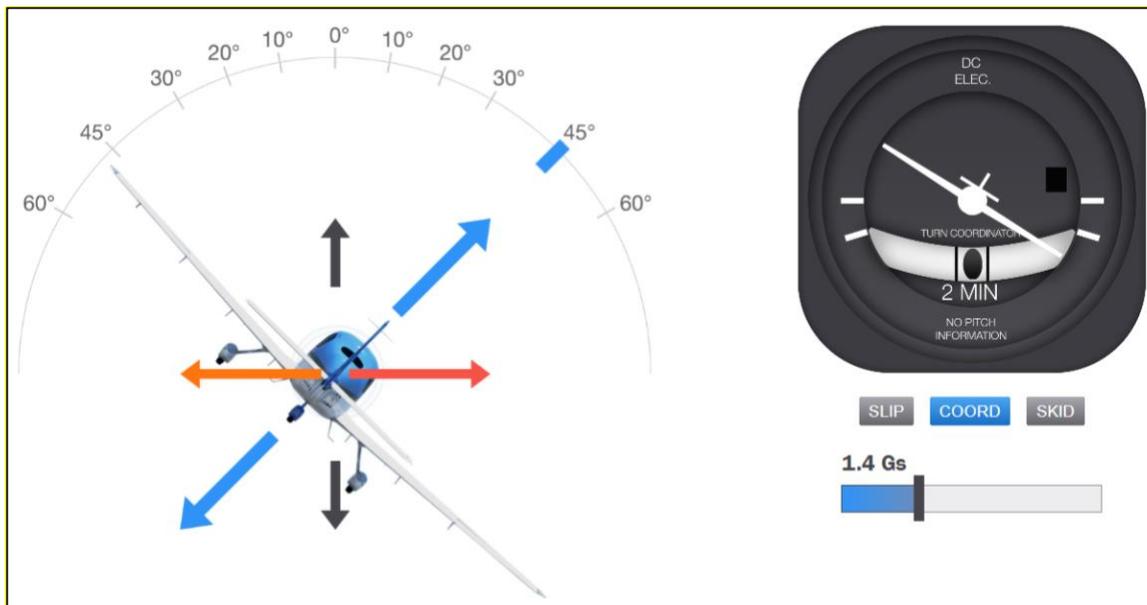
Entonces, si la velocidad de pérdida con 10° de flaps en el Cessna A188 fuese 60 nudos aproximadamente, su velocidad de pérdida con 60° de inclinación es: 60 nudos X 1.41, (41% más) lo que equivale a poco más de 84 nudos.



Gráfica No. 10 – Velocidad de Pérdida y Factor de Carga

#### 1.18.6 Viraje del HK1644

Si el Piloto del HK1644 hizo un viraje coordinado a la derecha con un ángulo de banqueo de 45° para evitar los arboles (obstáculo) presentes en su trayectoria de despegue (Gráfica No.11), se puede deducir que el factor de carga para dicho viraje era de 1.4 G.



Gráfica No. 11 – Factor de Carga en banqueo de 45°

Aplicando la formula anterior, la raíz cuadrada de 1.4 Gs es 1.19 aproximadamente.

$$Vs 61 \times 1.19 = 72.59 \text{ MPH.}$$

Según esto, se puede decir que la velocidad de pérdida de la aeronave aumentó un 19% ( $61 + 19\% = 72.59$ ). Esto indica que, en el viraje con falta de potencia, la aeronave ya se encontraba prácticamente en velocidad de pérdida.

De acuerdo con lo relatado por el Piloto, él no estaba seguro de su velocidad indicada (puesto que no escaneó el indicador de velocidad) al momento de iniciarse la pérdida de altura.

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

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

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

## 2. ANÁLISIS

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

#### 2.1.1 Procedimientos prevuelo y de despegue

De acuerdo con los registros operacionales el Piloto estaba calificado para la ejecución del vuelo y estaba habilitado en el equipo. Acumulaba un total de 1.599 h de vuelo de las cuales sus últimas 152 h correspondían a operaciones de aspersión agrícola.

Algo claro en la investigación fue el hecho que el Piloto efectuaba el primer vuelo después que la aeronave salió de mantenimiento por servicio de 50 h. Por esta circunstancia, era indispensable que el Piloto fuera muy exigente en la observación del funcionamiento de la aeronave, en sus chequeos previos al vuelo y durante las pruebas de motor, hélice y magnetos antes del despegue. En este caso un Piloto debería tomarse el tiempo suficiente para efectuar, y de ser necesario repetir, las pruebas cuidadosa y extendidamente antes del despegue, sin necesidad de exceder las recomendaciones del fabricante.

A la luz de la evidencia, el Piloto manifestó haber cumplido con lo que estaba establecido en el Manual General de operaciones en lo relacionado con la configuración de la aeronave para un despegue de máximo rendimiento.

No obstante, en contraste con las velocidades recomendadas en el manual, para rotación (78 MPH) y ascenso (80 a 90 MPH), el Piloto, sin estimar que se presentaría un falla parcial de potencia, hizo su rotación a 75 MPH al alcanzar una referencia visual en la pista demarcando 600 m de distancia; esto, porque en este punto, según su experiencia en esta pista, tendría suficiente velocidad y distancia para librar los obstáculos presentes en la trayectoria de despegue; sin embargo, cualquier desviación de lo recomendado en el manual debía efectuarse de manera que proporcionara mayor margen de seguridad utilizando velocidades “por encima de” y no “por debajo de” lo recomendado.

Un factor latente que influía en la toma de decisiones para las operaciones en esa pista era claramente la ubicación del obstáculo que obligaba, en caso normal y peor aún con alguna falla inmediatamente después del despegue, a efectuar un viraje hacia la derecha para evitar el obstáculo. Esto desde luego reduce la margen de seguridad en cuanto al incremento en la velocidad de pérdida para la operación.

#### 2.1.2 Procedimiento por pérdida de potencia en de despegue

La pérdida parcial de potencia del motor se produce cuando el motor proporciona menos potencia que la seleccionada y esperada por el Piloto. Una pérdida parcial de potencia del motor después de un despegue, es aquella que ocurre después de que la aeronave está en el aire y en el ascenso inicial, inmediatamente después del despegue, generalmente por debajo de la altura del circuito visual del aeródromo.

Este tipo de pérdida de potencia es quizá más compleja que una falla total y puede ser mucho más difícil de anticipar y de aplicar correctivos por parte del Piloto. El tripulante se ve

empujado a una situación en la que el motor todavía está proporcionando algo de potencia; sin embargo, la potencia puede no ser confiable y la confiabilidad puede ser difícil de evaluar. Como resultado, el Piloto no está seguro de las capacidades de su avión y de cuáles son sus opciones; una situación que puede agravarse muy fácilmente.

Estadísticamente, se ha descubierto que muchos casos de pérdida parcial de potencia están relacionados con el combustible y las bujías, que pueden presentar síntomas físicos como:

- Una caída de RPM superior al máximo prescrito por el fabricante durante las pruebas efectuadas antes del despegue;
- RPM estáticas inferiores al mínimo, al aplicar la máxima potencia en el despegue;
- El motor no “suena” o “no se siente” normal durante la carrera de despegue.

En el caso dado, fue obvio que la sorpresa de lo inesperado, la pérdida parcial de potencia antes de librar los obstáculos, puso al Piloto en una situación perpleja. La configuración de la aeronave (830 lb de peso líquido en el “Hopper”, 10° flaps, máximo compensador para ángulo de ascenso, velocidad de despegue algo menor que la recomendada, alto ángulo de ataque y viraje simultáneo) no eran condiciones favorables para que se pudiera incrementar la velocidad y mantener el ascenso al mismo tiempo, en el momento cuando se presentó la pérdida parcial de potencia en el motor.

Aparentemente, la decisión tomada por el Piloto fue sacrificar velocidad por altura (para mantenerse libre del obstáculo) y al colocar a la aeronave dentro del régimen de la velocidad de pérdida, se lo ubicó en una condición marginal que la llevó a la pérdida de control, a perder altura, y al accidente.

Al considerar su baja altura, el Piloto hizo bien en no tratar de diagnosticar el problema; pero, el hecho de tratar de maximizar su altura sosteniendo el morro del avión arriba y simultáneamente efectuar un viraje en las condiciones dadas, no fue exactamente la mejor opción. Las defensas que existían (reducir ángulo de ataque, aumentar velocidad, nivelar los planos y mantener control de la aeronave) no se ejecutaron, lo que conllevó a que estas defensas, omitidas, se convirtieran en fallas activas.

### **2.1.3 Pérdida aerodinámica**

Después de su rotación a 75 MPH el Piloto sostuvo un ángulo de ataque (AOA) en ascenso y simultáneamente realizó un viraje del avión hacia la derecha para sortear los obstáculos.

Evidentemente, con pérdida parcial de potencia, la aeronave nunca alcanzó la velocidad recomendada para ascenso en su configuración y categoría.

Al efectuar el viraje, las condiciones físicas de sustentación de la aeronave se vieron considerablemente afectadas por diferentes factores. (1) La ejecución del viraje pronunciado después del despegue que ocasionó una reducción de la superficie alar; (2) el ángulo de ataque sostenido en ascenso con pérdida parcial de potencia que no permitió ganar velocidad necesaria para sustentación; (3) el Factor de Carga en el viraje que ocasionó un incremento del 19% sobre la velocidad de pérdida.

Esta condición no fue claramente previsible por parte del Piloto, quien se encontró perplejo con el deficiente rendimiento de la aeronave vs las indicaciones en parámetros normales;

además, el Piloto nunca experimentó bataneo de la aeronave ni pudo ser alertado por la alarma auditiva puesto que esta se encontraba desactivada.

La única opción para recuperarse de la pérdida era neutralizar el alabeo e inmediatamente haber bajado el morro del avión moviendo el bastón de mando hacia delante, disminuyendo así el ángulo de ataque por debajo del valor crítico y provocando que la corriente de aire se volviera a adherir al perfil aerodinámico.

Aun así, “sintiendo” la falta de potencia, el Piloto declaró que, pensando en los obstáculos debajo de la aeronave, él solo se concentró en mantener la aeronave en actitud de ascenso (morro arriba) sin escanear al indicador de velocidad y banquear hacia la derecha. Igualmente, el Piloto relató que durante la pérdida de altura no le fue posible nivelar los planos del avión y consecuentemente perdió control de la aeronave.

## **2.2 Funcionamiento de la planta motriz**

Dentro del proceso de la investigación se trató de determinar alguna condición relacionada con la pérdida parcial de potencia que, para el Piloto no estaba clara. Hasta ese punto, antes de inspeccionar la planta motriz de la aeronave y sus componentes, la causa probable de dicha pérdida de potencia se podía clasificar como indeterminada.

En la revisión del libro de vuelo de la aeronave, la investigación no encontró anotaciones recientes y/o relevantes de malfuncionamiento de la aeronave y/o componentes que fuera conducente a originar el accidente.

La inspección post-accidente del motor reveló que aparte de las abolladuras y daños externos que correspondían al impacto por el accidente, no se presentaban daños internos que haya afectado su funcionalidad antes o durante el evento. No se evidenciaban anomalías que hicieran requerir inspecciones por daño oculto. Los detalles generales de la inspección se encuentran listados en el numeral 2.16.1 de este informe.

### **2.2.1 Investigación del estado de los magnetos**

La investigación tuvo interés en los Magnetos, puesto que eran componentes nuevos que no habían sido puestos a prueba en vuelo. Los Magnetos, habían sido instalados en la aeronave con cero horas 2 días antes del accidente y se estrenarían en este vuelo.

Estos fueron inspeccionados en banco de pruebas y la inspección reveló que el Magneto Izquierdo (LH) P/N BL-349350-4 con número de serie F19JA111R mostraba evidencia de las siguientes características importantes:

- Platino flojo en su conjunto y su abertura de calibración no se encontraba dentro de los límites mínimos estipulados por el fabricante.
- El condensador presentaba fuerte quemadura por fuego y no permitía establecer una lectura confiable de su operación para el momento del accidente.

Ante estas anomalías se procedió a efectuar una prueba en banco con dicho condensador y como resultado la prueba no fue satisfactoria; su chispa no era lineal, se tornó intermitente en mínimas RPM (150) y en máximas RPM (2800).

Puesto que la prueba se efectuó con el condensador que presentaba quemaduras del accidente, se decidió cambiarlo por uno nuevo de las mismas especificaciones y efectuar la prueba por segunda vez.

En esta nueva prueba se evidenció que el Magneto presentaba una leve mejoría en la chispa, pero obteniendo de igual forma una prueba no satisfactoria debido a que el platino estaba fuera de las tolerancias de calibración del fabricante y además se encontraba desajustado en su conjunto.

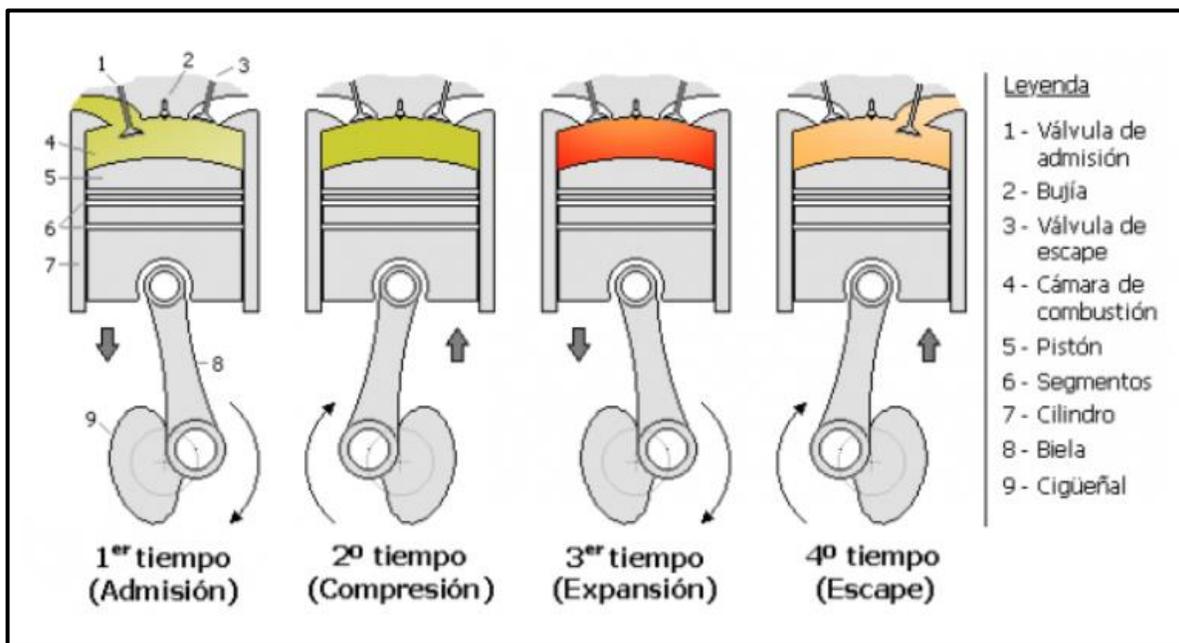
El concepto técnico final de la prueba concluyó que “según lo evidenciado, este Magneto en el momento del accidente, muy probablemente no se encontraba dentro de los límites óptimos para operar de forma Aeronavegable.”

Por consiguiente, se puede estimar que la condición de dicho Magneto pudo haber sido un factor contribuyente en la pérdida parcial de potencia de la planta motriz.

### 2.2.2 Afectación de la potencia del motor por malfuncionamiento del magneto

Se debe tener en cuenta la forma como se produce la combustión en un motor de combustión interna con encendido eléctrico, mediante los magnetos, de la siguiente manera:

En un motor de gasolina se utiliza el ciclo Otto de cuatro tiempos y atmosférico. Un motor de combustión interna alimentado por gasolina utiliza la explosión del combustible y el aire, provocado por una chispa para expandir el gas empujando el pistón de arriba abajo, creando un movimiento mecánico que se transfiere al cigüeñal de motor y así por medio de otros componentes producir energía la cual es transformada en potencia por la hélice.



**Graáfica No. 18 – Combustión interna.**

Teniendo en cuenta la transformación de energía química en energía mecánica por medio de la combustión, es de particular importancia de la calidad de la corriente producida por el magneto ya que es un elemento importante para la producción de dicha energía.

El magneto genera corriente de alta tensión que es distribuida por medio de los cables hacia las bujías.

Cuando el magneto está mal calibrado o tiene defectos internos que afectan la producción de corriente (tensión), dicha energía interfiere para la producción de una correcta combustión, esto quiere decir que la mezcla de aire – combustible no se quema de manera completa, generando cambios importantes en la potencia del motor.

Si el magneto tiene oscilación en la producción de la corriente (tensión), la chispa generada por la bujía también oscilará de una manera sustancial, afectando de manera directa la combustión correcta del motor, y consecuentemente afectando también la potencia del motor.

La corriente como elemento fundamental para la producción de la combustión puede llegar a afectar la estequiometría<sup>4</sup> de la combustión de manera directa y sustancial para la producción de potencia.

La mezcla estequiométrica de la combustión de la gasolina es de 14,7 partes de aire (en masa) por cada parte de gasolina (en masa). Es decir, para quemar completamente un gramo de gasolina se necesitan 14,7 gramos de aire y un voltaje de 20.000 voltios.

Teniendo en cuenta el concepto anterior, si no existe un balance entre los 3 elementos que producen la combustión, la potencia del motor puede perder un 40%, y de esta manera se verá afectado sustancialmente la potencia de la hélice durante el funcionamiento del motor en cualquier ajuste.

La investigación considera que la deficiente calibración del magneto del HK1644, determinada mediante inspección y prueba, tuvo un impacto directo en la producción de la potencia del motor afectando directamente la seguridad del vuelo.

Se entiende como deficiente calibración del magneto la condición del platino que se encontró fuera de límites, ya que este permite el paso de la corriente al embobinado del mismo, afectando la producción el campo magnético directamente.

### 2.3 Obstáculos en el aeródromo

La última inspección técnica realizada al aeródromo por la Autoridad Aeronáutica se realizó el 18 de abril de 2017; para la fecha del accidente el aeródromo se encontraba operando bajo un permiso con prórroga (COVID 19) con vencimiento el 24 de octubre de 2020.

Aun cuando el aeródromo se encontraba autorizado para operación, aún existía una condición latente sin corregir que presentaba una amenaza a las operaciones de la pista. En un campo vecino, existía un conglomerado de árboles sobre terrenos de propiedad ajena, sin control por parte del operador de la pista. Los obstáculos estaban ubicados aproximadamente a 70 metros más del umbral de la pista 26, y alcanzaban una altura aproximada de 62 pies.

Este peligro para la seguridad operacional se hizo evidente el 27 de septiembre de 2018, cuando la aeronave tipo Cessna A188, de matrícula HK1430, de la misma compañía,

---

<sup>4</sup> Estequiometría es el cálculo para una ecuación química balanceada que determinará las proporciones ideales para la reacción química del combustible y el oxígeno.

presentó un accidente (COL-18-34-GIA) en inmediaciones de la pista San Isidro, por condiciones similares al accidente objeto de esta investigación.

Dentro de las causas de dicho accidente se determinó que:

*“La presencia de obstáculos cercanos, consistentes en árboles ubicados a un costado en la pista, que agravaron las precarias condiciones del despegue, limitando la maniobrabilidad de la aeronave. Su presencia constituye un incumplimiento a lo establecido en el RAC 14.3.4.4.2.”*

Adicionalmente, el Informe de Investigación del accidente anterior citaba el numeral 14.3.4.4.2 de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC) en el cual se dispone los procedimientos a seguir para la remoción o demolición de *“los obstáculos prohibidos y/o que de cualquier manera entorpezcan la navegación aérea.”* Dicho informe emitió una recomendación que a la fecha del nuevo accidente no se había cumplido.

**REC-IMD. 201828-01**

*Realizar una inspección inmediata a la pista San Isidro, Meta, con el fin de verificar el cumplimiento de los requisitos técnicos exigidos en la Parte 14 de los RAC, teniendo en cuenta los obstáculos que se presentan al lado de la pista y en su prolongación cerca de la trayectoria de despegue.*

Posteriormente a dicha recomendación, la compañía FARO contactó a los propietarios de los lotes ajenos en donde se encuentran ubicados los árboles, y también con diversas autoridades locales y entes territoriales competentes para gestionar lo recomendado, pero, las respuestas sobre podar los árboles fueron negativas.

No hubo una gestión claramente completa para dar cumplimiento a la recomendación anterior, y la Autoridad Aeronáutica tampoco ha intervenido para conseguir la eliminación de estos obstáculos.

Debido a que los obstáculos ya han sido factor contribuyente en dos (2) accidentes dentro de un periodo de dos (2) años y que indudablemente representan un peligro para la seguridad operacional en la pista San Isidro, se emite la siguiente Recomendación Inmediata:

**A LA AUTORIDAD AERONÁUTICA DE COLOMBIA:**

**REC IMD. 04-202028-1**

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, disponer de una inspección inmediata a la pista San Isidro ubicada en el Municipio de Puerto López, Departamento del Meta (OACI: SQID) en aras de orientar al explotador en la gestión que debe adelantar ante autoridades competentes, para obtener la eliminación del riesgo que representan los obstáculos de mayor altura ubicados en la trayectoria de despegue de la pista 08, en la senda de ascenso en rumbo de pista y otros ubicados alrededor. Dichos obstáculos representan un peligro latente importante para la seguridad operacional de las aeronaves, especialmente cuando operan con el máximo peso de despegue autorizado (MTOW).

## 2.4 Secuencia de eventos de fallas latentes y fallas activas

Se efectuó un análisis de fallas latentes organizacionales y fallas activas que conllevaron al accidente. El evento activo se dio al producirse una pérdida de sustentación después del despegue que produjo la pérdida de altura, hasta el impacto contra el terreno.

Esta pérdida de sustentación se dio por una serie de factores operacionales relacionados con:

- Rotación para el despegue con velocidad reducida;
- Pérdida parcial de potencia;
- Alto ángulo de cabeceo y alto ángulo de ataque para librar obstáculos en trayectoria de despegue;
- Posición del compensador de control de cabeceo abajo, “pitch up”;
- Viraje pronunciado con velocidad reducida, a baja altura y sin potencia disponible ;
- Aumento de la velocidad mínima de sustentación debido al Factor de Carga ocasionado por el ángulo del viraje;
- Falta de conocimiento del Piloto de las condiciones que inducen a la pérdida;
- Falta de reconocimiento de las indicaciones de pérdida, por parte del Piloto;
- Omisión de acción(es) requerida(s) por parte del Piloto para contrarrestar la pérdida, como, como hubieran sido: reducir el ángulo de ataque (bajar el morro del avión para aumentar velocidad), neutralizar el compensador del control de cabeceo y neutralizar el alabeo.

Como factor latente se encontró la presencia de árboles de considerable altura en el entorno inmediato de la pista; este fue un factor importante que contribuyó a que se presentaran condiciones particulares de vulnerabilidad que definieron la pérdida de sustentación, durante un viraje para evadirlos, con la consecuente pérdida de sustentación y de altura de la aeronave, hasta colisionar con el terreno con un ángulo de alabeo alto.

### **REC. 02-202028-1**

*Implementar un programa de capacitación teórica permanente a las tripulaciones con el fin de elevar la conciencia situacional en las operaciones, en el cual se incluyan, entre otros, los siguientes temas; cálculo de peso y balance y determinación de datos de despegue y ascenso; velocidades, características e identificación de la pérdida de sustentación de las aeronaves de la compañía y técnicas para prevenirla; y rendimiento y limitaciones de las aeronaves de la compañía.*

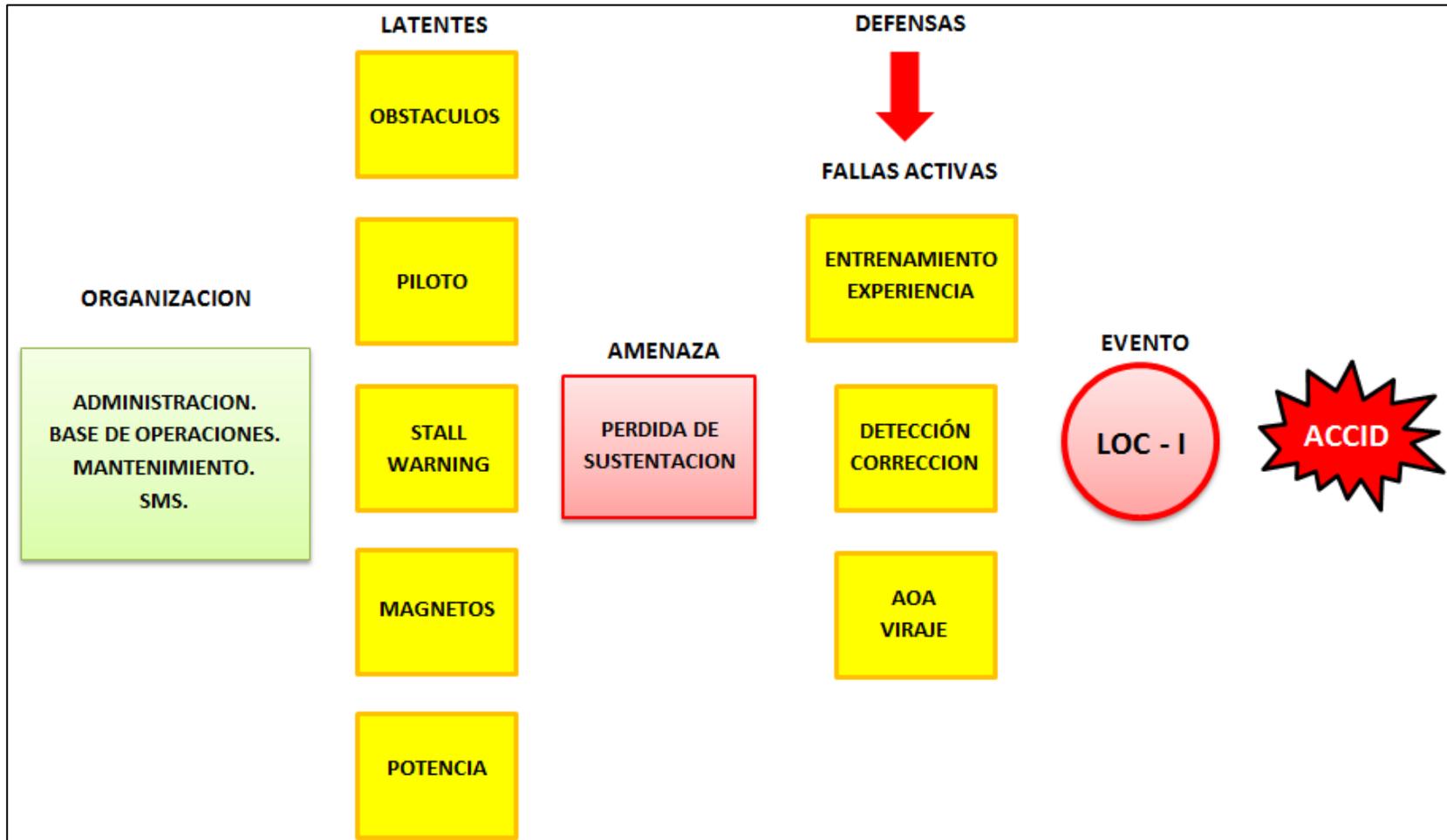
La organización presentó fallas en el control y supervisión de las operaciones, dejando que el Piloto decidiera en la operación inherente de aspersión agrícola, tanto así que se produjo una falla en el sistema organizacional al permitir que el Piloto y/o el personal de

mantenimiento desactivara la alarma de pérdida (“stall warning horn”) instalada en la aeronave por el fabricante.

Adicionalmente, la organización debió persistir en dar cumplimiento a las recomendaciones derivadas de un accidente anterior relacionado con los árboles presentes en el entorno de la pista y que en esta ocasión fueron, nuevamente, un factor contribuyente a un nuevo accidente.

De otra parte, la Autoridad Aeronáutica debe, intervenir con las autoridades locales y entes territoriales competentes, en apoyo la seguridad operacional, para obligar a los propietarios de los lotes en donde se encuentran estos obstáculos a que se efectuó la poda de dichos árboles y eliminar así un peligro latente.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



Gráfica No.12 – Análisis de Fallas Latentes y Fallas Activas HK638

### 3. CONCLUSIÓN

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

Las conclusiones, causas probables y factores contribuyentes, no se deben interpretar con el ánimo de señalar culpabilidad o responsabilidad alguna de organizaciones ni de individuos. El orden en que están expuestas las conclusiones, las causas probables y los factores contribuyentes no representan jerarquía o nivel de importancia.

La presente investigación es de carácter netamente técnico con el único fin de prevenir futuros incidentes y accidentes.

#### 3.1 Conclusiones

##### 3.1.1 Generales

El Piloto disponía de licencia de Piloto Comercial de Avión (PCA) expedida por la Autoridad Aeronáutica y chequeo vigente en el equipo. Su Certificado Médico se encontraba vigente y sin limitaciones médicas que pusieran en riesgo la operación de la aeronave.

El Piloto tenía un total de 1.599 h de (monomotor) y había volado un total de 152:50 horas como Piloto autónomo en el equipo Cessna A188B.

El Piloto conocía la zona en donde se presentó el accidente. En los 5 meses anteriores al accidente mantuvo una actividad de vuelo continua en el equipo accidentado.

El explotador había cumplido con el programa de mantenimiento a la aeronave, exigido por el fabricante y por la Autoridad Aeronáutica.

La aeronave mantenía un Certificado de Aeronavegabilidad vigente.

Para el día del accidente, el Piloto efectuaba el primer vuelo en la aeronave después de que esta salió de mantenimiento consistente en un servicio de 50 h.

En el servicio de 50 h se le remplazaron los 2 magnetos a la aeronave con nuevos componentes, re manufacturados), con 00:00 h de servicio.

De acuerdo con su último servicio de mantenimiento de 50 h, la aeronave se encontraba aeronavegable y lista para efectuar el vuelo.

En la revisión del libro de vuelo de la aeronave, la investigación no encontró anotaciones recientes y/o relevantes de malfuncionamiento de la aeronave y/o componentes que fuera conducente a originar el accidente.

La investigación reveló que la aeronave tenía desactivada, en el panel cortacircuitos, la alarma de pérdida ("stall warning horn") instalada por el fabricante. Esta práctica no está definida ni autorizada dentro del certificado tipo de la aeronave ni dentro de autorizaciones propias de la Autoridad Aeronáutica.

La aeronave estaba certificada en la Categoría Restringida con MTOW de 4.000 lb.

El peso total de la aeronave al despegue era 3.362 lb incluyendo 20 gal de combustible y 100 gal mezcla líquida de aspersión.

En la fecha del accidente la aeronave se encontraba operando dentro de la envolvente de peso certificada por el fabricante.

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

La pista se encontraba operable para la fecha del accidente. No obstante, en la trayectoria de despegue con rumbo de pista, existía un conglomerado de árboles ubicados aproximadamente a 70 metros posteriores al umbral de la pista 26 y que alcanzaban una altura aproximada de 62 pies

Estos obstáculos habían sido encontrados como factor contribuyente de un accidente ocurrido en la misma pista, en el año 2018.

Las recomendaciones emanadas por la investigación del accidente ocurrido en el año 2018, en el sentido de gestionar la poda de los árboles ubicados en la trayectoria de despegue de la pista San Isidro, no fueron atendidas.

Según los cálculos realizados en la investigación, utilizando la tabla disponible en el manual de operaciones de la aeronave, la longitud de la pista era adecuada para librar el obstáculo ubicado a 820 m desde el punto de inicio de carrera de despegue.

Según manual de operaciones de la aeronave la rotación para el despegue debe iniciarse cuando el avión se siente ligero sobre sus ruedas principales. Se debe mantener una velocidad de 78 MPH después del despegue hasta que se despejen todos los obstáculos. Los flaps deben retraerse después de despejar los obstáculos y antes de una reducción de potencia." (Sección 4 del P.O.H.)

La aeronave contaba con un sistema de sujeción para el Piloto, un cinturón y arnés de hombros; el Piloto se sujetó debidamente a dicho sistema y usaba un casco protector.

El Piloto efectuó pruebas requeridas de potencia, hélice y magnetos obteniendo parámetros normales antes del despegue.

El Piloto configuró la aeronave para un despegue de máximo rendimiento, con 10° de flaps y el compensador de la superficie de cabeceo en posición máxima abajo ("pitch up").

Según manual de operaciones de la aeronave, en la lista de chequeo para despegue en la Categoría Restringida, las velocidades recomendadas para el ascenso son de entre 80 y 90 MPH. (Sección 1 del P.O.H.)

Sin embargo, el Piloto efectuó la rotación con 75 MPH a los 600 m de la cabecera de pista 08 y realizó un despegue de máximo rendimiento,

Inmediatamente después del despegue el Piloto "sintió" que el motor no estaba suministrando una potencia normal.

En vista de la cercanía de los obstáculos en trayectoria, y con pérdida parcial de potencia, el Piloto realizó un viraje hacia la derecha, manteniendo el morro arriba, con 10° flaps.

La aplicación de banqueo a la derecha hizo que la velocidad de pérdida aumentara; el avión entró en pérdida y empezó a descender, sin altura suficiente para que el Piloto intentara ganar velocidad.

El Piloto decidió “botar” el producto químico por emergencia.

La aeronave continuó en pérdida y siguió perdiendo altura, hasta que el plano derecho impactó el terreno, ocasionando un pivoteo de la aeronave que giró aproximadamente 160° con relación al rumbo de la trayectoria de despegue.

El sitio donde en donde impactó la aeronave estaba ubicado a 1.300 m del umbral de la pista 26, y correspondía a un terreno plano de consistencia firme.

Se identificó el primer impacto de la nariz del avión contra el terreno en coordenadas 04°07'46.86"N - 73°13'27.91"W, a 21 m de la posición final de la aeronave. En este punto yacía la hélice, cuyas palas mostraban deformación por impacto con el terreno, con evidencias de rotación y producción de potencia con bajas revoluciones.

Al continuar con la trayectoria de impacto(s), se identificaron desprendidos el filtro de aire, la rueda del patín de cola, el cono de cola y la cubierta del motor, respectivamente.

El avión quedó ubicado en coordenadas 04°07'46.56" N – 73°13'27.26" W a una elevación de 787.4 pies sobre el nivel medio del mar, y con rumbo 085°.

La estructura principal del avión quedó invertida e inclinada sobre su lado derecho, con el plano izquierdo recostado sobre un árbol, ubicado a 6 metros de una vivienda habitada.

El flap del plano derecho se encontró en posición de 20 grados, contrario al informe del Piloto. No se pudo determinar si esta fue la posición al despegue o se cambió durante el suceso.

Inmediatamente después del volcamiento de la aeronave y posando sobre su sitio de impacto final, se inició una deflagración originada principalmente en la sección frontal, posterior a la pared de fuego que separa el motor de la cabina.

El fuego se propagó hacia el plano izquierdo consumiendo la mayor parte de este incluyendo el flap.

El habitáculo de cabina se mantuvo íntegro y el ángulo de inclinación de la cabina sobre el terreno permitió que el Piloto abandonara la aeronave por el lado derecho segundos antes que se iniciara la deflagración.

El habitáculo de la cabina no sufrió afectación por fuego, de manera que el Piloto superivió al impacto.

El Piloto logró evacuar la aeronave por sus propios medios con lesiones menores y fue auxiliado por habitantes de una vivienda ubicada aproximadamente a 6 m del impacto final.

El fuego fue extinguido por personal de la empresa que llegó a la escena poco después del accidente.

El Piloto fue trasladado por personal de la empresa hacia un centro médico en donde fue asistido.

El accidente ocurrió en condiciones visuales, VMC.

La aeronave contaba con un equipo de sistema de aspersión satelital GPS AGNAV. Se efectuó la descarga de la información y no se encontró registro de variables para el vuelo del accidente. (No estaba activado al inicio del vuelo.)

Teniendo en cuenta el estado del motor y sus partes en la inspección post accidente se evidenció que las abolladuras y daños externos correspondían al impacto por el accidente; no se presentaron daños internos que haya afectado su funcionalidad.

Se pudo determinar que la hélice en el momento del impacto se encontraba en rotación con potencia, lo cual explica los fuertes daños en este componente.

Se determinó que el magento izquierdo no proporcionaba una chispa continua para la combustión, debido a que el platino estaba por fuera de las tolerancias de calibración del fabricante. Además se encontraba desajustado en su conjunto en el momento del accidente.

El concepto técnico del taller autorizado determinó que muy probablemente el Magneto izquierdo no se encontraba dentro de los límites óptimos de operación, lo cual se asocia con la pérdida de potencia del motor después del despegue, manifestada por el Piloto .

### 3.2 Causa probable

La investigación determinó que el accidente se produjo por la siguiente causa probable:

- Pérdida de sustentación y de control en vuelo a baja altura después del despegue. La pérdida se originó principalmente por falta de potencia y de velocidad en el ascenso inicial, situación agravada al exceder el ángulo de ataque crítico con la ejecución de un viraje justamente después del despegue.

### 3.3 Factores contribuyentes

Se identificaron así mismo, los siguientes factores contribuyentes:

- Posible bajo rendimiento de la aeronave por pérdida parcial de potencia del motor, probablemente relacionada con la operación defectuosa de uno de los magnetos.
- Práctica insegura y frecuente del explotador al disponer como rutina la desactivación del sistema de alarma de pérdida (stall warning), en el panel de cortacircuitos eléctricos de las aeronaves, bajo la equivocada concepción de que su repetida y constante activación perturbaba y distraía a los Pilotos durante las labores de aspersión. Esto privó al Piloto de una oportuna alarma de pérdida en una condición crítica del vuelo.
- Presencia de obstáculos en la trayectoria de despegue: un conglomerado de árboles que alcanzaban una altura de 62 pies, ubicados aproximadamente a 70 metros en la trayectoria de despegue, en la prolongación de la pista 08, los cuales representaban un peligro importante y continuo a la seguridad operacional para aeronaves que despegaban con el máximo peso de despegue autorizado (MTOW) desde la pista San Isidro.
- Falta de pericia por parte del Piloto al no detectar o reconocer la inminente entrada en pérdida de sustentación de la aeronave y no tomar acciones correctivas inmediatas para contrarrestar tal situación.

## Taxonomía OACI

LOC - I - Pérdida de Control en Vuelo

## 4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

### A LA EMPRESA FUMIGACIÓN AÉREA DEL ORIENTE – FARO S.A.S

#### REC. 01-202028-1

Incorporar en el Manual General de Operaciones, y en los Procedimientos Estándar de Operación, prohibiciones estrictas sobre actuaciones y conductas que atentan contra la seguridad de vuelo, como es el caso de la alteración y/o desactivación de sistemas integrales de la aeronave (i.e. alarma de pérdida), que forman parte del Certificado Tipo.

#### REC. 02-202028-1

Implementar un programa de capacitación teórica permanente a las tripulaciones con el fin de elevar la conciencia situacional en las operaciones, en el cual se incluyan, entre otros, los siguientes temas:

1. Conceptos básicos de aerodinámica en aeronaves de ala fija.
2. Cálculo de Peso y Balance y determinación de datos de despegue y ascenso.
3. Velocidades, características e identificación de la pérdida de sustentación de las aeronaves de la compañía y técnicas para prevenirla.
4. Rendimiento y limitaciones de las aeronaves de la compañía.

#### REC. 03-202028-1

Revisar la organización de la empresa y sus documentos operacionales y técnicos, con el fin de armonizar los procesos y funciones de manera que se ajusten a los requerimientos de un Sistema de Gestión de Seguridad Operacional.

### A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA

#### REC. 04-202028-1

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, disponer de una inspección inmediata a la pista San Isidro, municipio de Puerto López, departamento del Meta (OACI: SQID) en aras de orientar al explotador en la gestión que debe adelantar ante autoridades competentes, para obtener la eliminación del riesgo que representan los obstáculos de mayor altura ubicados en la trayectoria de despegue de la pista 08, en la senda de ascenso en rumbo de pista y otros ubicados alrededor. Dichos obstáculos representan un peligro latente importante para la seguridad operacional de las aeronaves, especialmente cuando operan con el máximo peso de despegue autorizado (MTOW).

#### REC. 05-202028-1

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil dar a conocer el presente Informe de Investigación a las compañías de Aspersión Agrícola del país, 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](mailto: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