



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

5001 - 173



Libertad y Orden



Grupo de Investigación de
Accidentes e Incidentes aéreos

INFORME FINAL ACCIDENTE

Investigación COL-15-45-GIA
Pérdida de control en vuelo posterior al despegue
Beechcraft BE-60, Matrícula HK3917G
18 de Octubre de 2015
Zona urbana, Bogotá D.C – Colombia



ADVERTENCIA

El presente informe es un documento que refleja los resultados de la investigación técnica adelantada por la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil, en relación con las circunstancias en que se produjeron los eventos objeto de la misma, con causas y consecuencias.

De conformidad con los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC) Parte Octava y el Anexo 13 de OACI, “El único objetivo de las investigaciones de accidentes o incidentes será la prevención de futuros accidentes o incidentes. El propósito de ésta actividad no es determinar culpa o responsabilidad”. Las recomendaciones de seguridad operacional no tienen el propósito de generar presunción de 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 asociados a la causa establecida, puede derivar en conclusiones o interpretaciones erróneas.

GLOSARIO

AIP	Aeronautical Information Publication Publicación de Información Aeronáutica
CAS	Calibrated Air Speed Velocidad Aérea Calibrada
FAA	Federal Aviation Administration Administración Federal de Aviación
HL	Hora Local
IAS	Indicated Air Speed Velocidad Aérea Indicada
METAR	Meteorological Aviation Routine Weather Report Informe Meteorológico Ordinario de Aeródromo
NTSB	National Transportation Safety Board Junta Nacional de Seguridad del Transporte
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
RAC	Reglamentos Aeronáuticos de Colombia
SEI	Servicio de Extinción de Incendios
TAS	True Air Speed Velocidad Aérea Verdadera
TORA	Take Off Runway Available Pista Disponible para el Despegue
UAEAC	Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil
UTC	Universal Time Coordinate Tiempo Universal Coordinado
VFR	Visual Flight Rules Reglas de Vuelo Visual
VMC	Visual Meteorological Conditions Condiciones Meteorológicas Visuales

SINOPSIS

Aeronave:	Beechcraft BE-60 Duke
Fecha y hora del Accidente:	18 de Octubre de 2015, 16:19HL (21:19UTC)
Lugar del Accidente:	Barrio “El Luján”, Localidad de Engativá, Ciudad de Bogotá D.C - Colombia
Coordenadas:	N 04° 40' 53.7” / W 074° 06' 20.3”
Tipo de Operación:	Aviación General
Personas a bordo:	01 Piloto, 03 Ocupantes
Propietario:	Sky Hub Aviation S.A.S.
Explotador:	Sky Hub Aviation S.A.S.

Resumen

El día 18 de Octubre de 2015, la aeronave Beechcraft BE-60 Duke matrícula HK3917G fue programada para realizar un vuelo de traslado entre el aeropuerto Internacional Eldorado (SKBO)¹ de la Ciudad de Bogotá D.C y el aeropuerto de Guaymaral (SKGY²) del Municipio de Chía (Cundinamarca).

La torre de control de SKBO autorizó el decoje a las 16:16:36HL (21:16:36UTC) desde la pista 13L, procedimiento efectuado por el piloto sin novedad durante su fase inicial pero mientras la aeronave ascendía a la altitud establecida, se presentó una pérdida de control en vuelo que produjo su precipitación sobre área urbana.

Aproximadamente a las 16:19:10HL (21:19:10UTC) la aeronave colisionó contra una vivienda, lo cual generó su desintegración y destrucción total a causa de las fuerzas de impacto, así como el fuego que se provocó de forma inmediata.

Condiciones meteorológicas visuales (VMC) prevalecían cuando se presentó el accidente, el piloto y los tres (03) ocupantes de la aeronave, así como cinco (05) personas en tierra sufrieron lesiones mortales; siete (07) personas presentaron lesiones graves y seis (06) lesiones leves.

¹ SKBO: Código OACI para designar al Aeropuerto Internacional Eldorado

² SKGY: Código OACI para designar al Aeropuerto Guaymaral

El sitio del accidente fue atendido por organismos de atención distritales (Bomberos aeropuerto Eldorado, bomberos Bogotá, Aeronáutica Civil, Policía Nacional, SIJIN, Cruz Roja, Defensa Civil, Alcaldía local Engativá, Secretaria de Gobierno, Secretaría Distrital de Salud, Integración Social, Defensoría del Pueblo, entre otros) quienes realizaron labores de rescate, evacuación y traslado de heridos, extinción del incendio generado y aseguramiento de la escena del desastre, así como el levantamiento de los cuerpos de las personas fallecidas.



Labores de extinción de incendio en el sitio del accidente de la aeronave HK3917G

La investigación determinó como factores contribuyentes en la ocurrencia del accidente el detrimento del rendimiento de la aeronave por causa de una falla total o parcial del motor izquierdo, la falla del piloto en reconocer la emergencia y efectuar los procedimientos correspondientes, así como el incumplimiento de normatividad aeronáutica vigente con relación a la operación de aeronaves de pistón en SKBO.

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Antecedentes de vuelo

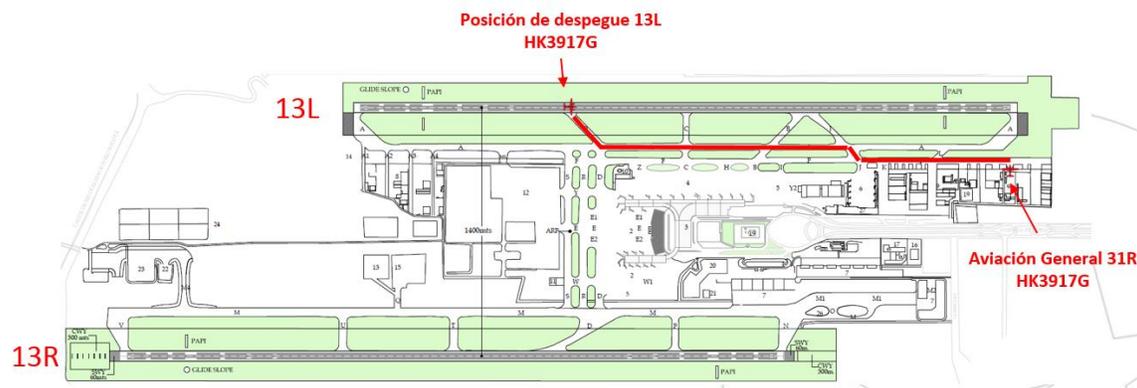
El día 18 de Octubre de 2015, la aeronave Beechcraft BE-60 Duke matrícula HK3917G, de propiedad privada y operada por la empresa Sky Hub S.A.S. fue programada para realizar un vuelo de traslado entre el aeropuerto Internacional Eldorado (SKBO) de la Ciudad de Bogotá D.C y el aeropuerto de Guaymaral (SKGY) del Municipio de Chía (Cundinamarca); un trayecto de 8.27 millas náuticas en el cual se transportaría 04 ocupantes a bordo, entre ellos el piloto y el propietario de la aeronave.

De acuerdo a las comunicaciones registradas entre la aeronave y los servicios de tránsito aéreo, la aeronave se encontraba ubicada en la zona de plataforma de aviación general 31R. Aproximadamente las 15:59:00HL (20:59:00UTC), el piloto realizó el primer llamado para solicitar autorización hacia SKGY.

El HK3917G fue autorizado a las 16:00:00HL (21:00:00UTC) para salida VFR hacia Guaymaral de acuerdo al plan de vuelo presentado.

Siendo las 16:09:00HL (21:09:00UTC), en frecuencia de superficie, la torre autorizó el rodaje de la aeronave vía F J A al punto de espera de la pista 13L.

A las 16:16:00HL (21:16:00UTC), en frecuencia de torre, se ordenó al HK31917G rodar a posición 13L sobre calle de rodaje D.



Ubicación inicial y posición de despegue HK3917G en el aeropuerto Internacional Eldorado (SKBO)

La aeronave HK3917G fue autorizada para despegue a las 16:16:50HL (21:16:50UTC) por la pista 13L, con información de 2600 metros de pista disponible.

A las 16:18:28HL (21:18:28UTC), la Torre de Control ordenó iniciar viraje y notificar “los cerros de suba” para cambio de frecuencia, a lo que el piloto colacionó: “...tres nueve uno siete golf...”.

A las 16:18:35HL (21:18:35UTC), el controlador observó que durante el ascenso inicial, la aeronave tenía un gradiente ascensional bajo y al realizar el viraje por la izquierda, perdió contacto visual con esta, confirmando posteriormente, mediante una columna de humo su caída sobre la zona urbana de la localidad de Engativá (Bogotá).

De inmediato, la Torre de Control realizó los llamados correspondientes a los Servicios de Extinción de Incendios (SEI) de SKBO, quienes arribaron a las 16:31HL (21:31UTC) a la zona del accidente en las coordenadas geográficas N04°40'53.7"/W074°06'20.3", requiriendo la utilización de agente extintor AFFF³ a causa del fuego post-impacto.

El Grupo de Investigación de Accidentes (GRIAA) de la Aeronáutica Civil de Colombia fue alertado del accidente a las 16:32:00HL (21:32:00UTC), por parte del Centro de Comando y Control (CCO) de OPAIN S.A., concesionario del aeropuerto Eldorado.

Siguiendo los lineamientos internacionales y nacionales en investigación de accidentes aéreos (Anexo 13 OACI - RAC 8), Colombia como Estado de Suceso a través del GRIAA realizó la Notificación de la ocurrencia a la Junta Nacional de Seguridad en el Transporte (National Transportation Safety Board, NTSB) de los Estados Unidos de América como Estado de fabricación de la aeronave.

Los trabajos de investigación de campo in situ se realizaron los días 18, 19 y 20 de Octubre de 2015 en los que se obtuvieron evidencias relacionadas con:

- Ubicación e inspección de los restos de la aeronave
- Levantamiento de la escena del accidente
- Obtención de registros de mantenimiento de la aeronave
- Obtención de registros ante la Autoridad Aeronáutica del tripulante y aeronave
- Obtención de comunicaciones aire – tierra y trazas radar.
- Obtención de documentación de los Servicios de Tránsito Aéreo.
- Obtención de registros fílmicos de cámaras de seguridad.

El proceso investigativo contó con la asesoría de la Administración Federal de Aviación (Federal Aviation Administration, FAA) y la NTSB quienes desplazaron a la ciudad de Bogotá D.C. sus representantes para conformar un grupo interdisciplinario de expertos, quienes analizaron cada una de las evidencias halladas. Así mismo, la NTSB y el GRIAA en coordinación con las empresas Lycoming y Hartzell, fabricantes de los motores y hélices, realizó la inspección visual y evaluación de daños de dichos componentes.

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

³ AFFF: Aqueous Film Forming Foam (Espuma formadora de película acuosa)



Condición final de la aeronave HK3917G

1.2 Lesiones personales

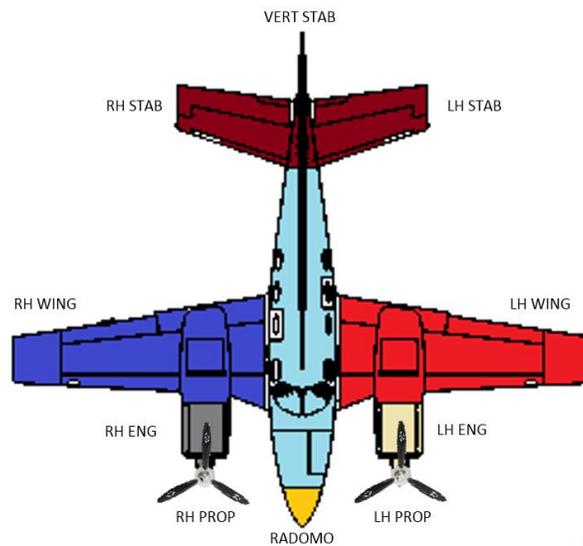
Lesiones	Tripulación	Ocupantes	Otros	Total
Mortales	01	03	05	09
Graves	-	-	07	07
Leves	-	-	06	06
Ilesos	-	-	-	-
TOTAL	01	03	18	22

1.3 Daños sufridos por la aeronave

DESTRUIDA. A consecuencia del impacto contra el terreno y los daños generados por el fuego, la aeronave HK3917G presentó los siguientes daños estructurales:

- Alta incineración de la sección del fuselaje (Cabina de mando y pasajeros).
- Alta incineración de los planos.

- Incineración parcial del empenaje, con desprendimiento parcial del timón de dirección y elevadores.
- Desprendimiento de la carena del radomo⁴ de la aeronave.
- Desprendimiento de los motores y hélices.



Secciones afectadas por el impacto y el fuego



Localización e identificación de restos aeronave HK3917G

⁴ Radomo – Cubrimiento, carenado del radar meteorológico ubicado en la sección frontal de nariz de la aeronave.

1.4 Otros daños

La vivienda en la cual se presentó el punto de impacto sufrió graves afectaciones en su fachada a causa de los componentes desprendidos de la aeronave y el fuego, así como daños estructurales en la placa del tercer piso que produjeron su colapso.

Dos (02) viviendas aledañas y cuatro (04) vehículos resultaron igualmente afectados por el fuego post impacto.

Rompimiento de cableado eléctrico de baja tensión.

1.5 Información personal

Piloto

Edad:	51 años
Licencia:	Piloto Comercial de Avión (PCA) Piloto de Transporte de Línea (PTL) Instructor de Vuelo Avión (IVA)
Certificado médico:	Vigente
Equipos volados como piloto:	Fokker F-50, McDonnell Douglas MD-83 y Beechcraft BE-60.
Ultimo chequeo en el equipo:	18 de Agosto de 2015
Total horas de vuelo:	4916:24:00 (Registradas ante la U.A.E.A.C. hasta el día 11 de febrero de 2004).
Total horas en el equipo:	Información no suministrada por la empresa Sky Hub Aviation S.A.S.
Horas de vuelo últimos 90 días:	Información no suministrada por la empresa Sky Hub Aviation S.A.S.
Horas de vuelo últimos 30 días:	Información no suministrada por la empresa Sky Hub Aviation S.A.S.
Horas de vuelo últimos 3 días:	Información no suministrada por la empresa Sky Hub Aviation S.A.S.

El piloto era poseedor de licencia de Piloto Comercial de Avión (PCA) expedida el 14 de Septiembre de 1984 con habilitación de piloto de monomotores y bimotores hasta 5700 Kg, copiloto de Boeing 727 – 757 - 767, MD-83.

El 11 de Febrero de 1997, obtuvo la licencia de Piloto de Transporte de Línea (PTL) con habilitación como piloto de F-50 y MD-83. De igual forma, poseía licencia de Instructor de Vuelo Avión (IVA) con fecha de expedición 22 de Julio de 2003.

Había realizado el chequeo para recobro de autonomía en la aeronave Beechcraft BE-60 fue realizado el 18 de Agosto de 2015 en la ciudad de Cali. De acuerdo a investigaciones preliminares, anterior a este último chequeo, la última pro-eficiencia registrada en el equipo BE-60 fue realizada el 03 de febrero del 2005 en la misma aeronave HK3917G.

1.6 Información sobre la aeronave

Marca:	Beechcraft
Modelo:	BE-60
Serie:	P-410
Matrícula:	HK3917G
Certificado aeronavegabilidad:	0004095
Certificado de matrícula:	R0006365
Fecha último servicio:	27 de Mayo de 2015
Total horas de vuelo:	1788:04 Horas

El último servicio efectuado a la aeronave, motores y hélices consistió en un servicio de 100 Horas realizado el 19 de Febrero de 2015 en la ciudad de Cali. La última inspección por parte de la Autoridad Aeronáutica fue realizada el 23 de Febrero del 2015.

A continuación se detallan las fechas, tipos de servicio y trabajos realizados a la aeronave, motores y hélices entre los años 2015 y 2008:

FECHA	COMPONENTE	MARCA	MODELO	SERIE No.	HORAS TOTALES	HORAS DURG	TIPO DE SERVICIO	TRABAJOS REALIZADOS
27/03/15	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	1777:23	776:50	Mantenimiento General	Reglaje al sistema del tren de aterrizaje
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	1777:23 1777:23	171:09 171:09		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1777B DA1751B	54:40 221:41	N/A 54:40		
19/02/2015	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	1776:23	775:50	100 Horas	Reemplazo de elementos por condición: - 26/4 Aceite AEROSHELL W-100 - Dos (2) Filtros de Aceite P/N CFO-101-1 - Dos (2) Filtros Centrales de Instrumentos P/N D9-1.4-5 - Una (1) Bujía Campion P/N RHB32E - Dos (2) Filtros de la Reguladora de Instrumentos P/N B3-5-1 - Tres (3) Chavetas de 1/8" - Una (1) Chaveta de 1/16" - Mangueras del Motor; Trenes y Combustible - Toma de compresión diferencial de los cilindros - Limpieza y lubricación a las superficies de control - Inspección visual y pruebas funcionales en tierra
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	1776:23	170:09 170:09		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1777B DA1751B	53:40 220:41	N/A 53:40		
31/01/2014	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	<u>1739:03</u>	<u>738:30</u>	Mantenimiento General	a) Reemplazo de la celda de combustible P/N 60-921046-1E del lado izquierdo por condición b) Remoción y reinstalación del flap izquierdo por deterioro de pintura c) Inspección visual y pruebas funcionales en tierra
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	<u>1739:03</u> <u>1739:03</u>	<u>132:49</u> <u>132:49</u>		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1777B DA1751B	<u>16:20</u> <u>183:21</u>	N/A N/A		
26/01/2014	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	<u>1742:13</u>	<u>741:40</u>	100 Horas	Reemplazo de elementos por condición: - 26/4 Aceite AEROSHELL W-100 - Dos (2) Filtros de Aceite P/N CFO-101-1 - Tres (3) Chavetas de 1/8" - Dos (2) Chavetas de 1/16" - Tres (3) Pastillas de Freno P/N RA-66-4 - Grasa AEROSHELL No.5 a Trenes de Aterrizaje - Dos (2) Filtros Reguladora de Instrumentos P/N B3-5-1 - Cuatro (4) Magnetos Manca Bendix - Overhaul SHIMMY DAMPER P/N 169-380029-5 - Overhaul Regulador de Oxígeno P/N 800308-1 - Inspección visual y pruebas funcionales en tierra
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	<u>1742:13</u> <u>1742:13</u>	<u>135:59</u> <u>135:59</u>		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1777B DA1751B	<u>19:30</u> <u>186:31</u>	N/A 19:30		

En la revisión de los registros del Log Book de la aeronave, motores y hélices se evidenciaron errores en su diligenciamiento; las horas totales y horas DURG presentan incoherencia en la línea del tiempo, ya que las consignadas el día 31 de Enero de 2014 son menores a las consignadas el día 26 de Enero de 2014, condición que refleja una inadecuada supervisión en el control estadístico de consumo de horas de vuelo del equipo BE-60 por parte del TAR encargado de los trabajos de mantenimiento.

FECHA	COMPONENTE	MARCA	MODELO	SERIE No.	HORAS TOTALES	HORAS DURG	TIPO DE SERVICIO	TRABAJOS REALIZADOS
30/09/2013	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	1776:23	775:50	Mantenimiento General	Instalación de: a) Dos (2) Hélices Marca HARTZELL Modelo HCF3YR2UF; Reemplazo Hélice Izquierda por encontrarse fuera de medidas S/N DA1102 b) Dos (2) Gobernadores Marca WOODWARD Se efectuó inspección visual y pruebas funcionales
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	1722:43 1722:43	116:29 116:29		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1777B DA1751B	00:00 167:01	N/A 00:00		
15/02/2013	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	1700:13	699:40	100 Horas	Reemplazo de elementos por condición: - 26/4 Aceite AEROSHELL W-100 - Dos (2) Filtros de Aceite P/N CFO-101-1 - Seis (6) Pastillas de Frenos Marca RAPCO P/N RA66-64 - Doce (12) Pines de frenos P/N para pastillas de frenos P/N RABP001 - Nitrógeno requerido - Grasa AEROSHELL No.5 requerida - Tres (3) Chavetas de 1/8" - Una (1) Chaveta 3/32" - Alambre de frenado requerido No.25 y No.32 - Inspección visual y pruebas funcionales en tierra
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	1700:13 1700:13	93:59 93:59		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1102 DA1751B	786:36 144:31	144:31 N/A		
28/11/2012	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	1695:03	694:30	Mantenimiento General	Reemplazo de: c) Dos (2) filtros de línea de instrumentos P/N RA1J4-7 Marca RAPCO d) Se efectuó inspección visual y pruebas funcionales
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	<u>1695:03</u> <u>1695:03</u>	88:49 88:49		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1102 DA1751B	<u>1695:03</u> <u>1695:03</u>	139:16 N/A		
01/06/2012	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	----	----	Mantenimiento General	e) Reemplazo de pila ELT Satelital Marca ARC Modelo ME406

De igual forma, se evidenció un error de diligenciamiento en el Log Book de las hélices 1 y 2 el día 28 de Noviembre de 2012, en cual aparecen registradas las mismas horas que poseen los motores.

FECHA	COMPONENTE	MARCA	MODELO	SERIE No.	HORAS TOTALES	HORAS DURG	TIPO DE SERVICIO	TRABAJOS REALIZADOS
01/02/12	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	1673:13	672:40	100 Horas	Reemplazo de elementos por condición: - 26/4 Aceite AEROSHELL W-100 - Dos (2) Filtros de Aceite P/N CFO-101-1 - Una (1) Llanta del tren principal izquierdo Marca GOODYEAR S/N 121182310 - Una (1) Neumática Marca GOODYEAR P/N RH6700 - Nitrógeno requerido - Grasa AEROSHELL No.5 - Tres (3) Chavetas de 1/8" - Inspección visual y pruebas funcionales en tierra
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	1673:13 1673:13	66:59 66:59		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1102 DA1751B	759:36 117:31	117:31 N/A		

FECHA	COMPONENTE	MARCA	MODELO	SERIE No.	HORAS TOTALES	HORAS DURG	TIPO DE SERVICIO	TRABAJOS REALIZADOS
04/11/2011	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	1668:14	667:41	Mantenimiento General	Reemplazo de: - Batería del Avión Marca GILL S/N G02548858 - Inspección visual y pruebas funcionales en tierra
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	1668:14 1668:14	62:00 62:00		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1102 DA1751B	754:37 112:42	112:42 N/A		
12/09/2011	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	1659:14	658:41	Mantenimiento General	Reemplazo por condición de: - Tanque de combustible de caucho de punta del plano derecho
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	1659:14 1659:14	53:00 53:00		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1102 DA1751B	19:30 186:31	103:42 N/A		
11/11/2010	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	1634:15	633:42	100 Horas	Reemplazo de elementos por condición: - 16/4 Aceite AEROSHELL W-100 - Dos (2) Filtros de Aceite P/N CFO-101-1 - Nueve (9) Pastillas de frenos P/N RA66-44, Seis (6) al tren izquierdo y tres (3) al tren derecho - Inspección visual y pruebas funcionales en tierra
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	1634:15 1634:15	36:45 36:45		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1102 DA1751B	00:00 167:01	78:33 N/A		
01/02/10	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	1597:25	597:57	100 Horas	Desmote e instalación de: - Bancadas de Motores (Trabajo de Magnaflux) - Motores (Reparación General): Motor 1: Magnetos, conjunto de inyección, bomba de combustible, arranque. Motor 2: Magnetos, conjunto de inyección, bomba de combustible, arranque. Instalación de componentes con trabajo de reparación general: - Bancada de Turbos P/N LW-10063 - Turbocargadores con todo el sistema de escape - Controladores del turbo - Válvulas de sobrepresión - Acumuladores - FuelServos - Regulador de Oxígeno Instalación de componentes nuevos: - Shymmy Damper - Ocho (8) amortiguadores de motor - Radiador de aceite a motor 2 - Mangueras d combustible - Tres (3) pastillas de frenos tren principal derecho - Calibración de controles de motores y hélices - Cumplimiento de AD 2008-08-14 - Inspección visual y pruebas funcionales en tierra
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	1597:25 1597:25	00:00 00:00		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1102 DA1751B	759:36 117:31	41:48 N/A		

FECHA	COMPONENTE	MARCA	MODELO	SERIE No.	HORAS TOTALES	HORAS DURG	TIPO DE SERVICIO	TRABAJOS REALIZADOS
09/08/2008	AVIÓN	BEECHCRAFT	BE-60	P-410	1584:18	584:50	100 Horas	Reemplazo de: - Dos (2) filtros de aceite CFO-100-1 - 26/4 de aceite AEROSHELL W-100
	MOTOR 1 MOTOR 2	LYCOMING	TIO541E1C4	L1334-59 L1318-59	1584:18 1584:18	N/A N/A		
	HÉLICE 1 HÉLICE 2	HARTZELL	HCF3YR2UF	DA1102 DA1751B	670:46 28:41	28:41 N/A		

Motor LH

Marca: Lycomig

Modelo: TIO5441E1C4

Serie: L1334-59

Total horas de vuelo: 1788:03Hrs

Total horas D.U.R.G: 182:03Hrs

Último Servicio: 19 de Febrero de 2015

Motor RH

Marca: Lycoming

Modelo: TIO5441E1C4

Serie: L1318-59

Total horas de vuelo: 1788:03Hrs

Total horas D.U.R.G: 182:03Hrs

Último Servicio: 19 de Febrero de 2015

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

Hélice LH

Marca:	HARTZELL
Modelo:	HCF3YR2UF
Serie:	DA1777B
Total horas de vuelo:	65:21 Horas
Total horas D.U.R.G:	N/A (Nueva)

Hélice RH

Marca:	HARTZELL
Modelo:	HCF3YR2UF
Serie:	DA1751B
Total horas de vuelo:	232:22 Horas
Total horas D.U.R.G:	65:40 Horas

1.7 Información Meteorológica

El reporte meteorológico para el aeropuerto Eldorado el día 18 de Octubre de 2015 a las 21:00UTC, era el siguiente:

METAR SKBO 182100Z 13007KT 9999 SCT020 SCT200 16/07 A3035=

Viento proveniente de los 130° con intensidad de 07 nudos, visibilidad más de 10 kilómetros, nubes dispersas con bases a 2000 pies y 20000 pies, temperatura 16°C, temperatura del punto de rocío de 07°C y un ajuste altimétrico de 30.35InHg.

Teniendo en cuenta la información anterior, las condiciones meteorológicas eran adecuadas para la segura ejecución del vuelo en condiciones VFR, razón por la cual este factor no tuvo incidencia en la ocurrencia del accidente.

1.8 Ayudas para la Navegación

El vuelo se desarrollaría bajo reglas de vuelo visual (VFR), condición que acuerdo al Reglamento del Aire (RAC 5) no requiere ayudas para la navegación aérea.

1.9 Comunicaciones

El GRIAA obtuvo los registros de audio entre la torre de control del aeropuerto Eldorado y el piloto de la aeronave HK3917G con el fin de analizar su contenido.

No se hallaron en las grabaciones llamados de situaciones anormales o emergencia por parte del piloto, evidenciándose durante la investigación que las comunicaciones no tuvieron relación con la ocurrencia del accidente.

1.10 Información del Aeródromo

No aplicable por cuanto este accidente no ocurrió al interior de las instalaciones de los aeropuertos de origen o destino.

1.11 Registradores de Vuelo

No requerido para la aeronave Beechcraft BE-60 según los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia RAC 4 Normas de Aeronavegabilidad y Operaciones de Aeronaves, numerales 4.5.6.26 (Registradores de Datos de Vuelo, FDR) y 4.5.6.34 (Registradores de Voces de Cabina de Mando, CVR).

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave se precipitó sobre una zona urbana localizada en la localidad de Engativá (Bogotá D.C.), colisionando contra una estructura residencial/comercial de tres (03) pisos, ubicada en la esquina de la Carrera 76A con Calle 64F del barrio “El Luján”.

Los restos principales de la aeronave quedaron ubicados en las coordenadas geográficas $N04^{\circ}40'53.7''/W074^{\circ}06'20.3''$ a una distancia de 1,33 millas náuticas (NM) de la cabecera 31R del aeropuerto Internacional Eldorado, a una elevación de 8451 pies.

El impacto contra la edificación produjo un incendio en tierra que afectó gran parte de su estructura, una vez controlado el fuego y asegurada la escena ante un posible desplome o colapso de las columnas, vigas y muros comprometidos, el personal de Policía Judicial (SIJIN) realizó el levantamiento de los cuerpos sin vida ubicados al interior de la aeronave (04 en total) y la vivienda (01 en total).

Posterior a la recuperación de los cuerpos se efectuó el levantamiento de la escena del accidente, ubicando e identificando cada uno de los componentes mayores de la aeronave.



Ubicación final de la aeronave HK3917G respecto a la cabecera 31R de SKBO



Vista general de los restos de la aeronave HK3917G en el sitio del accidente

Mediante composición gráfica del terreno y la aeronave se hizo una recreación para comprender desde dos (02) ángulos opuestos, la actitud probable que esta tenía antes de colisionar contra la vivienda.



Recreación de la caída de la aeronave HK3917G vista desde la calle 64f

La aeronave se dirigió hacia tierra con un alto ángulo de impacto (Muy próximo a los 090° de nariz abajo) y una ligera inclinación hacia la izquierda en el eje perpendicular.



Recreación de la caída de la aeronave HK3917G vista desde la carrera 76a

Durante el trabajo de campo inicial (Investigación técnica) se confirmó la existencia de todas las partes de la aeronave, realizando su respectiva identificación y ubicación en la escena del accidente. Dentro de los aspectos más relevantes relacionados con los restos de la aeronave se encontraron:

- La sección del fuselaje (Cabina de mando y pasajeros) se encontró concentrada sobre la acera con alta afectación por el fuego.
- La sección del empenaje reposaba sobre la calle parcialmente afectada por el fuego con desprendimiento parcial del timón de dirección y elevadores.
- En el tercer piso de la estructura, se encontró la carena del radomo de la aeronave.
- Dentro de las instalaciones del segundo piso de la vivienda, se encontró el motor, hélice y restos del plano derecho.
- En el primer piso, dentro de la estructura, no se encontraron restos de la aeronave.
- A 10 metros y 40 metros hacia la izquierda de la posición final de restos del fuselaje, fueron localizados el motor izquierdo y hélice izquierda respectivamente.
- Entre los 5 metros y 10 metros hacia la izquierda de la posición final de restos del fuselaje, fueron localizadas partes del timón de dirección y superficies del plano izquierdo.

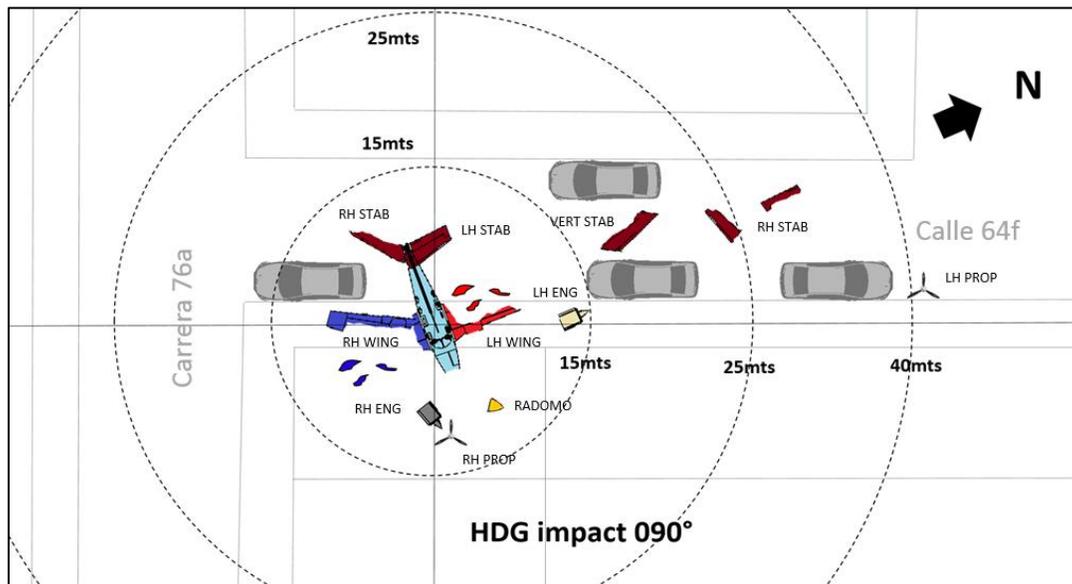
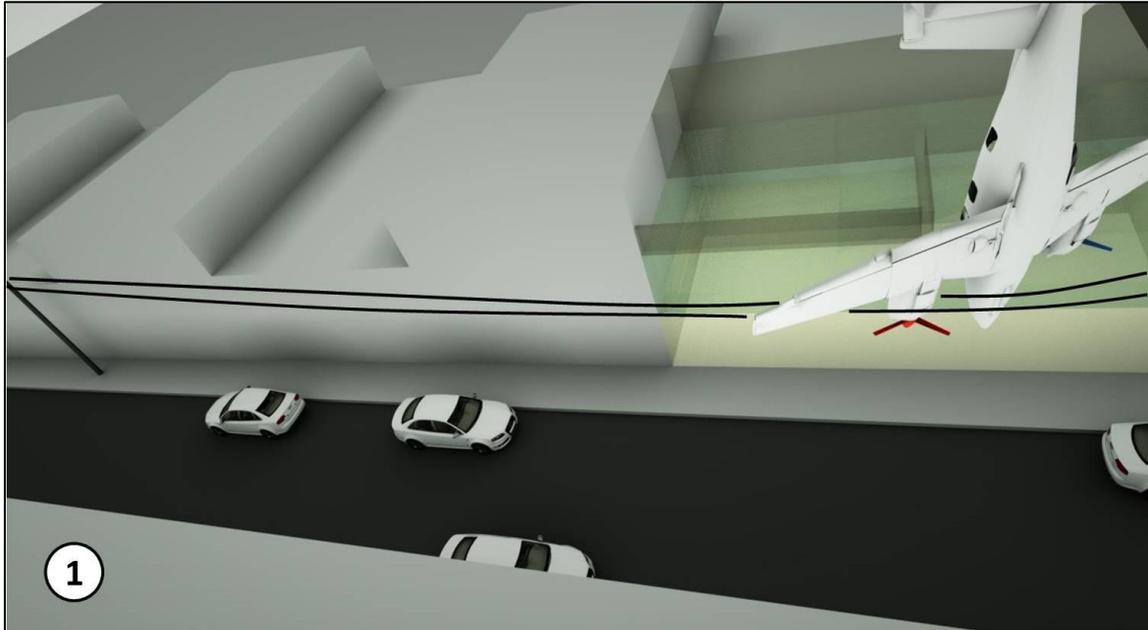


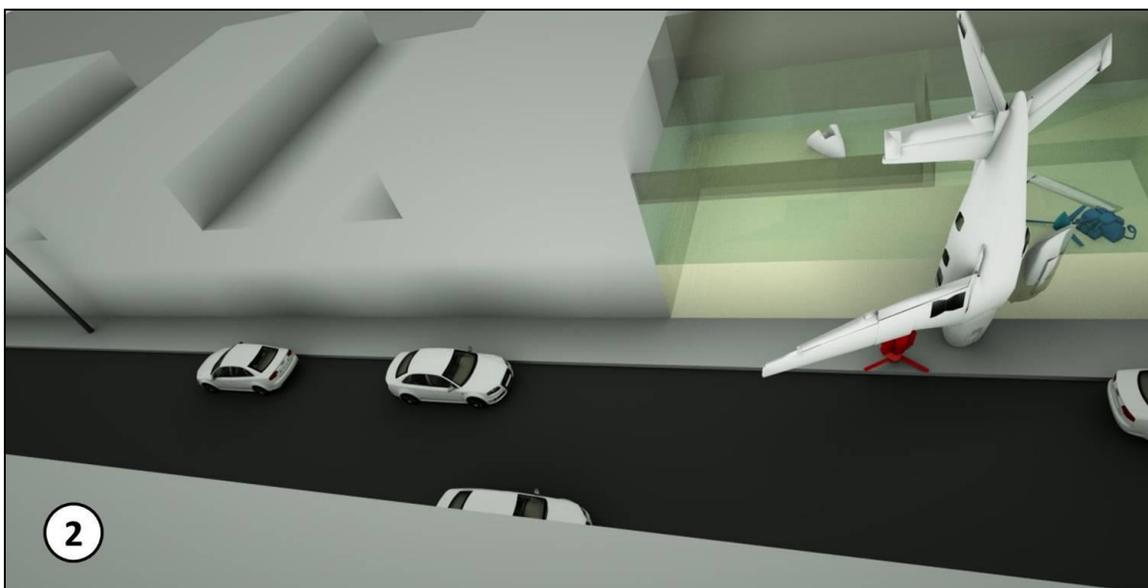
Diagrama de ubicación de restos de la aeronave HK3917G

La dinámica de impacto presentó las siguientes características:

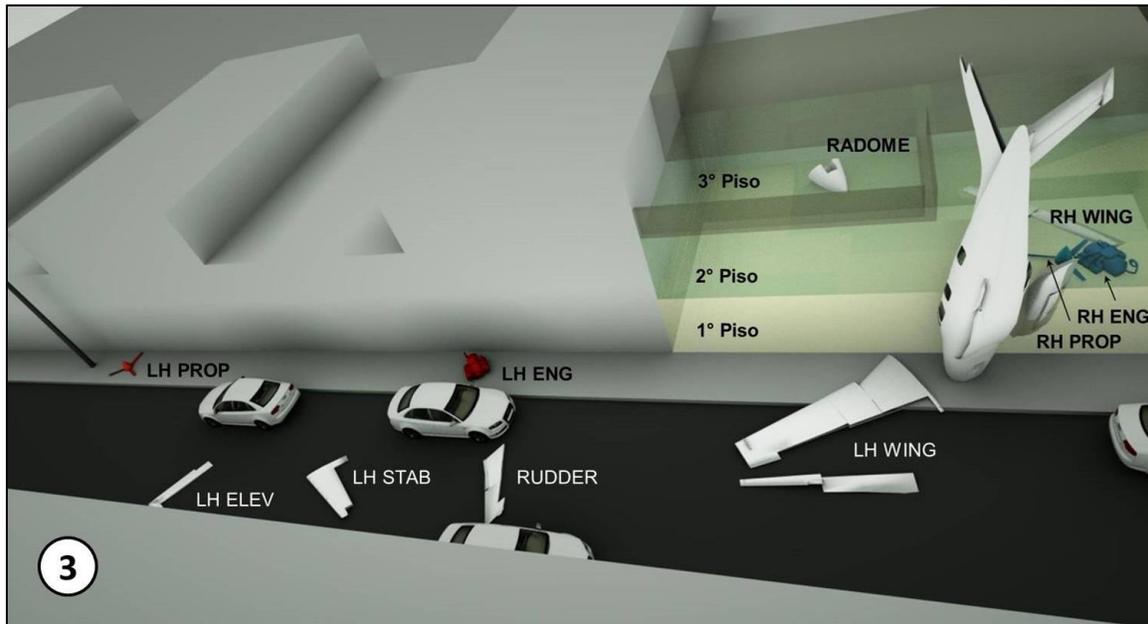
1. La aeronave colisionó con rumbo aproximado de 090°, con indicación de alto ángulo y alta velocidad vertical, rompiendo inicialmente un cableado eléctrico de baja tensión.



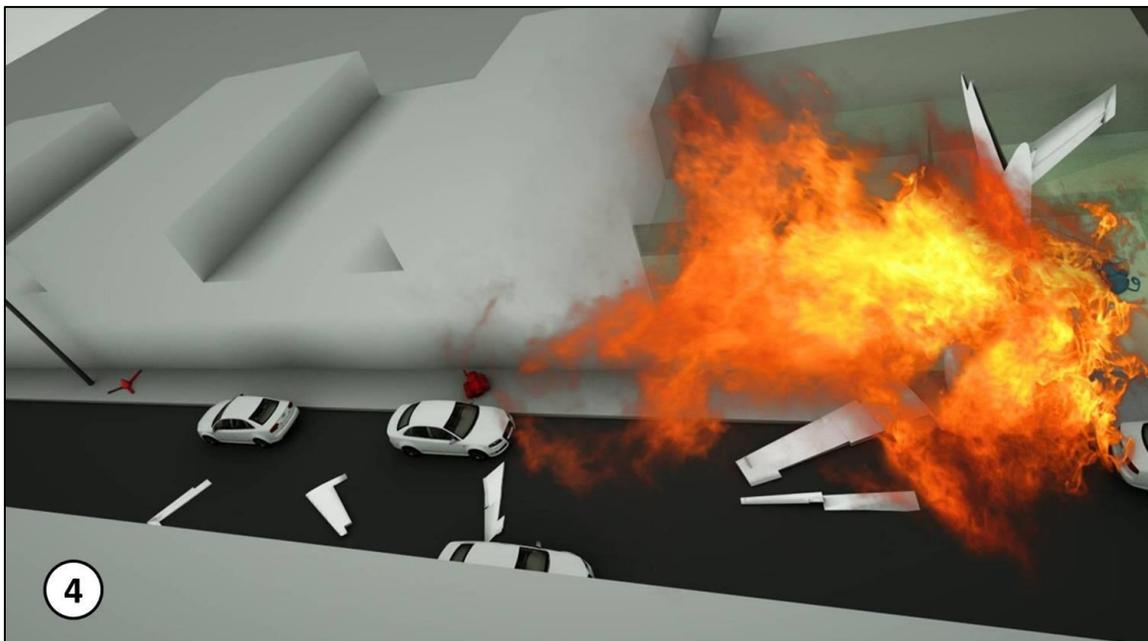
2. Con ligera rotación hacia la izquierda, la aeronave impactó contra el segundo piso de la vivienda, produciendo la separación de una sección del plano, del motor y hélice derecha; quedando localizados en el segundo piso de la casa.



3. La aeronave impactó con la sección frontal del fuselaje y el plano izquierdo la acera contigua a la edificación, produciendo la separación del motor y hélice izquierda. Así mismo, algunas superficies del empenaje se separaron hacia la izquierda de la posición final del fuselaje debido las fuerzas de inercia.



4. Se produjo fuego en tierra post-impacto de muy alta temperatura que consumió gran parte del fuselaje y planos de la aeronave, así como la estructura de la vivienda.



1.12.1 Descripción de los restos de la aeronave

A. Sección del Fuselaje y Cabina de Vuelo

La sección del fuselaje resultó seriamente afectada por el fuego post-impacto el cual se estimó que alcanzó aproximadamente los 1500°C debido a los signos de fundición presentados de los materiales. Entre los restos de la cabina de vuelo se encontraron fracturados los instrumentos, con evidencia de alta desaceleración (G's) y sin posibilidad de hallar lecturas o indicaciones pre-impacto.

Las palancas de potencia izquierda (LH) y derecha (RH) fueron encontradas y preservadas durante la extracción de los cuerpos, encontrándolas en posición ralentí. Las palancas de paso de hélices LH y RH con paso bajo, y las palancas de mezcla, en posición cortada (LH) y mezcla rica (RH).



Posiciones de las palancas en cabina durante la inspección inicial

La perilla selectora de combustible se encontró altamente afectada por el fuego; en la inspección realizada, se encontró la posición “cerrada” en la selectora LH. La posición de la selectora RH, se encontró en una posición intermedia entre “cerrada” y “abierta”.

Estas válvulas que son controladas mediante guayas, podrían haberse desplazado durante el impacto, impidiendo a los investigadores establecer su posición final previo al impacto.

B. Superficies de Control

Se efectuó revisión en la continuidad de las guayas de control de superficies en la aeronave, sin encontrar alteraciones significativas que pudieran afectar las condiciones de controlabilidad de la aeronave en vuelo.

La superficie compensadora del timón de dirección se encontró completa y en posición hacia la derecha; sin embargo, aunque esta superficie es controlada mediante guayas, es posible que se hallan desplazado durante el impacto, por lo que no fue posible establecer si era la posición final previa al impacto.



Posición final del timón de dirección y aleta compensadora HK3917G

C. Motores

El motor izquierdo marca Lycoming, S/N L1334-59 se encontró a 10 metros del punto inicial de impacto sobre la acera de la calle. Se encontraba separado de la estructura del plano en posición invertida y fue fácilmente reconocible.

El cárter de potencia presentó rompimiento en la parte superior frontal derecha y algunos de sus accesorios se encontraban parcialmente separados del motor.

No se evidenció la separación de cilindros durante el impacto.

El motor derecho marca Lycoming, S/N L1318-59 se encontró en el segundo piso de la edificación a 4mts de la ubicación de los restos del fuselaje, cubierto de gran cantidad de escombros de la estructura y enceres de la vivienda.

La sección delantera del motor junto con una sección de cabeza de cilindro quedó expuesta e identificable. Después de realizar la remoción de restos en la vivienda, se pudo recuperar el motor para su identificación inicial.

El motor presentaba apreciable afectación por el fuego sin roturas visibles en el cárter de potencia ni separación de cilindros.



Condición final del motor izquierdo (Izq.) y motor derecho (Der.)

D. Hélices

La hélice izquierda marca Hartzell S/N DA1777B fue el componente que se encontró más alejado de los restos principales de la aeronave, a 40 metros hacia la izquierda del punto de impacto sobre la acera de la Carrera 76A.

Entre las características iniciales encontradas en el sitio, las tres palas se encontraron ligeramente deformadas en su cuerpo sin presentar deformación en sus puntas. Dos de las palas mostraron posición de bandera y una de las palas mostró un patrón de deformación diferente relacionado con los golpes post impacto de la hélice.

El conjunto de embanderamiento se encontró separado del núcleo de la hélice, a 2 metros del punto inicial de impacto. Las evidencias indicaban que la hélice izquierda impactó contra el terreno a bajas revoluciones por minuto (RPM).

La hélice derecha marca Hartzell, S/N DA1751B se encontró adyacente al motor derecho en el segundo piso de la vivienda con visible separación del flanche del cigüeñal.

Las tres palas se encontraban unidas al núcleo de la hélice. Dos de las palas mostraron apreciable deformación en sus puntas.

Una de palas se encontró altamente deformada con fractura de la mitad del cuerpo, las evidencias indicaban que la hélice derecha impactó la edificación con altas RPM.



Condición final de la hélice izquierda (Izq.) y hélice derecha (Der.)

1.13 Información médica y patológica

Piloto

El piloto contaba con su certificado médico vigente con fecha de vencimiento el día 30 de Diciembre de 2015 y con limitación de emplear lentes correctores; encontrándose apto física y psicológicamente para ejercer actividades de vuelo.

El Informe Pericial de Necropsia No.2015010111001003406 del INSTITUTO NACIONAL DE MEDICINA LEGAL Y CIENCIAS FORENSES, Regional BOGOTA, Seccional BOGOTA, Unidad Básica SEDE CENTRAL, describe que el cuerpo del piloto presentaba traumas contundentes en cráneo, tórax, columna vertebral, extremidades superiores e inferiores, así como traumas por exposición al fuego, carbonización extensa de piel, exposición de músculos carbonizados, quemaduras en la vía aérea superior e inferior y hollín en su interior; lesiones consecuentes con las cargas de desaceleración e inhalación de productos de combustión.

El análisis y opinión pericial estableció como causa básica de la muerte las quemaduras por fuego, en el contexto de un siniestro aéreo.

Según el informe pericial de toxicología forense no se detectó Etanol en la muestra de sangre extraída al cadáver.

Ocupantes

En los Informes Periciales de Necropsia efectuados a los ocupantes de la aeronave, dos (02) hombres y una (01) mujer, se evidenciaron traumatismos múltiples en cráneo y cara, tórax, extremidades superiores e inferiores, quemaduras extensas que produjeron calcinación generalizada en la superficie corporal de los cuerpos.

El informe pericial de toxicología forense no evidenció presencia de sustancias de abuso (Alcohol o drogas) en las tres (03) víctimas.

1.14 Incendio

Se presentó incendio post-impacto; a consecuencia de las fracturas sufridas en los planos de la aeronave durante la colisión contra la edificación, el combustible se derramó de sus tanques e hizo ignición inmediatamente, desatando fuego de gran intensidad que consumió gran parte de la estructura del avión, las fachadas de dos (02) viviendas y varios vehículos sufrieron daños de variada magnitud.

El equipo de investigadores encontraron en el sitio de los hechos la totalidad de las partes de la aeronave que no se vieron afectadas o resistieron los efectos de las altas temperaturas, otros componentes desafortunadamente fueron consumidos por el fuego y no pudieron ser recuperados.

El fuego fue extinguido por el SEI del aeropuerto Eldorado con el apoyo del Cuerpo de Bomberos de la ciudad de Bogotá.

1.15 Aspectos de supervivencia

El accidente no tuvo capacidad de supervivencia, todos los ocupantes a bordo fallecieron a causa de las fuerzas de impacto que experimentaron durante el corto periodo de desaceleración tras la colisión de la aeronave contra la edificación, así como por el fuego presentado por la ignición del combustible.

La integridad estructural de la aeronave se vio seriamente comprometida, la cabina de vuelo y pasajeros quedó completamente destruida, las sillas y arneses fueron consumidos por el fuego.

Los cuerpos del piloto y ocupantes fueron encontrados concentrados en el área correspondiente a la cabina de vuelo (02) y cabina de pasajeros (02), con los brazos en posición de pugilista, piernas semi-flexionadas y alto grado de calcinación.

Los análisis de Medicina Legal realizados a los cuerpos evidenciaron lesiones óseas por transmisión de alta energía en sentido longitudinal, asociadas con mecanismo contundente por caída de altura.



Condición final de las sillas de la cabina de vuelo

1.16 Ensayos e investigaciones

Teniendo en cuenta que las evidencias de daños en las hélices indicaron que el motor derecho (RH) producía altas RPM cuando impactó la construcción, mientras que el izquierdo (LH) lo hizo a bajas RPM, este componente fue llevado a inspección un Taller Aeronáutico de Reparación (TAR) autorizado por la Autoridad Aeronáutica, donde fue analizado por el equipo interdisciplinario de investigadores, determinando que:

- a) El magneto izquierdo no se encontraba en condiciones de uso debido a los daños causados por el impacto.
- b) El magneto derecho producía chispa en todas sus conexiones hacia las bujías.
- c) Las bujías se encontraron en buenas condiciones, su coloración era variada de clara a oscura y el desgaste de cada uno los electrodos era diferente sin ser excesivo.
- d) El servo de combustible correspondía al modelo original.
- e) La palanca de control de mezcla se encontró atascada en el tope bajo (Corte).
- f) Al intentar mover el conjunto de componentes dinámicos del motor, estos no giraron. Sin embargo, al retirar los cilindros 1 y 3 que resultaron con daños significativos por el impacto, los componentes accesorios presentaron movimiento continuo.

- g) El cárter de aceite se retiró sin evidencia de fragmentos metálicos (Limallas).
- h) No se evidenciaron limallas sobre las áreas expuestas de los componentes rotativos, ni decoloración por sobrecalentamiento o sobre-temperatura.
- i) El gobernador de la hélice se encontró fracturado pero con movimiento libre.
- j) Se evidenció que la válvula de combustible izquierda estaba en posición OFF, pero no se determinó si esta era la indicación antes del accidente, ya que su control se encuentra conectado mecánicamente por cables y pudo desplazarse durante el accidente o en la recolección de los restos.
- k) Los ensayos en banco de pruebas demostraron que la válvula de combustible izquierda se encontraba en condiciones normales de funcionamiento.



Válvula de combustible del motor izquierdo en inspección y ensayos de funcionamiento

1.17 Información sobre organización y gestión

Sky Hub Aviation S.A.S., es una empresa colombiana que realiza negocios relacionados con la industria aeronáutica, asesoría a empresas del sector, asistencia de aeronaves en tierra, arrendamiento y mantenimiento de aeronaves; ofreciendo servicios a nivel nacional e internacional tales como aviónica, tapicería, artículos electrónicos, estructuras, mantenimiento de línea, la operación de aeronaves, generales y servicios de pintura de interiores, teniendo su sede principal de operaciones en la ciudad de Bogotá D.C. (Colombia).

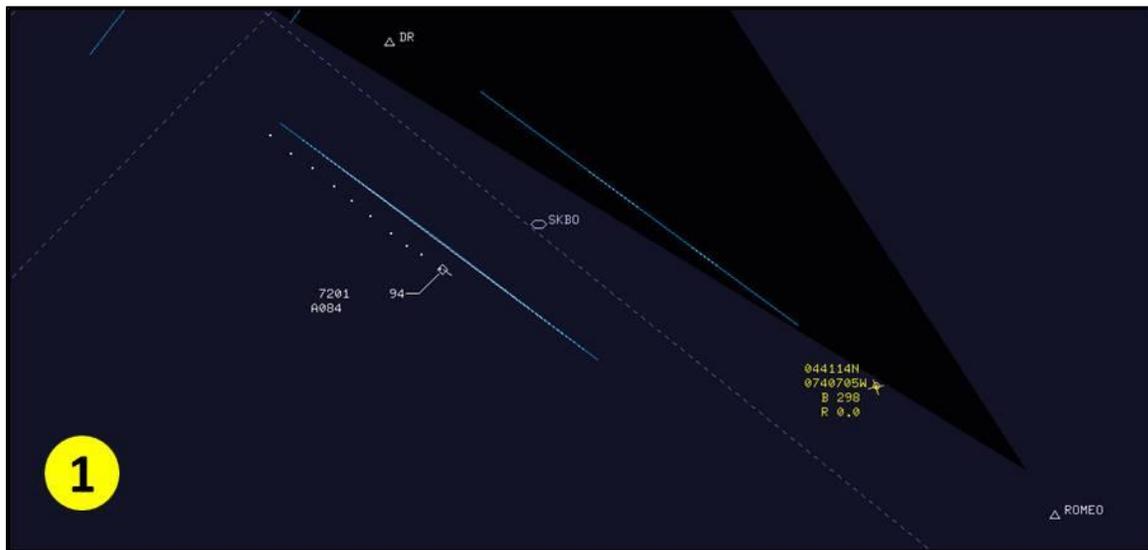
INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

1.18 Información adicional

1.18.1 Trazas de RADAR

Durante la investigación se obtuvieron seis (06) retornos primarios del sistema RADAR, que fueron empleados para realizar un trazado de la trayectoria de vuelo seguida por la aeronave HK3917G antes de impactar contra el terreno.

Coordenadas geográficas N04°41'14"/W074°07'05"



16:18:32HL (21:18:32UTC)

Coordenadas geográficas N04°41'08"/W074°06'59"



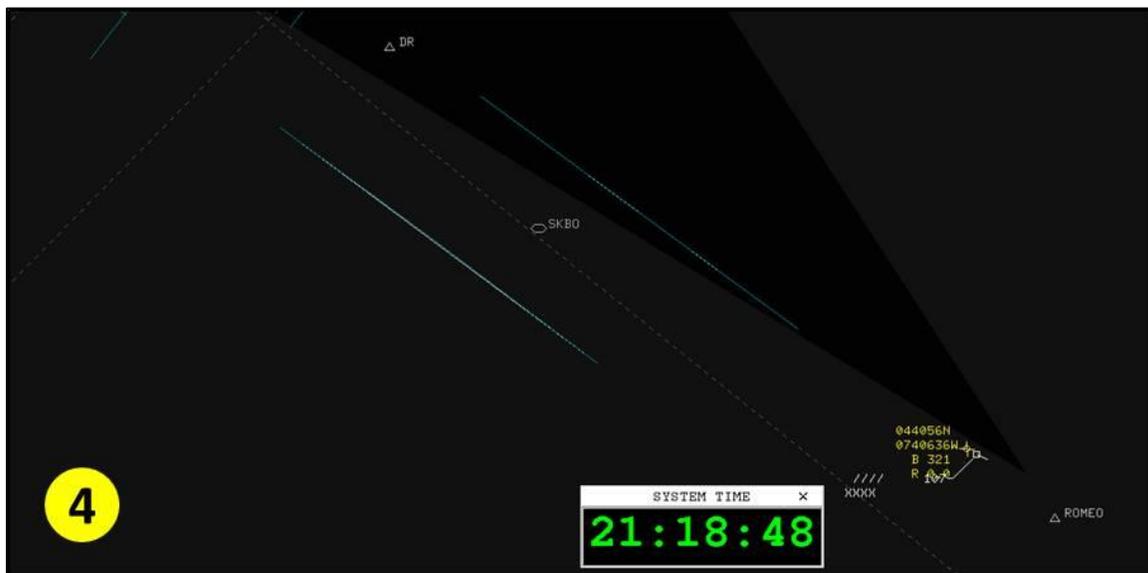
16:18:37HL (21:18:37UTC)

Coordenadas geográficas N04°41'06"/W074°06'55"



16:18:48HL (21:18:48UTC)

Coordenadas geográficas N04°40'56"/W074°06'36"- 107 Nudos (Ground Speed⁵)



⁵ Ground Speed: Velocidad a la que se mueve el avión con respecto al suelo.

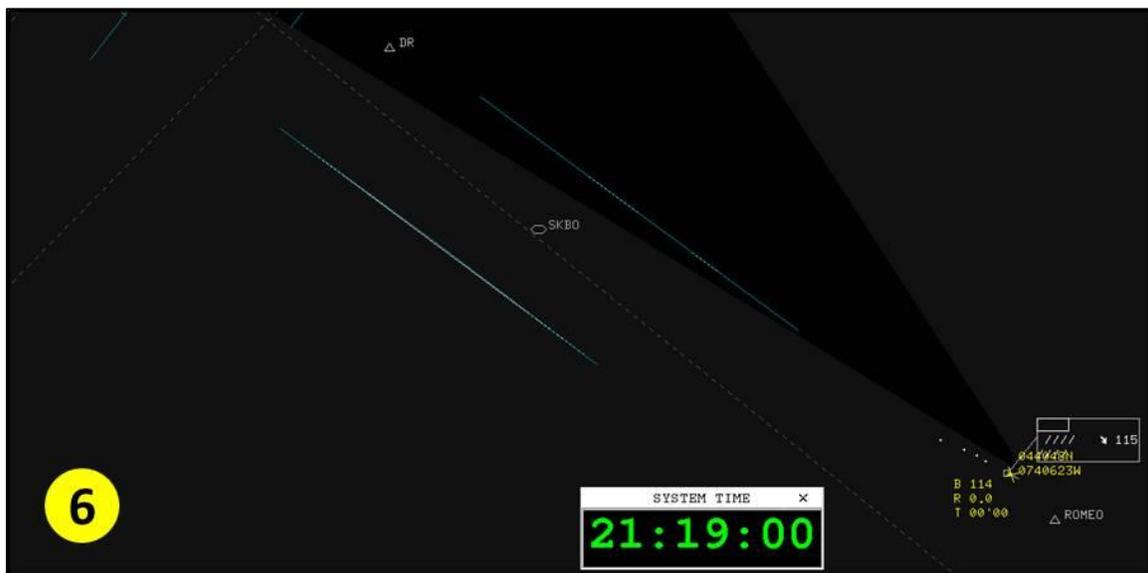
16:18:53HL (21:18:53UTC)

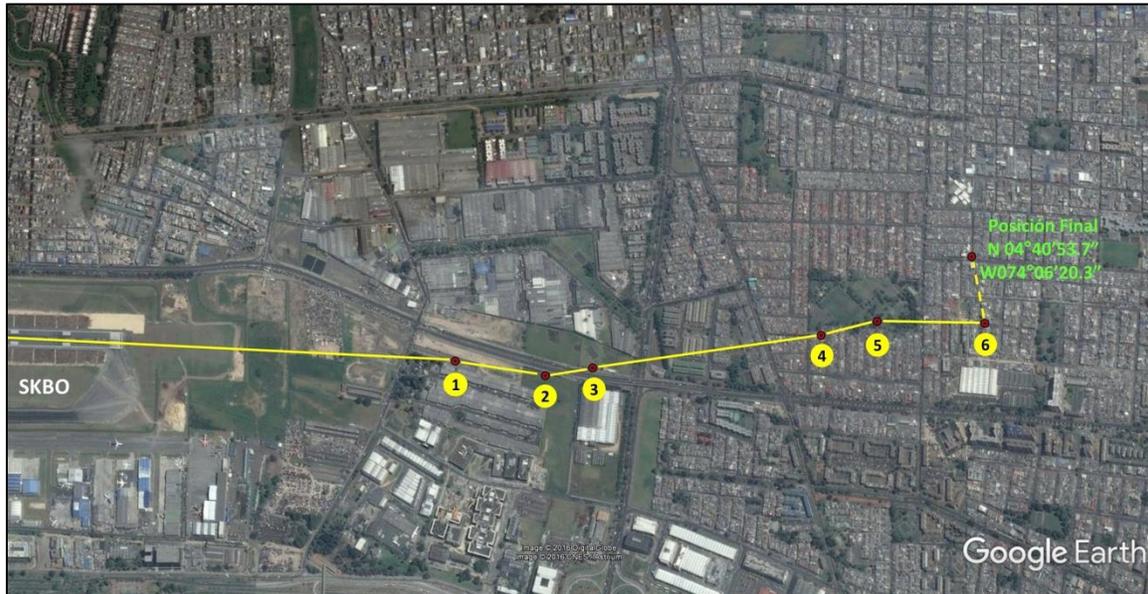
Coordenadas geográficas N04°40'54"/W074°06'31" - 115 Nudos (Ground Speed)



16:19:00HL (21:19:00UTC)

Coordenadas geográficas N04°40'48"/W074°06'23" - 115 Nudos (Ground Speed)





Trayectoria de la aeronave HK3917G de acuerdo a las trazas de RADAR

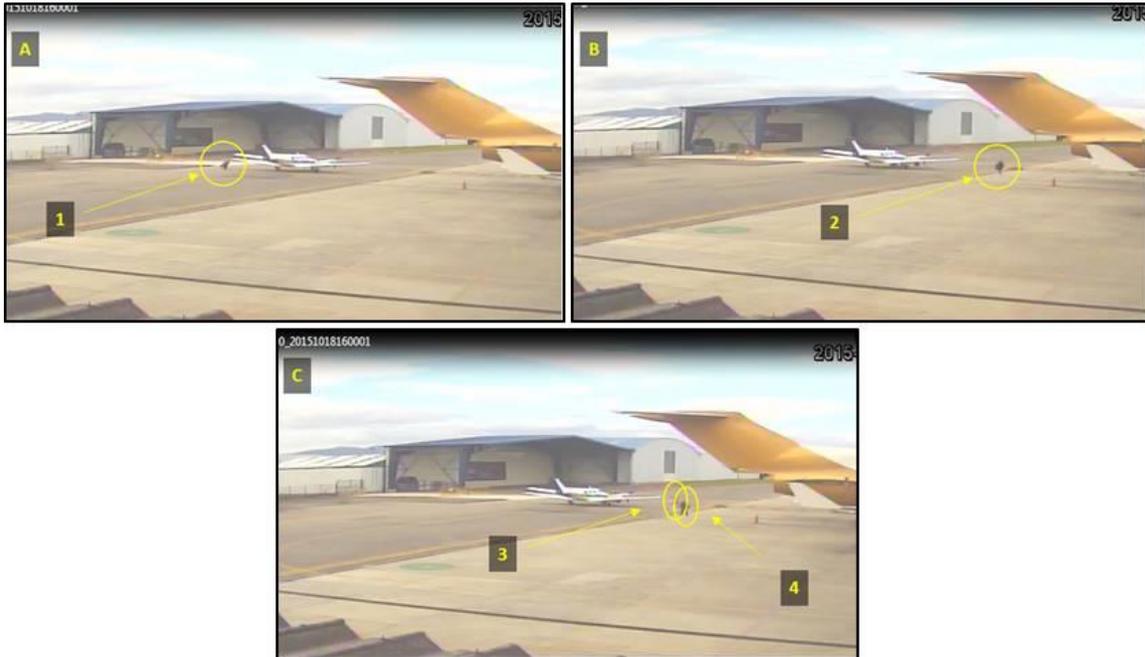
1.18.2 Registros de las cámaras de seguridad

Dentro del proceso investigativo se obtuvieron los registros de tres (03) cámaras de seguridad que permitieron conocer y determinar algunos aspectos relevantes durante la operación de la aeronave HK3917G desde su salida en el aeropuerto Internacional Eldorado hasta el momento del accidente.

A. Cámara de seguridad No.1

La cámara de seguridad No. 1 se encontraba localizada en un hangar contiguo a la ubicación de parqueo de la aeronave HK3917G. El registro filmico aportado a la investigación confirmó aspectos importantes para la investigación como:

- a) La presencia de cuatro (04) personas que abordaron la aeronave con equipaje personal, sin evidencia de equipaje de gran tamaño.
- b) Se observó que la realización de la inspección pre-vuelo a la aeronave tuvo una duración menor a un (01) minuto.
- c) Se observó la puesta en marcha de los motores sin presentar ninguna anomalía.
- d) Se observó el despegue de la aeronave sin mayores detalles.



Imágenes de la cámara de seguridad No.1

B. Cámara de seguridad No. 2 – Concesión OPAIN

Las imágenes de las cámaras de seguridad suministradas por la concesión del aeropuerto Eldorado – OPAIN fueron obtenidas en diferentes ángulos que permitieron realizar el seguimiento de la aeronave una vez fue autorizada a su rodaje desde la plataforma de Sky Hub Aviation.

La primera cámara registró el desplazamiento de la aeronave por la calle de rodaje paralela “A”.



Desplazamiento de la aeronave HK3917G durante el rodaje por la paralela “A”

La segunda cámara registró el ingreso de la aeronave a la pista 13L por la calle de rodaje "D".



Ubicación de la aeronave HK3917G durante el ingreso a la pista 13L por calle de rodaje "D"

La tercera cámara de seguridad registró a la aeronave durante su despegue y ascenso inicial. Se observó a la aeronave efectuando un despegue normal, siguiendo posteriormente una trayectoria de vuelo nivelada.

En las imágenes no se registró ninguna indicación visual de malfuncionamiento de los motores o estructura (Rastros de humo o partes separadas).

Después de un corto vuelo con los planos a nivel, la aeronave continuó con una ligera pérdida de altitud y posteriormente al iniciar el viraje hacia la izquierda se observó como se inclinó drásticamente y se precipitó contra el terreno.



La aeronave despegó y niveló (Izq.) y posteriormente presentó una ligera pérdida de altura (Der.)



La aeronave perdió altura e inició el viraje (Izq.), viró hacia izquierda y perdió el control (Der.)



La aeronave impactó la zona urbana produciéndose la columna de humo

C. Cámara de seguridad No.3

La cámara de seguridad No. 3 se encontraba localizada en una vivienda, 108 metros al Oeste del sitio del accidente en las coordenadas geográficas N04°40'54.07"/W074°06'23.72".

El campo visual de la cámara permitió identificar positivamente a la aeronave HK3917G, así como la trayectoria que siguió segundos antes al impacto contra la edificación.

En el registro fílmico se observó la forma como la aeronave se precipitó contra el terreno, en actitud de cabeceo negativo ($\approx 90^\circ$ de nariz abajo), mientras realizaba un leve giro hacia la derecha sobre su eje longitudinal.

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

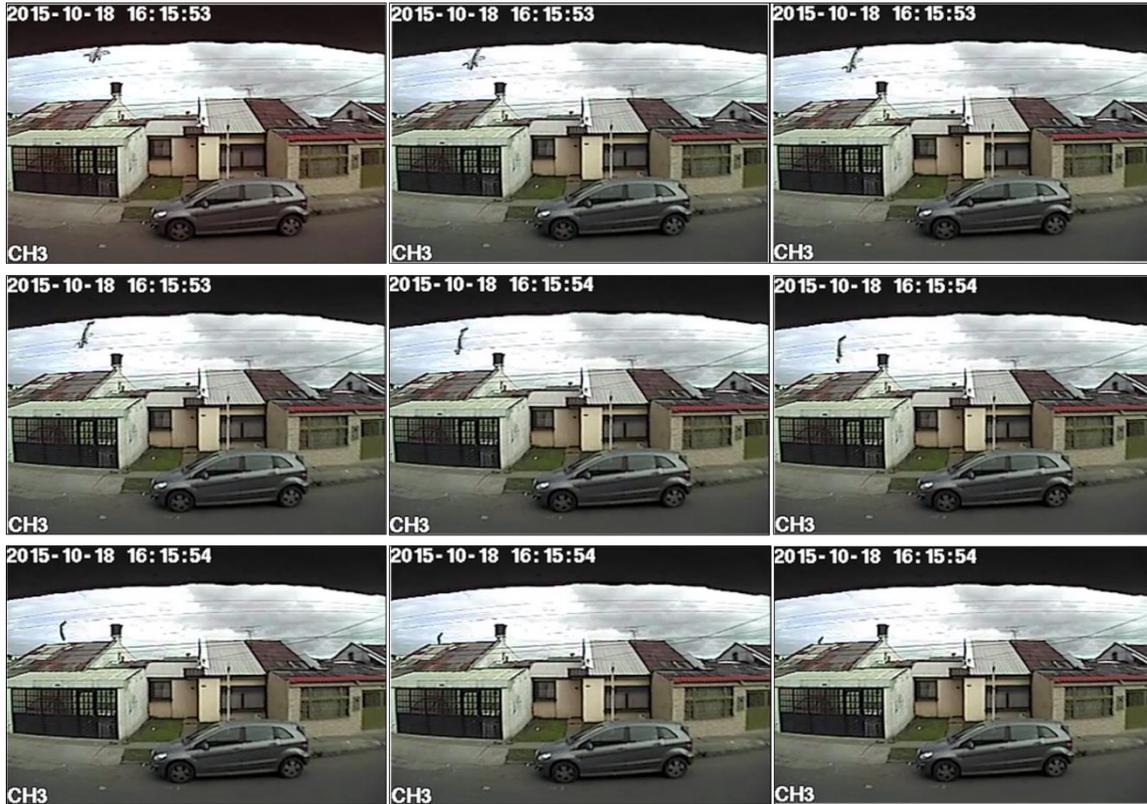


Campo de visión de la cámara No.3



Actitud de vuelo de la aeronave HK3917G antes de impactar contra la vivienda

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO



Mosaico de imágenes que detallan la caída de la aeronave HK3917G

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

1.18.3 Reconstrucción de restos

Un grupo interdisciplinario conformado por investigadores del GRIAA, NTSB Y FAA se reunieron con el fin de llevar a cabo la reconstrucción bidimensional de la aeronave HK3917G a partir de los restos recuperados en el sitio de los hechos y así determinar la condición e influencia de los componentes estructurales en la causa del accidente.



Reconstrucción de los restos de la aeronave HK3917G

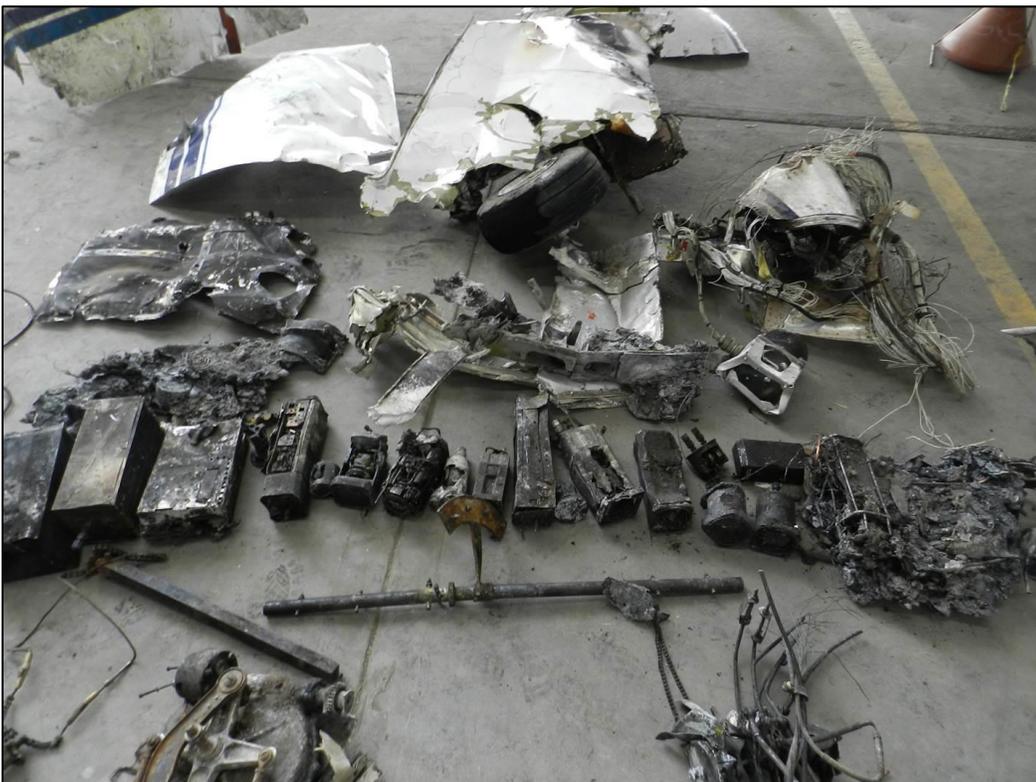
A continuación se detalla el estado de los principales componentes que pudieron ser identificados y valorados durante la reconstrucción estructural:

1) Fuselaje

- a) **Radomo:** La punta delantera de la aeronave fabricada en material compuesto se desprendió durante el impacto y fue encontrada totalmente aplastada en una terraza ubicada en el tercer piso de la vivienda afectada.
- b) **Fuselaje delantero:** Se identificó una pequeña sección del fuselaje delantero correspondiente al compartimiento de aviónica y compuertas de tren de aterrizaje.



Estado del Radomo y radar meteorológico



Restos de los compartimientos delanteros e instrumentos de vuelo

- c) **Fuselaje trasero:** La sección trasera del fuselaje quedó completamente destruida y afectada en toda su extensión por el fuego generado post-impacto. La puerta de acceso ubicada al costado izquierdo fue recuperada y exhibe idénticos daños.



Estado del fuselaje trasero

2) Estabilizadores horizontales y elevadores

- a) **Estabilizador horizontal y elevador izquierdo:** Se recuperó una sección externa del estabilizador horizontal, la cual se encontraba fracturada y no exhibía afectación por fuego. Su elevador estaba separado del estabilizador y no mostraba rastros de incendio.
- b) **Estabilizador horizontal y elevador derecho:** Estos componentes se encontraban en unidos y con significativas marcas de daño por fuego.

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO



Estabilizador y elevador horizontal izquierdo



Estabilizador y elevador horizontal derecho

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

3) Estabilizador vertical y timón de dirección

- a) **Estabilizador vertical:** La sección delantera del estabilizador vertical se encontraba destruida por las fuerzas de impactos y presentaba daños producidos por el fuego.



Estabilizador vertical

- b) **Timón de dirección:** Este componente se encontró completo pero desprendido del estabilizador vertical por el impacto contra la edificación, quedando sobre la calle a 17 metros aproximadamente de los restos principales.

La aleta compensadora del timón de dirección se encontró en posición hacia la derecha, con el actuador del servo retraído y bloqueado.

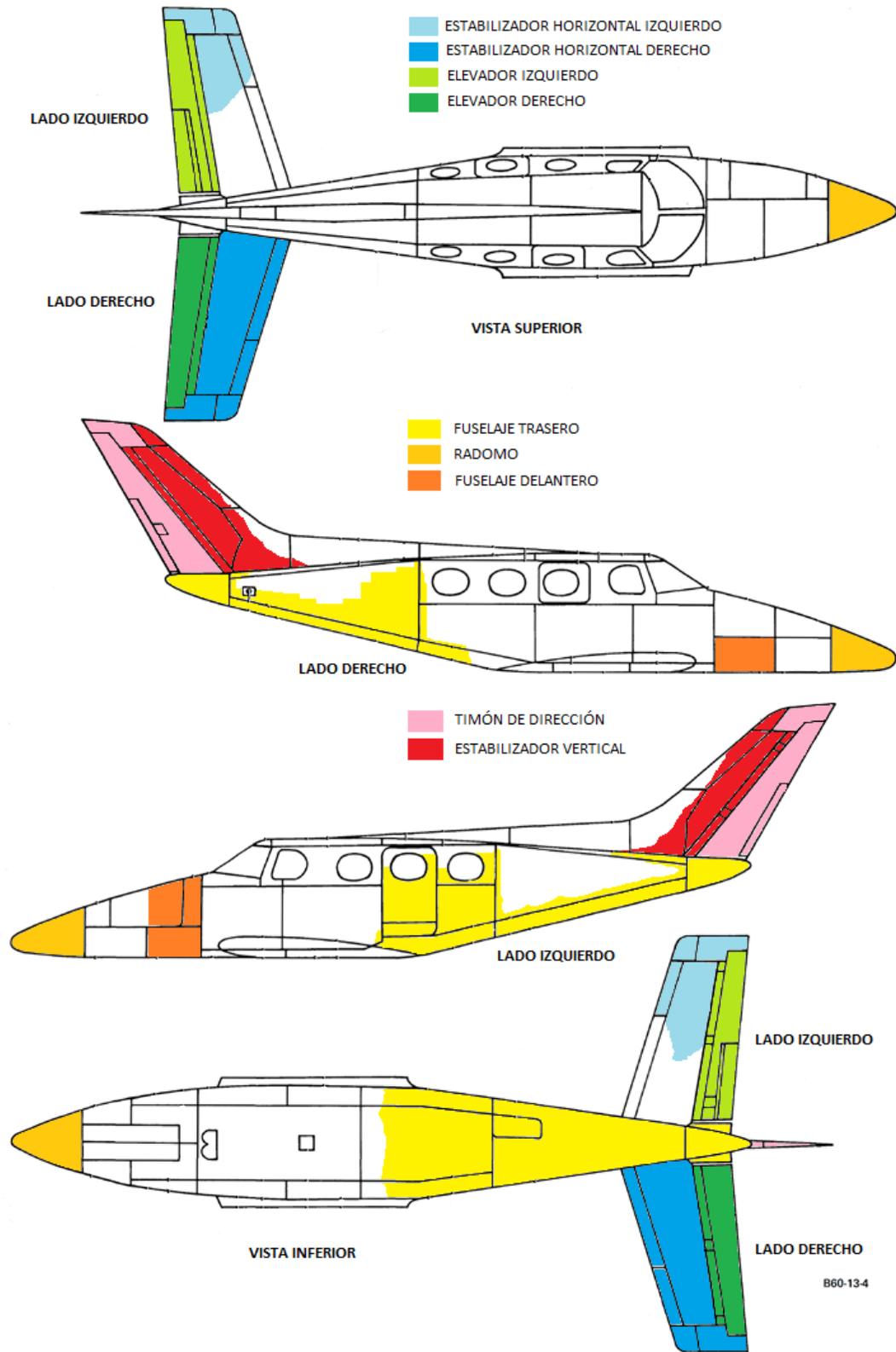
INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO



Timón de dirección



Actuador de la aleta compensadora del timón de dirección



Mapeo de los restos principales del fuselaje y estabilizadores

4) Planos

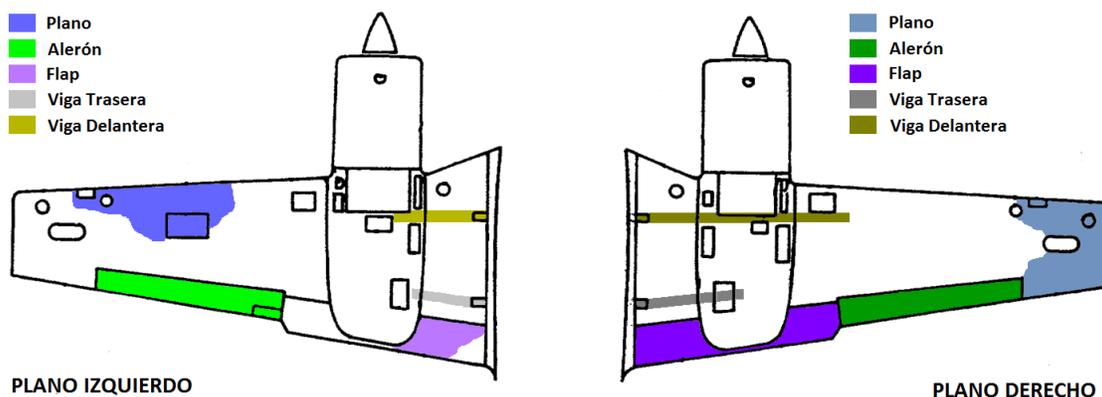
Al contener en su interior los tanques de combustible, ambas superficies sustentadoras de la aeronave experimentaron alta afectación por el fuego producido post-impacto, a tal punto que solo se recuperaron e identificaron durante la reconstrucción algunos componentes, los cuales se describen a continuación:

a) Plano Izquierdo:

- Alerón: Se halló destrozado y parcialmente incinerado.
- Flap: Se recuperó una sección, la cual se había fracturado y presentaba signos de daños por fuego.
- Vigas trasera y delantera: Se identificaron pequeñas secciones de las vigas trasera y delantera, las cuales se hallaban fracturadas y mostraban daños considerables por acción de altas temperaturas.
- Piel: Las partes de la piel inferior y superior del plano que fueron recuperadas exhibían fuertes daños producidos por el incendio generado.

b) Plano Derecho:

- Alerón: Se encontró completo, deformado por las fuerzas de impacto y afectado superficialmente por el fuego.
- Flap: Estaba completo pero flexionado por el golpe producido al impactar contra la edificación. No sufrió afectación por fuego.
- Vigas trasera y delantera: Los tramos de vigas trasera y delantera hallados exhibían destrozos generalizados producidos por alta deformación y temperatura.
- Piel: La sección de la punta del plano se halló desprendida y destruida por acción del impacto y el fuego.



Mapeo de los restos de los planos

5. Origen de daños estructurales

- a) **Desprendimiento de piezas en vuelo:** La integridad de la aeronave HK3917G se mantenía antes del impacto contra el terreno, no se encontraron señales físicas que demostraran fallas previas en componentes estructurales causantes de la pérdida de control.

Los restos principales se encontraron concentrados y los elementos de sujeción de las piezas desprendidas como flap's, alerones y elevadores, exhibían fracturas típicas producidas por las fuerzas de impacto al chocar la aeronave contra la edificación, mostrando muy baja deformación plástica.

No se evidenciaron fallas por fatiga, corrosión o sobre-esfuerzo estructural en elementos de soporte, cables de control o tornillos sujetadores, por lo que no fueron requeridas pruebas metalográficas en estos componentes.

- b) **Fuego:** Muchos componentes estructurales mostraban daños producidos por las altas temperaturas generadas por el derrame e ignición del combustible al impactar la aeronave contra la edificación.

Una gran parte de los metales que hacían parte de los componentes estructurales de la aeronave alcanzaron la temperatura de fusión y se derritieron en la zona de impacto, razón por la cual desaparecieron o no pudieron ser identificados positivamente.

A continuación se muestran los rangos aproximados de temperaturas de fusión de algunos metales presentes en los componentes estructurales de la aeronave HK3917G:

Material	Temperatura de Fusión (°C)
Aluminio 2014	507 - 638
Aluminio 2024	500 - 638
Aluminio 6061	580 - 650

Fuente: American Society for Metals, ASM HANDBOOK, Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials, Table 6 Typical physical properties of aluminum alloys, page 177.

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

1.18.4 Cálculo aproximado de la aeronave antes de la pérdida de control

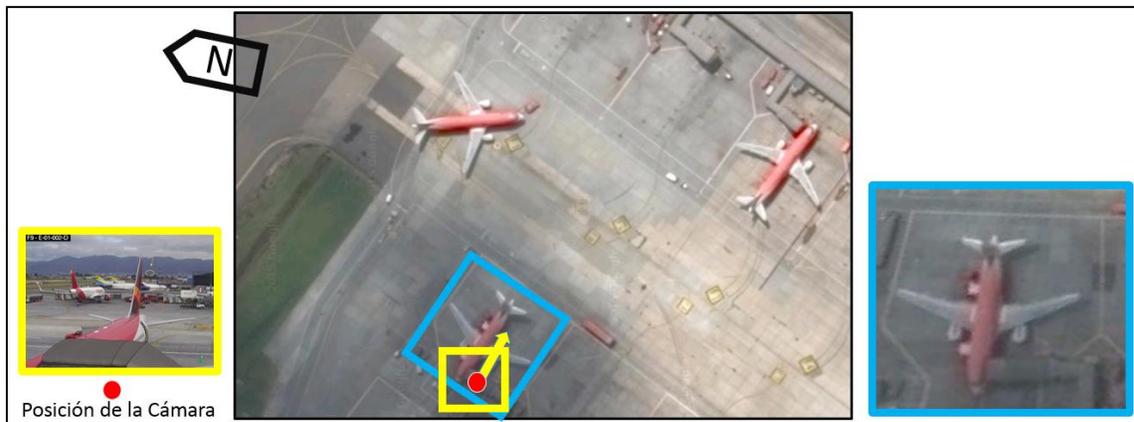
A. Herramientas para el cálculo

El GRIAA obtuvo fotocapturas del sistema de video de OPAIN en el área de operación de la terminal N.2 desde la cámara F9-E-01-002-D que grabó el decolaje de la aeronave HK3917G desde la pista 13 L hasta el momento en el que la aeronave inicia el viraje hacia la izquierda y se precipita a tierra.



Fotocapturas en donde se evidencia la trayectoria de vuelo de la aeronave HK3917G

Con sistemas de referencia satelital en mapas georreferenciados (Googlearth y Googlemaps) se identificó lugar donde se ubicaba la cámara de seguridad F9-E-01-002-D, y posteriormente se trazó una línea recta entre mencionada posición y la coordenada obtenida por imagen radar antes que la aeronave iniciara el viraje a la izquierda. Esta última posición es evidente y fácil de identificar en las fotocapturas arriba mencionadas.



Posición de la cámara F9-E-01-002-D en rampa de la terminal No.2

Con información de campo se buscó determinar de manera aproximada la altura en la que se encontraba la aeronave antes de efectuar el viraje a la izquierda, perder el control e impactar contra el terreno. La evidencia factual que ayudó a calcular los datos requeridos se basó en las imágenes obtenidas desde las cámaras de seguridad, utilizando referencias visuales para hallar el grado de inclinación vertical entre la cámara y la aeronave, ya que utilizando la distancia conocida (3420 metros) entre los objetos mencionados se obtenga su altura sobre el terreno.

La principal referencia visual son una serie de los árboles que se observan ligeramente por debajo de la trayectoria de vuelo de la aeronave.

Una vez identificada la trayectoria entre el lente de la cámara y el punto previo al viraje a la izquierda, se efectuó una visita de campo dentro y por fuera de las instalaciones del aeropuerto Internacional Eldorado, para identificar cuáles eran los árboles que se observan en la proyección de decolaje ligeramente por debajo de la aeronave.

En la visita de campo se utilizó una cámara Nikon Prostaff 550, que posee un medidor de distancia óptico (Rangefinder) para obtener información métrica, tomando las distancias de un cateto y la hipotenusa para calcular la altura de los árboles, utilizando las funciones trigonométricas básicas de seno, coseno y tangente, partiendo del hecho que los triángulos que se forman entre la cámara Nikon Prostaff 550 permiten aplicar el teorema de Pitágoras.



Cámara Nikon Prostaff 550 e imágenes obtenidas

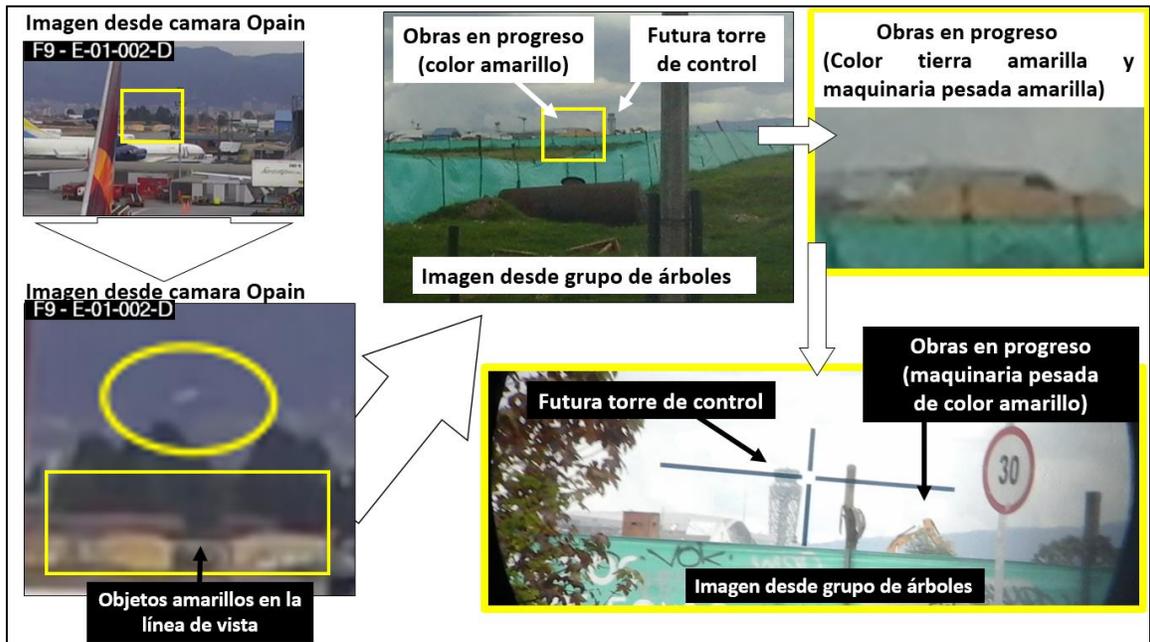
Analizando la trayectoria de la cámara hasta el punto previo al viraje de la aeronave se identificó un grupo de nueve (09) árboles que se encontraban ubicados en las coordenadas $N04^{\circ}41'13.98''/W074^{\circ}01'11.88''$ y cuya localización física corresponde a la transversal 93, entre el Parque Empresarial Eldorado y el Motel Campoamor, en Bogotá (Colombia). Las características de esta referencia visual son:

- La línea de visión entre la cámara y el grupo de árboles no es afectada por ningún objeto, no se evidencia obstrucción.
- Existe coherencia con la trayectoria lineal trazada entre la cámara, la ubicación del grupo de árboles y la aeronave.

- Se evidenció un tipo de construcción de color amarillo que en proyección se ubica antes del grupo de árboles, sin obstaculizar la línea de vista. (Se comprobó que eran de obras civiles en el aeropuerto Eldorado, en el sector lateral la pista 31R).



Grupo de árboles identificados

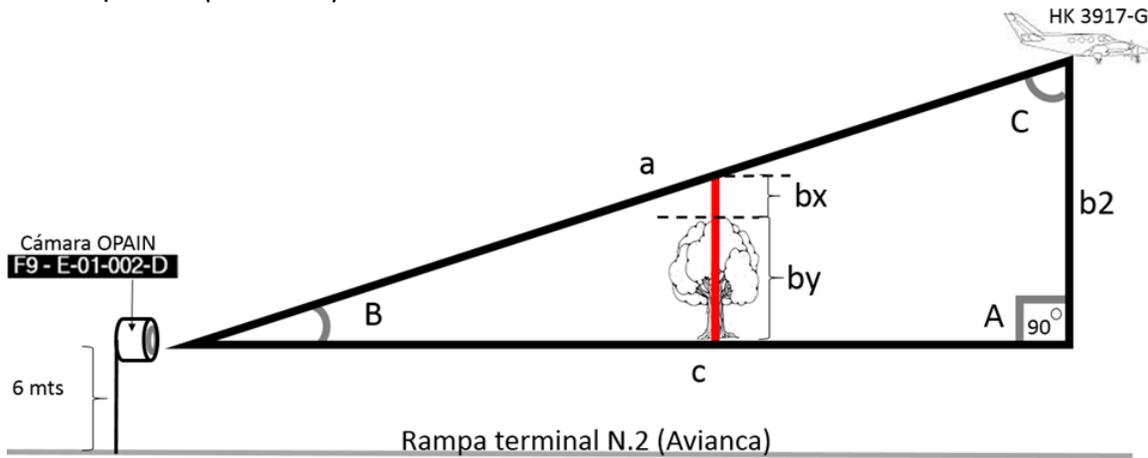


Referencia de obras en construcción en la línea de vista entre cámara Opain y la aeronave (Imágenes desde el grupo de árboles)

B. Aplicación trigonométrica a la investigación

Para calcular la altura de la aeronave respecto al terreno, se calculó en primer lugar la altura de los árboles (Subcateto by) para posteriormente hacer una aproximación de alturas para establecer el valor del subcateto bx.

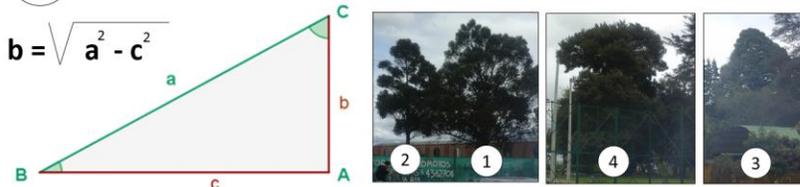
Seguido a esto, al obtener el valor de la suma de los subcatetos by y bx, se obtuvo el valor del ángulo B, para finalmente con la proyección de este ángulo y la distancia (c) de 3,42 Km (3420 mts) determinar el valor de la altura b2.



Triangulo general de alturas

En el grupo de árboles se calcularon las cuatro alturas más relevantes, que se muestran a continuación:

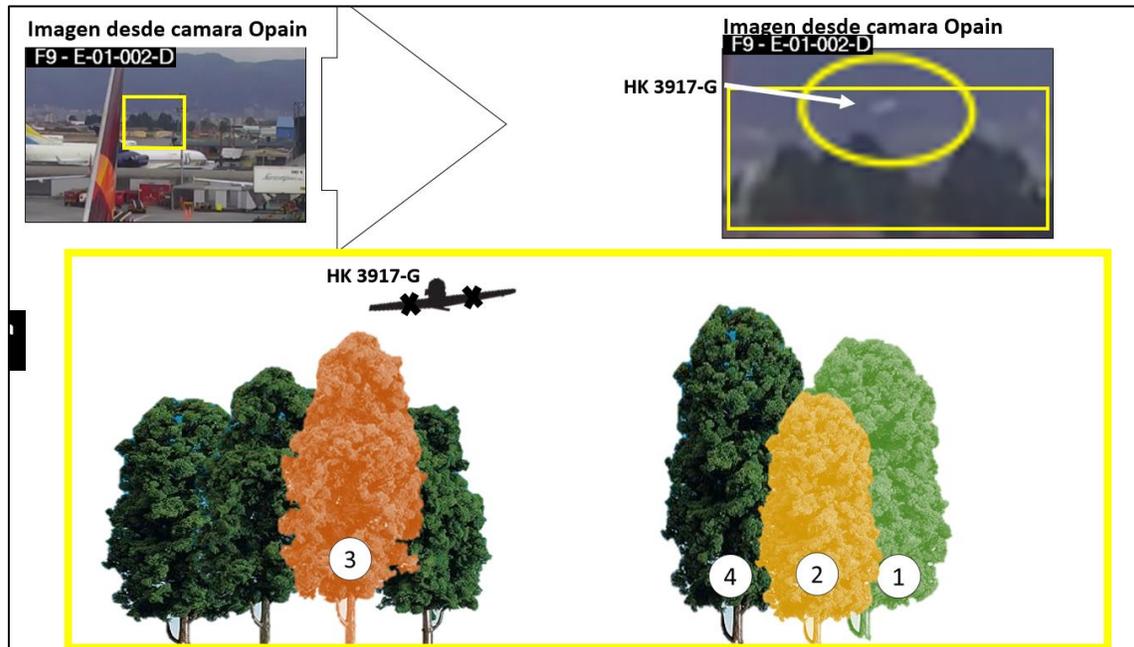
- 1 a= 68 mts c=63 mts $b = \sqrt{655}$ → 25,59 mts
- 2 a= 88,5 mts c=86,5 mts $b = \sqrt{350}$ → 18,70 mts
- 3 a= 81 mts c=78 mts $b = \sqrt{477}$ → 21,84 mts
- 4 a= 66 mts c=61 mts $b = \sqrt{635}$ → 25,19 mts



Cálculo de cateto b (Altura de los árboles)

Obtenidas las alturas de los cuatro árboles, se seleccionó el más cercano a la aeronave en proyección para efectuar la aproximación métrica del valor del subcateto bx (Según imagen del triángulo general de alturas).

La imagen que a continuación se expone, permite hacer una recreación de la fotocaptura, en donde el árbol más cercano a la aeronave es el No.3, el cual tiene 21,84 metros de altura.



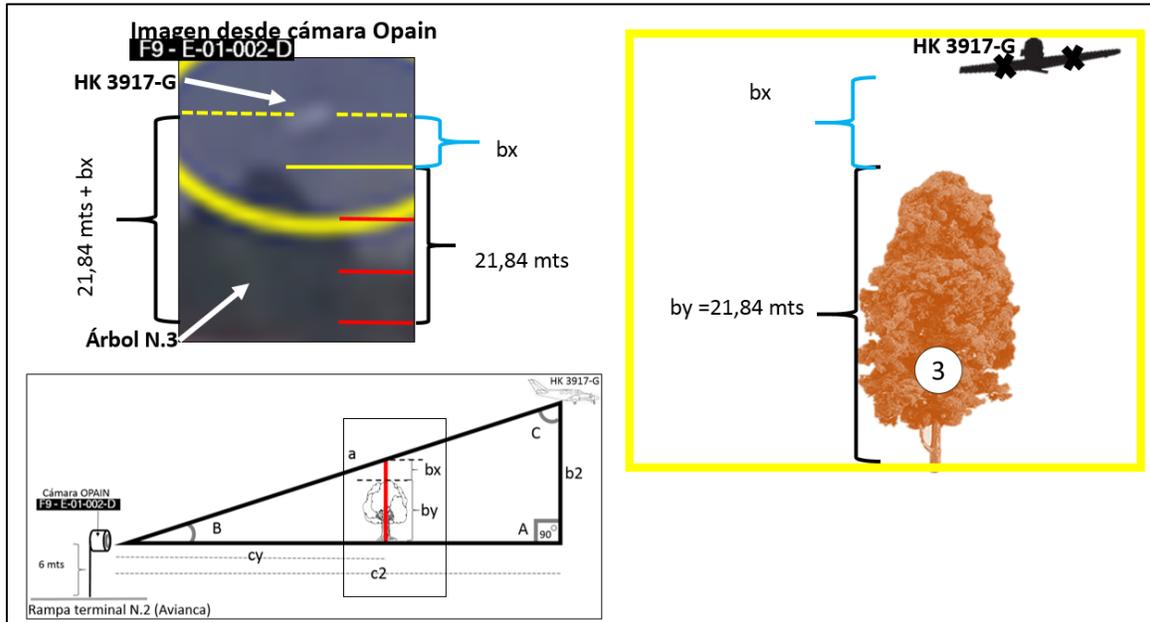
Recreación de la fotocaptura en donde se evidencia que el árbol más cercano es el No.3

El método empleado para estimar la longitud del subcateto bx es haciendo una comparación versus cuerpo o área faltante, ya que no existen más referencias visuales en la fotocapturas que garanticen un mayor grado de exactitud.

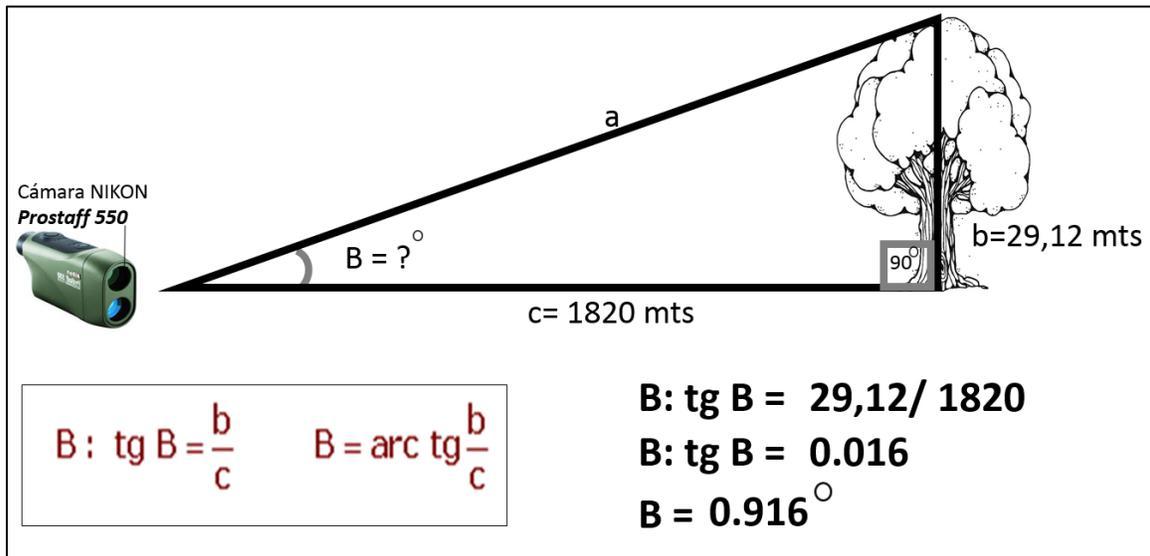
Para hallar la sumatoria de los subcatetos by y bx se realizó un cálculo tomando como referencia el tamaño bx y sobreponiéndolo sobre la altura conocida del árbol No.3.

Esta comparación permitió establecer que tres veces el valor de bx es aproximadamente igual a 21,84 metros, por lo tanto bx es igual a 7,28 metros y con este cálculo se estableció que la suma de los subcatetos bx y by es de 29,12 metros.

Al obtener el valor del cateto (bx + by) fue posible calcular el valor del ángulo B utilizando la fórmula de tangente del ángulo, ya que se conoce la longitud del cateto c (1820 metros).

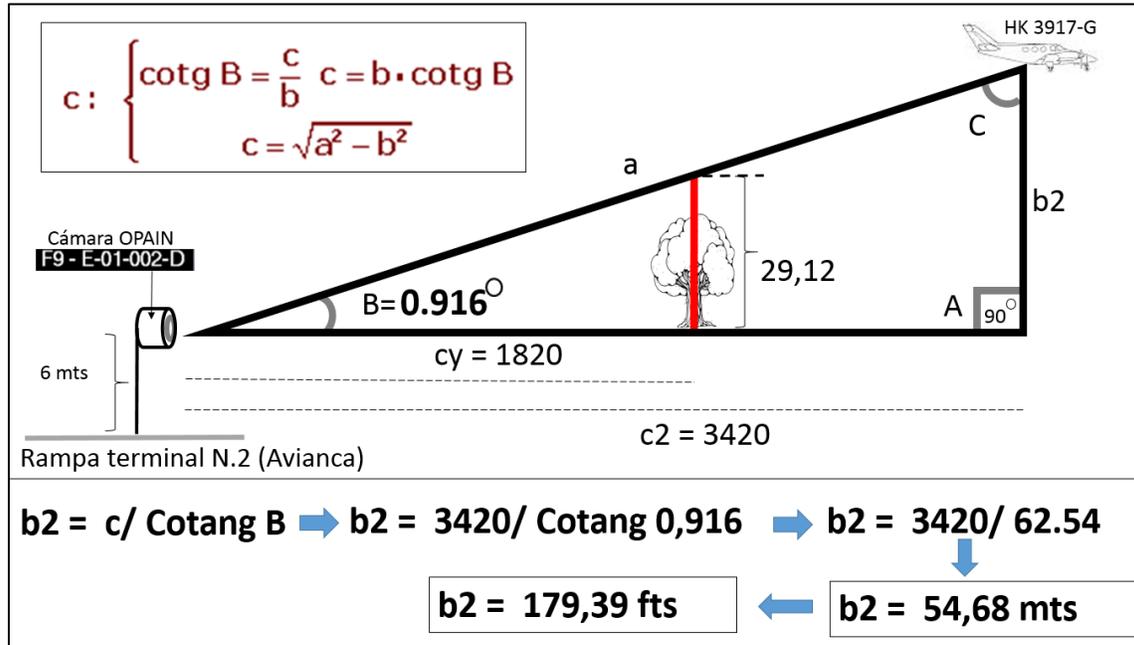


Cálculo de cuerpo faltante (bx) para obtener el valor de los catetos by + bx



Calculo del ángulo B

De igual forma se utilizó la formula de cotangente de B para determinar el valor de la altura b2, usando la distancia c2 que fue obtenida trazando una linea entre la camara y el punto previo a que la aeronave virara a la izquierda y se precipitara a tierra.



Cálculo de la altura b2

Al valor de b2 se sumó la altura a la cual se encontraba ubicada la cámara de seguridad (6 metros), dando una altura distancia aproximada de 61 metros, es decir, la aeronave se encontraba a una altura de 200 pies AGL⁶ antes de iniciar el viraje a la izquierda y se precipitara a tierra.

A continuación se realiza una prueba matemática paralela para comparar el resultado anteriormente descrito con la regla 60-1 que es la base fundamental del vuelo por instrumentos en la aviación. Lo anterior pretende brindar un soporte adicional para verificar la coherencia del resultado matemático de la longitud de b2.

La regla 60-1 se fundamenta en el principio de que la proyección de 1 grado positivo a 60 millas náuticas proyectará una altura de 1 milla náutica (6076,12 pies). Utilizando una regla de tres compuesta se puede determinar la altura b2 comparada.

A continuación se explica la comparación realizada:

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

⁶ AGL: Above Ground Level (Sobre el nivel del terreno)

Comparación con Regla 60-1		Equivalencias
1 grado	- 60 nm	1 nm = 1852 mts
0.916 grados	- 1,84 nm	1 nm = 6076,12 fts
	- b2	1,84 nm = 3420 mts
$60 / 1,68 = 6076,12 / b2$		
$b2 = 6076,12 * 1,68 / 60$		
		$b2 = 170,13 \text{ fts}$

Cálculo de b2 empleando formula 60-1

La comparación matemática de los cálculos de la altura b2 empleando la formulación trigonométrica y la regla 60-1 da una diferencia de 9,26 pies (2,82 metros) entre los dos valores, lo cual da un porcentaje de error del 5.16% respecto al primer cálculo.

1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

Para el desarrollo de la investigación fueron empleadas las técnicas contenidas en el Documento 9756⁷ de la OACI, tomando todas las evidencias físicas y gráficas recopiladas durante los trabajos de campo, información documental solicitada a la empresa e inspecciones efectuadas al motor y sus componentes.

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

⁷Doc 9756: Manual de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación.

2. ANÁLISIS

2.1 Generalidades

El siguiente análisis tiene como objetivo principal aportar al proceso investigativo los principales factores que tuvieron incidencia en la ocurrencia del accidente, teniendo en cuenta todas las evidencias físicas recolectadas en el lugar de los hechos, las comunicaciones entre el piloto y los servicios de tránsito aéreo, las trazas provistas por el sistema radar, la documentación personal del piloto, la aeronave y empresa, así como los informes de las inspecciones técnicas realizadas a los componentes recuperados.

2.2 Operaciones de vuelo

2.2.1 Calificaciones de la tripulación

El piloto disponía de licencia técnica y certificado médico vigentes, encontrándose habilitado en la operación de la aeronave BE-60. De acuerdo a las certificaciones proporcionadas por la empresa había cumplido satisfactoriamente en un centro de instrucción aeronáutica con los siguientes exámenes y cursos:

- a) Examen de entrenamiento de vuelo para pilotos multimotores: Realizado el 13 de Agosto de 2015, en cual se efectuó pre-chequeo, maniobras y trabajo de pista, con una intensidad de dos (02) horas de práctica.
- b) Prácticas en el dispositivo de entrenamiento de vuelo: Efectuado los días 14 y 15 de Agosto de 2015, con una intensidad de cuatro (04) horas académicas.
- c) Recurrente tierra en el equipo BE-60: Realizado el día 16 de Agosto de 2015, con una intensidad de ocho (08) horas académicas.
- d) Examen de entrenamiento de vuelo para pilotos multimotores: Realizado el 16 de Agosto de 2015, en cual se efectuó entrenamiento de aire y trabajo de pista, con una intensidad de dos (02) horas de práctica.

El día 18 de Agosto de 2015 efectuó chequeo de vuelo para pilotos aviones bimotores: Efectuado, con una intensidad de cuatro (04) horas de práctica y chequeo de una (01) de vuelo para recobro de autonomía en el equipo BE-60, supervisado por un inspector asignado por la Autoridad Aeronáutica.

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

2.2.2 Procedimientos operacionales

A. Vuelo de traslado SKCL-SKBO: Teniendo en cuenta los últimos registros de vuelo y operación, la aeronave se encontraba establecida en el aeropuerto Alfonso Bonilla Aragón (SKCL) de la ciudad de Cali y el día 03 de Octubre de 2015, bajo permiso de vuelo No. 011834 se autorizó el vuelo hacia el aeropuerto Eldorado.

La aeronave fue abastecida con 90 Galones de combustible AVGAS 100/130 en la ciudad de Cali para la realización del vuelo de traslado hacia la ciudad de Bogotá.

TX 1817/02/NAIX

REPÚBLICA DE COLOMBIA
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONÁUTICA CIVIL

PLAN DE VUELO / Flight plan 248

DESTINATARIO(S) / Addressee(s) **WMS 31940 @ LWR 181336**
FOTOPX - CWRX

PRIORIDAD / Priority **CT**
03 OCT 2015

HORA DE DEPÓSITO / (Date) Time of deposit **07:00**

REMITENTE / Originator **ALFONSO BONILLA ARAGÓN**

IDENTIFICACION (SYMBOL) DE LA AERONAVE / AIRCRAFT IDENTIFICATION **HK3917G**

IDENTIFICACION (SYMBOL) DEL DESTINATARIO (S) Y/O DEL REMITENTE **WMS 31940 @ LWR 181336**

Principio de Procedencia
1414.368

3 TIPO DE MENSAJE / Message Type **FPL**

7 IDENTIFICACION AERONAVE / Aircraft identification **HK3917G**

8 REGLAS DE VUELO / Flight Rules **L**

TIPO DE VUELO / Type of flight **G**

9 NÚMERO / Number **1**

TIPO DE AERONAVE / Type of aircraft **CE60**

CAT. DE ESTELA TURBULENTA / Wake turbulence cat **L**

10 EQUIPO / Equipment **5.0 A**

13 AERÓDROMO DE SALIDA / Departure aerodrome **SKCL**

HORA / Time **2000**

15 VELOCIDAD DE CRUCERO / Cruising speed **18170**

NIVEL / Level **FL170**

RUTA / Route **ULW 60 - W1 - PBL - W17 - BOG**

16 AERÓDROMO DE DESTINO / Destination aerodrome **SKBO**

EET TOTAL / Total EET **0110**

AERÓDROMO ALTN / ALTN Aerodrome **SKB1**

2º AERÓDROMO ALTN / 2nd ALTN Aerodrome **SKG1**

18 OTROS DATOS / Other information
PERMISO 011834 INCL A BOG TL 15/10/15

INFORMACIÓN SUPLEMENTARIA (EN LOS MENSAJES FPL NO HAY QUE TRANSMITIR ESTOS DATOS)
Supplementary information (Not to be transmitted in FPL messages)

19 AUTONOMÍA / Endurance **E / 0300**

PERSONAS A BORDO / Persons on board **P / 002**

EQUIPO RADIO DE EMERGENCIA / Emergency radio **R / U V E**

EQUIPO DE SUPERVIVENCIA / Survival Equipment

POLAR / Polar **S**

DESÉRTICO / Desert **D**

MARÍTIMO / Maritime **M**

SELVA / Jungle **J**

CHALECOS / JACKETS **J / L**

LUZ / Light **L**

FLUOR / Fluores **F**

UHF **U**

VHF **V**

BOTES NEUMÁTICOS / Dinghies

NÚMERO / Number **0**

CAPACIDAD / Capacity **0**

CUBIERTA / Cover **0**

COLOR / Colour **0**

COLOR Y MARCAS DE LA AERONAVE / Aircraft colour and markings **A / BLANCO LINEAS AZULES**

OBSERVACIONES / Remarks **N / 011834000 30/12/15**

PILOTO AL MANDO - (NOMBRE COMPLETO) / Pilot in command (full name) **C /**

PRESENTADO POR / Filed by **C /**

FECHA / Date

DÍA / Day	MES / Month	AÑO / Year
03	10	2015

LICENCIA / License

211604 - Empresa Nacional de Colombia - 2015

Plan de vuelo presentado para el trayecto SKCL - SKBO

B. Vuelo de traslado SKBO-SKGY: Según se pudo establecer durante la investigación, desde su llegada a Bogotá, la aeronave HK3917G permaneció en tierra en las instalaciones provistas por Sky Hub Aviation S.A.S. en el aeropuerto Eldorado.

El día 18 de Octubre de 2015, el piloto presentó el plan de vuelo hacia el aeropuerto Guaymaral (SKGY), estableciendo una altitud de 9500 pies de altitud y un tiempo estimado de 12 minutos, con cuatro (04) personas a bordo.

De acuerdo a indagaciones realizadas, el aeropuerto Eldorado no suministra combustible tipo AVGAS 100/130 por lo que el vuelo hacia SKGY se realizó con la cantidad de combustible almacenada en los tanques después del vuelo de traslado efectuado el día 03 de octubre de 2015. Tomando la información suplementaria consignada en el plan de vuelo, muestra una autonomía de 03:30 horas de vuelo (Ídem a la consignada en el plan de vuelo SKCL-SKBO), lo cual requeriría 700 litros (184.92 US Gal) de combustible; sin embargo no se encontró documento soporte de manifiesto de peso y balance de la aeronave para el vuelo entre SKBO-SKGY, en el cual se evidenciara la cantidad de combustible transportado en los tanques.

La aeronave fue autorizada para decolar desde la intersección D (Delta), para lo cual contaba con una Distancia de Despegue Disponible (TORA) de 2600 metros, que garantizaba la seguridad para acelerar y detenerse en caso de abortaje.

De acuerdo al AIP para SKBO vigente a la fecha del accidente (AD-2 SKBO 5) del 16 de Octubre del 2015 (AIRAC AMDT 39/14), el numeral 20.3 Reglamentación Local establece que *“Está prohibida la operación de aeronaves a pistón”*. Sin embargo, en el documento no se especificaban los criterios para autorizar excepciones a la norma.

Mediante Circular Informativa 5000-082-002 del 25 de Mayo de 2016, la Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil de Colombia estableció el *“Procedimiento para el ingreso y salida de aeronaves a pistón en el aeropuerto Eldorado y para el traslado de aeronaves en condición no aeronavegable dentro de un aeropuerto para pruebas en tierra”*, el cual describe los requisitos administrativos, técnicos y de seguridad operacional para la otorgación de autorización de operación.

2.2.3 Comunicaciones

Los audios de grabación que mantuvo el piloto de la aeronave HK3917G con las diferentes dependencias de control de tránsito aéreo del aeropuerto el Eldorado fueron escuchados con detenimiento, a fin de hallar posibles llamados o situaciones anormales presentadas en cada una de las fases del vuelo antes de presentarse el accidente.

Se pudo corroborar que las comunicaciones fueron realizadas de forma correcta, empleando fraseología aeronáutica entendible para cada una de las partes, en los tiempos y frecuencias de radio establecidas. El piloto colacionó las órdenes impartidas y efectuó las acciones oportunamente, como se detalla a continuación:

A. Torre de Control Eldorado Autorizaciones (Frecuencia 121.6 MHz)

HORA (HL)	FUENTE DE TRANSMISIÓN	TRANSCRIPCIÓN
15:58:57	HK3917G	Superficie buenas tardes Hotel Kilo Tres Nueve Uno Siete Golf
15:59:04	Eldorado Autorizaciones	Tres Nueve Uno Siete Golf buena tarde número uno en secuencia
15:59:07	HK3917G	Gracias muy amable Tres Nueve Uno Siete Golf...y solicitamos ir iniciando
15:59:33	Eldorado Autorizaciones	Hotel Kilo Tres Nueve Uno Siete Golf Eldorado Torre buen día prosiga señor
15:59:37	HK3917G	Muy buena tarde en posición de Sky Hub Aviation estamos listos a iniciar
15:59:43	Eldorado Autorizaciones	Confirma en qué posición se encuentra y tipo de aeronave
15:59:47	HK3917G	En Sky Hub y es un Bravo Eco Sesenta
15:59:52	Eldorado Autorizaciones	Tres Nueve Uno Siete Golf hora dos uno cero cero buen día está autorizado a proceder a Guaymaral giro uno alfa a la salida procedimiento visual de acuerdo a lo publicado y responde en código uno uno seis dos
16:00:05	HK3917G	Tres Nueve Uno Siete Golf autorizado Guaymaral gira uno alfa a la salida, uno uno seis dos y solicitamos si es posible posterior al viraje cero nueve mil quinientos parcelas de Cota directo Guaymaral
16:00:16	Eldorado Autorizaciones	Correcto, lo solicita directamente con la torre de acuerdo al tránsito que haya disponible señor, comunique veintiuno ocho y frecuencia de torre cero...corrección comunique veintiuno ocho... frecuencia de torre dieciocho uno
16:00:25	HK3917G	Ok recibido uno once punto ocho uno uno ocho punto uno gracias buena tarde

B. Torre de Control Eldorado Superficie Norte (Frecuencia 121.8 MHz)

Hora (HL)	Fuente de Transmisión	Transcripción
16:00:38	HK3917G	Superficie buena tarde Hotel Kilo Tres Nueve Uno Siete Golf
16:00:43	Eldorado Superficie Norte	Tres Nueve Uno Siete Golf prosiga
16:00:45	HK3917G	Muy buena tarde posición de Sky Hub Aviation estamos listos a iniciar
16:00:59	Eldorado Superficie Norte	Tres Nueve Uno Siete puesta en marcha aprobado llame listos
16:01:02	HK3917G	Tres Nueve Uno Siete Golf llamará listos
16:09:09	HK3917G	Tres Nueve Uno Siete Golf listo a rodar
16:09:12	Eldorado Superficie Norte	Tres Nueve Uno Siete Fox mantiene antes de Julieth
16:09:15	HK3917G	Entiendo autorizado y mantener antes de Julieth
16:12:47	Eldorado Superficie Norte	Tres Nueve Uno Siete Golf prosiga vía Julieth Alfa al punto de espera
16:12:52	HK3917G	Julieth Alfa al punto de espera Tres Nueve Uno Siete Golf
16:14:30	Eldorado Superficie Norte	Tres Nueve Uno Siete Golf cheque Alfa hasta el punto de espera ciento dieciocho uno torre norte buen día
16:14:35	HK3917G	Alfa al punto de espera uno uno ocho punto uno gracias

C. Torre de Control Eldorado TWR Norte (Frecuencia 118.1 MHz)

Hora (HL)	Fuente de Transmisión	Transcripción
16:16:10	Eldorado TWR Norte	Hotel Kilo Tres Nueve Uno Siete Golf buen día rodar a posición y se mantiene uno tres izquierda desde Delta
16:16:15	HK3917G	Posición se mantiene desde la uno tres izquierda Delta Tres Nueve Uno Siete Golf
16:16:19	Eldorado TWR Norte	Correcto
16:16:36	Eldorado TWR Norte	Tres Nueve Uno Siete Golf posterior al despegue le es practicable proceder directo a Guaymaral
16:16:40	HK3917G	Afirmativo vía parcelas de Cota directo Guaymaral
16:16:44	Eldorado TWR Norte	Recibido aprobado proceder directo a Guaymaral viento uno cinco cero grados uno uno nudos autorizado a despegar pista uno tres izquierda desde Delta dos mil seiscientos metros de pista disponible
16:16:51	HK3917G	Uno tres izquierda desde Delta estamos autorizados
16:18:17	Eldorado TWR Norte	Hotel Kilo Tres Nueve Uno Siete Golf cuando practicable inicie viraje por la izquierda y notifique cerros de Suba para cambio
16:18:28	HK3917G	Tres Nueve Uno Siete Golf

En las conversaciones no se escuchó al piloto efectuar anuncios indicando problemas previos que afectarían la operación segura de la aeronave, así como no se evidenciaron cambios en la tonalidad, timbre o intensidad de su voz que manifestarían algún tipo de incapacidad, angustia o estrés que estuviera experimentando.

Este análisis permitió establecer que a través de las comunicaciones no se identificaron fallas en los sistemas funcionales de la aeronave o deficiencias en el estado físico o psicológico del piloto.

Las comunicaciones no constituyeron factor contribuyente en la ocurrencia del accidente.

2.2.4 Control de tránsito aéreo

El vuelo de la aeronave HK3917G estaba siendo controlado por Eldorado TWR Norte (118.1 MHz) al momento de presentarse el accidente. La información entregada a la investigación por control de tránsito aéreo, manifestaron que:

- Después de autorizar y producirse el despegue, el controlador le hizo seguimiento visual y le dice al piloto que cuando vire a la izquierda notifique cerros de Suba, pero cuando inició el viraje observó que de manera inmediata y vertical la aeronave se dirigió hacia el suelo.
- En la imágenes de video radar se observó que el piloto no encendió el equipo transponder de la aeronave (Código A1162).
- En dos (02) trazas primarias segundos antes del accidente se observó a la aeronave con una velocidad de 115 nudos (Ground Speed).

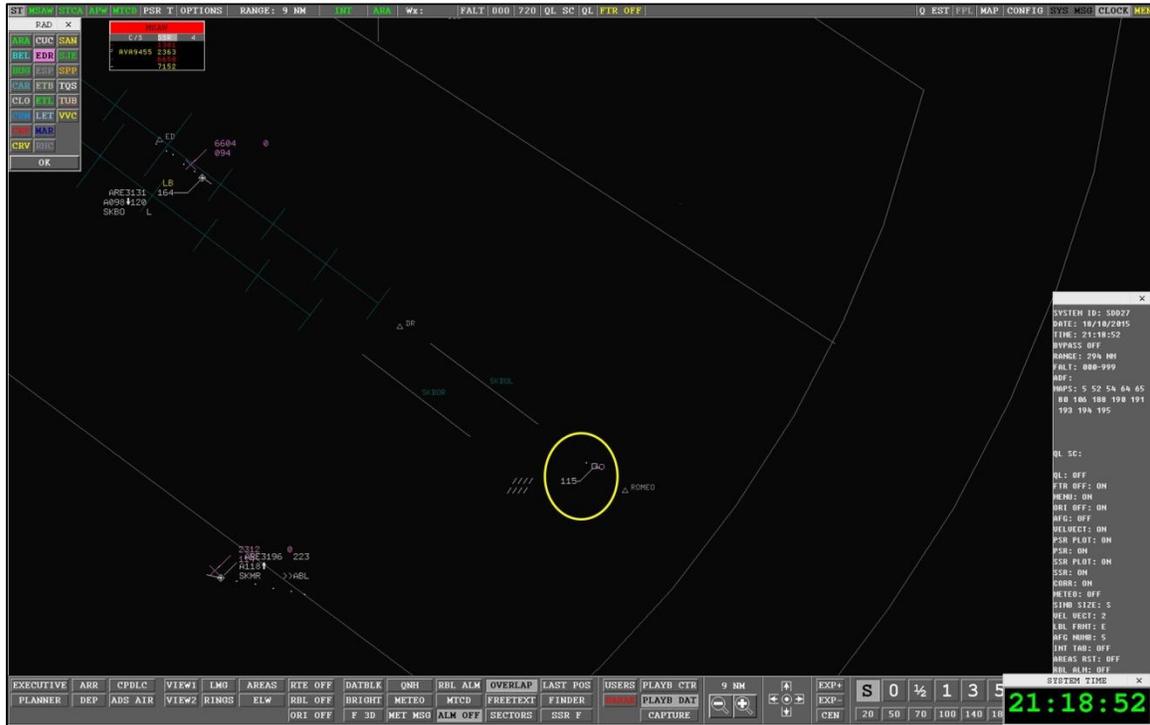


Imagen traza radar de la aeronave HK3917G a las 21:18:52 UTC (16:18:52 HL)

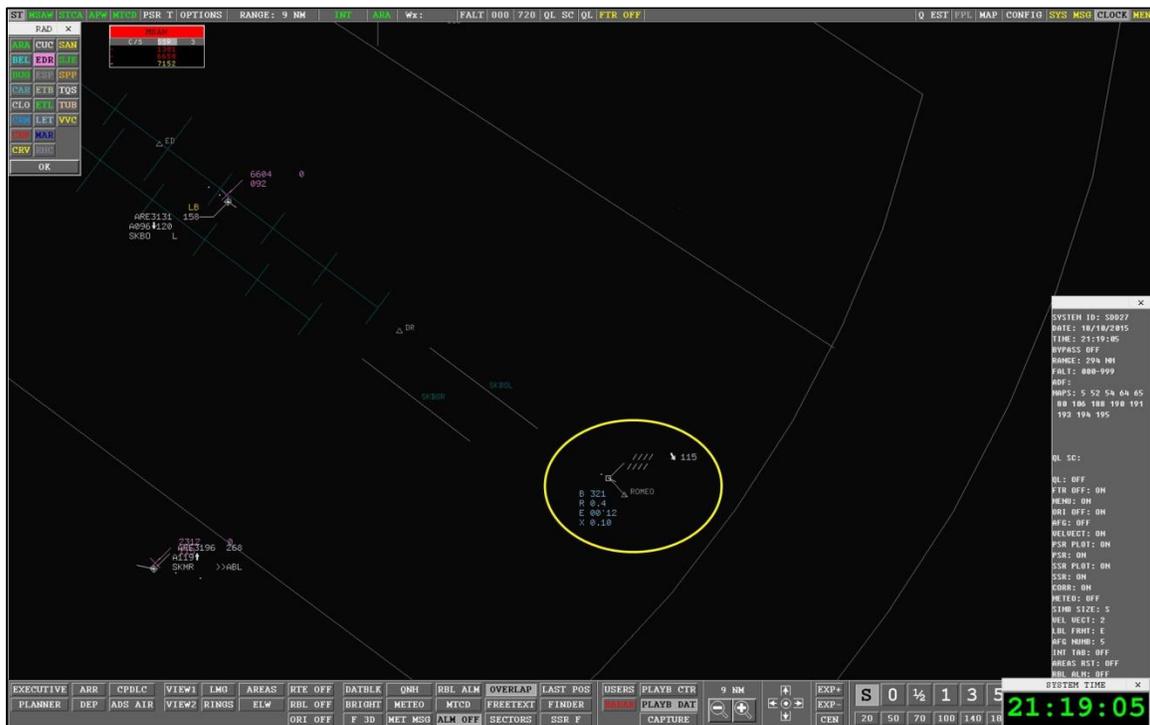


Imagen traza radar de la aeronave HK3917G a las 21:19:05 UTC (16:19:05 HL)

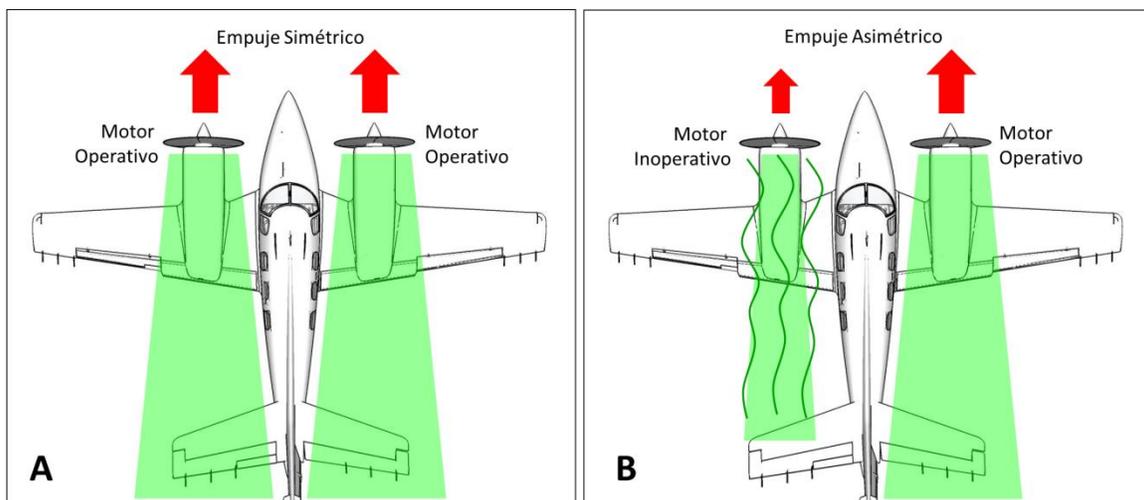
2.3 Aeronave

2.3.1 Performance de la aeronave

A. Comportamiento aerodinámico de un bimotor con un motor inoperativo

Cuando una aeronave con motores montados sobre los planos como el modelo BE-60 (Figura A) generan potencia en condiciones normales, sus hélices producen un flujo de aire simétrico sobre los perfiles aerodinámicos de los planos y estabilizadores, que incrementan la sustentación y permiten un control direccional efectivo.

Al presentarse la falla de un motor (Figura B) se afecta seriamente el comportamiento aerodinámico de la aeronave, ya que produce inmediatamente un empuje asimétrico, una reducción en la velocidad del flujo que circula sobre el plano y estabilizador, dando como resultado la pérdida de sustentación sobre el costado del motor inoperativo.



Flujo de las hélices con dos motores operativos (Izq.) y un motor inoperativo (Der.)

Adicionalmente, la reducción del empuje producido por la hélice, aumenta la resistencia aerodinámica, afectando el rendimiento y controlabilidad de la aeronave, cuyos efectos se ven reflejados en:

- Cabeceo hacia abajo: La disminución de flujo sobre el estabilizador horizontal afecta la eficiencia del elevador lo cual ocasiona que baje la nariz de la aeronave.
- Giro hacia el motor inoperativo: La asimetría de sustentación produce un giro o alabeo hacia el costado del motor inoperativo.
- Guiñada hacia el motor inoperativo: Se genera por la asimetría de potencia.

Es de vital importancia conocer cuál es el “Motor crítico” de una aeronave en configuración bimotora, ya que si este falla, se afectaría en gran medida a su controlabilidad y rendimiento; por lo cual en la investigación se analizaron los siguientes factores:

Factor de la Hélice (Factor P/Propeller Factor): El sentido de rotación de las hélices de una aeronave determina cuál es su motor crítico. En el modelo BE-60 las hélices rotan en sentido anti-horario (Visto desde el frente de la aeronave), como se aprecia en la siguiente figura:

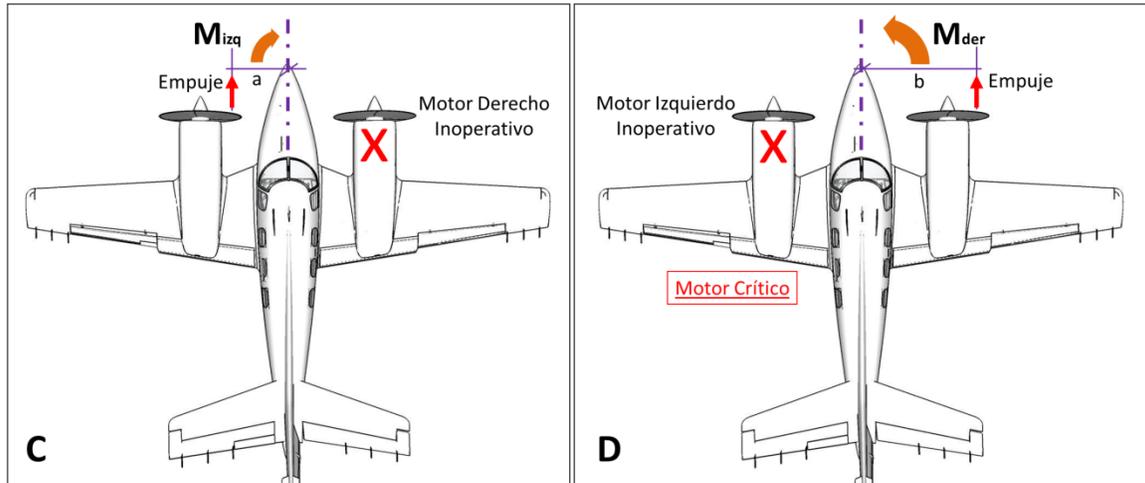


Sentido de rotación de las hélices en la aeronave Beechcraft BE-60 HK3917G

El Factor P se produce por la diferencia de empuje de las palas de las hélices en movimiento en diferentes actitudes de vuelo. Como la pala cuando desciende incide con mayor ángulo sobre el viento relativo que cuando asciende, se produce un mayor empuje del lado que rota hacia abajo y cuyo punto de aplicación se localiza ligeramente desplazado a la derecha del eje de la hélice (Figuras C y D).

Se puede observar que la distancia entre el punto de aplicación de la fuerza de empuje de la pala que baja en el motor izquierdo y el eje central de la aeronave (a) es menor que la distancia entre el punto de aplicación de la fuerza de empuje de la pala que baja en el motor derecho al mismo eje central (b).

Lo anterior significa que el Momento ($M = \text{Fuerza} \times \text{Distancia}$) que se produce cuando el motor izquierdo queda inoperativo será mayor que el Momento producido por la pérdida de empuje en el motor derecho, condición que hace al motor izquierdo como “Motor crítico” en la aeronave BE-60 (Figura D).

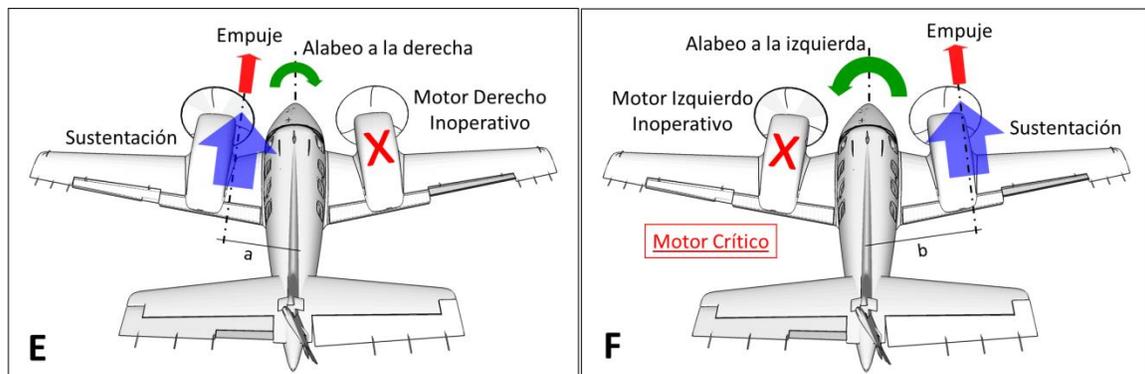


Motor Crítico en la aeronave BE-60 según el factor de la hélice

El factor P es apreciable sobre todo durante el despegue, cuando se presenta baja velocidad y se requiere ajustes altos de potencia en los motores.

Torbellino de Aceleración (Accelerated Slipstream): El empuje generado cuando el motor izquierdo se encuentra operativo (Figura E), crea un flujo de aire acelerado que genera una sustentación adicional que se ubica cerca al centro de gravedad de la aeronave, produciendo un pequeño momento de rotación (Alabeo, viraje o banqueo) hacia el costado derecho. Como este torbellino acelerado fluye cerca al fuselaje, impacta directamente al timón de dirección, aumentando su efectividad.

Cuando el motor derecho se encuentra operativo (Figura F), la sustentación adicional generada por el flujo de aire acelerado se ubica más alejada del centro de gravedad de la aeronave, produciendo un mayor momento rotacional hacia la izquierda. Este aire acelerado fluye lejos del fuselaje y no tiene incidencia directa sobre el timón de dirección, reduciendo su efectividad para contrarrestar el movimiento de alabeo presentado; haciendo al motor izquierdo como “Motor crítico”.

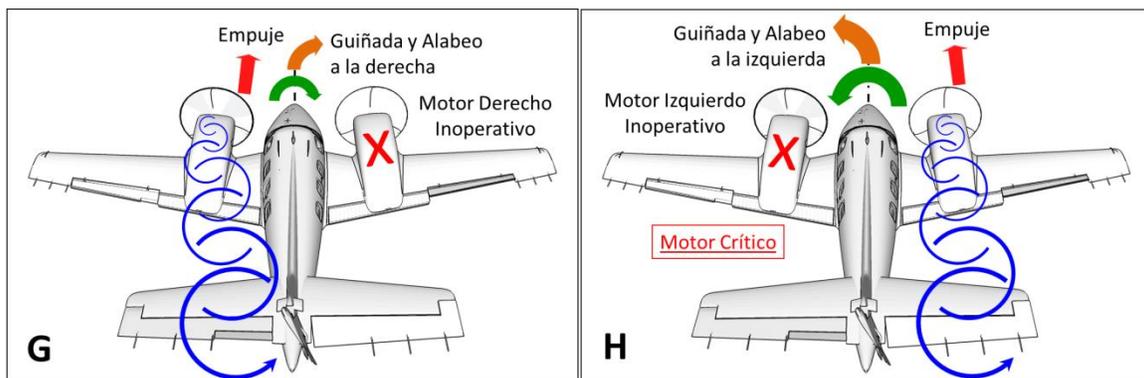


Motor Crítico en la aeronave BE-60 según el factor de torbellino de aceleración

Torbellino de Espiral (Spiraling Slipstream): El movimiento de las hélices imprime un flujo rotacional cuando generan empuje.

Cuando el motor izquierdo se encuentra operativo (Figura G), el flujo en espiral tiende a impactar el lado izquierdo del estabilizador vertical y timón de dirección, cuyo empuje hacia la derecha sobre la deriva ayuda a contrarrestar la tendencia a guiñar y virar hacia la derecha, mejorando la controlabilidad y rendimiento de la aeronave con un motor inoperativo.

El flujo en espiral generado por el motor derecho no tiene la misma influencia sobre el estabilizador vertical y el timón de dirección (Figura H), por lo que no ayuda a contrarrestar la tendencia de guiñada y viraje hacia la izquierda, degradando la controlabilidad y rendimiento de la aeronave cuando el motor izquierdo se encuentra inoperativo, haciendo que éste sea el “Motor crítico”.



Motor Crítico en la aeronave BE-60 según el factor de torbellino de espiral

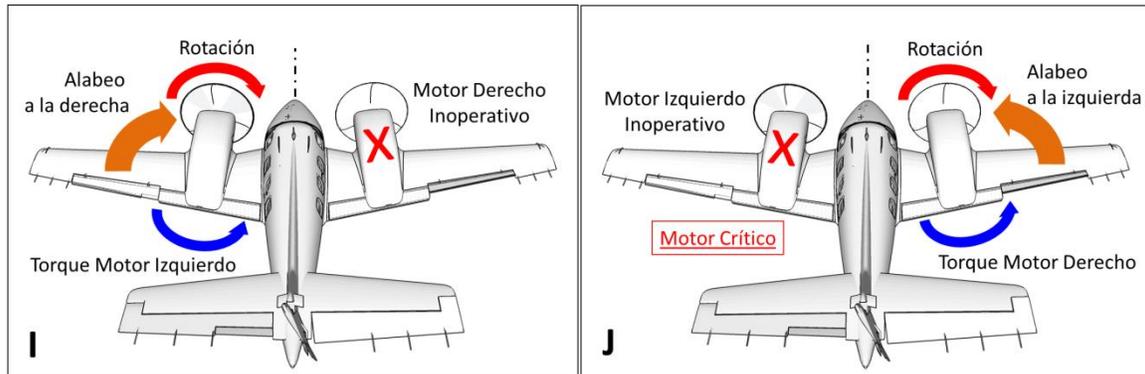
Factor de Torque: La fuerza producida por giro de las hélices hacia la derecha (En sentido horario visto desde atrás de la aeronave) provoca el giro de la aeronave en sentido opuesto, cumpliendo con la Ley de Acción y Reacción.

Con el motor derecho inoperativo, la aeronave alabea hacia la derecha, tendencia que es contrarrestada por el torque generado por el motor izquierdo (Figura I).

Con el motor izquierdo inoperativo (Figura J), la aeronave alabea hacia la izquierda y el torque generado por el motor derecho se suma a esta tendencia de giro, requiriendo una mayor aplicación de alerón para mantener la controlabilidad de la aeronave.

Adicionalmente, al requerirse una mayor deflexión de los alerones se incrementa la resistencia aerodinámica, lo cual afecta la estabilidad lateral y rendimiento de la aeronave.

Según este concepto, en la aeronave BE-60 el motor izquierdo es el “Motor crítico”.



Motor Crítico en la aeronave BE-60 según el Factor de Torque

B. Operación de un bimotor con un motor inoperativo

La pérdida de potencia de un motor es una de las emergencias más complejas que un piloto debe solucionar cuando vuela una aeronave bimotora, especialmente si el problema ocurre durante el despegue y no cuenta con la asistencia de un copiloto en la cabina, ya que dispone de un tiempo muy limitado para consultar el procedimiento adecuado y efectuar una acción correctiva.

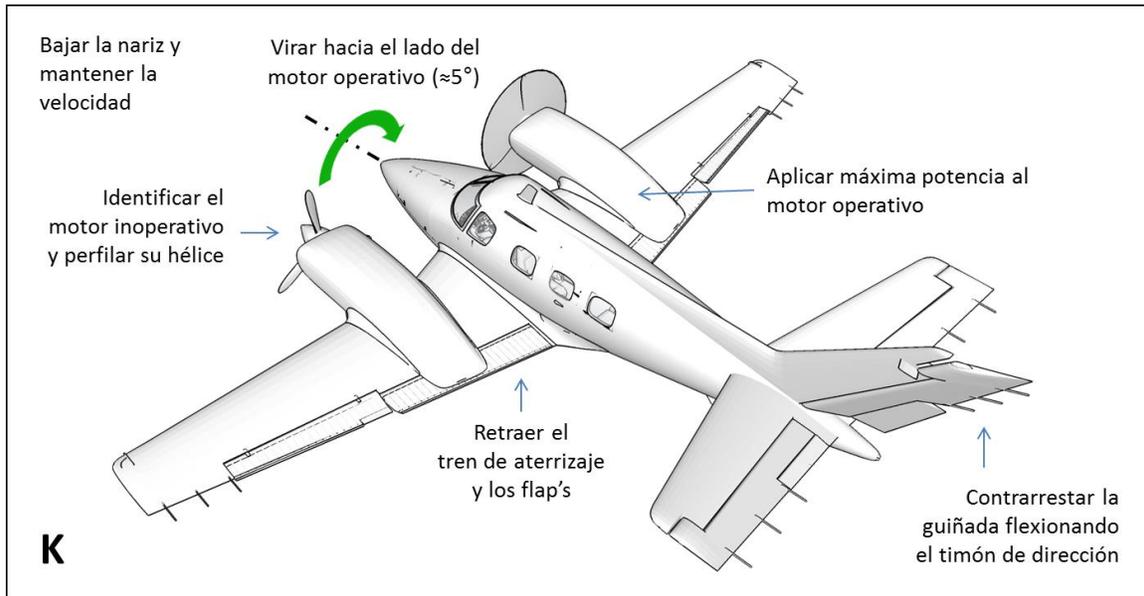
Los dos factores más importantes que permiten gestionar una operación segura con un solo motor son la velocidad y el control (Direccional y lateral), que permiten a la aeronave ser maniobrada o compensada durante el vuelo.

Como se explicó anteriormente, la controlabilidad y el rendimiento de una aeronave en configuración bimotora se ve comprometida cuando se produce una falla en su "Motor crítico", ya que produce un efecto simultáneo de guiñada y alabeo hacia el lado del motor inoperativo.

El momento de guiñada es producido por el empuje asimétrico de los motores, debe ser inmediata y eficazmente controlado por parte del piloto, efectuando cada uno de los pasos establecidos en los procedimientos de emergencia explicados en la lista de chequeo, entre los cuales se pueden citar:

- Identificar el motor inoperativo y perfilar su hélice.
- Aplicar la máxima potencia al motor operativo
- Asegurarse que el tren de aterrizaje y flap's se encuentran retraídos.
- Contrarrestar la tendencia de guiñada mediante la deflexión del timón de dirección hacia el lado del motor operativo (Motor muerto = Pie Muerto)
- Virar hacia el costado del motor operativo ($\approx 5^\circ$).
- Establecer una velocidad óptima de ascenso con un motor (V_{yse}).

El piloto debe mantener compensada la aeronave en esta nueva condición (Figura K), con el fin de mantenerla controlada y estable, continuando con los pasos adicionales citados en la lista de chequeo.



Acciones iniciales después de la pérdida de un motor en vuelo

Una de las técnicas de vuelo que el piloto debe emplear para maximizar el rendimiento de la aeronave con un motor inoperativo es la Condición de Cero Deslizamiento.

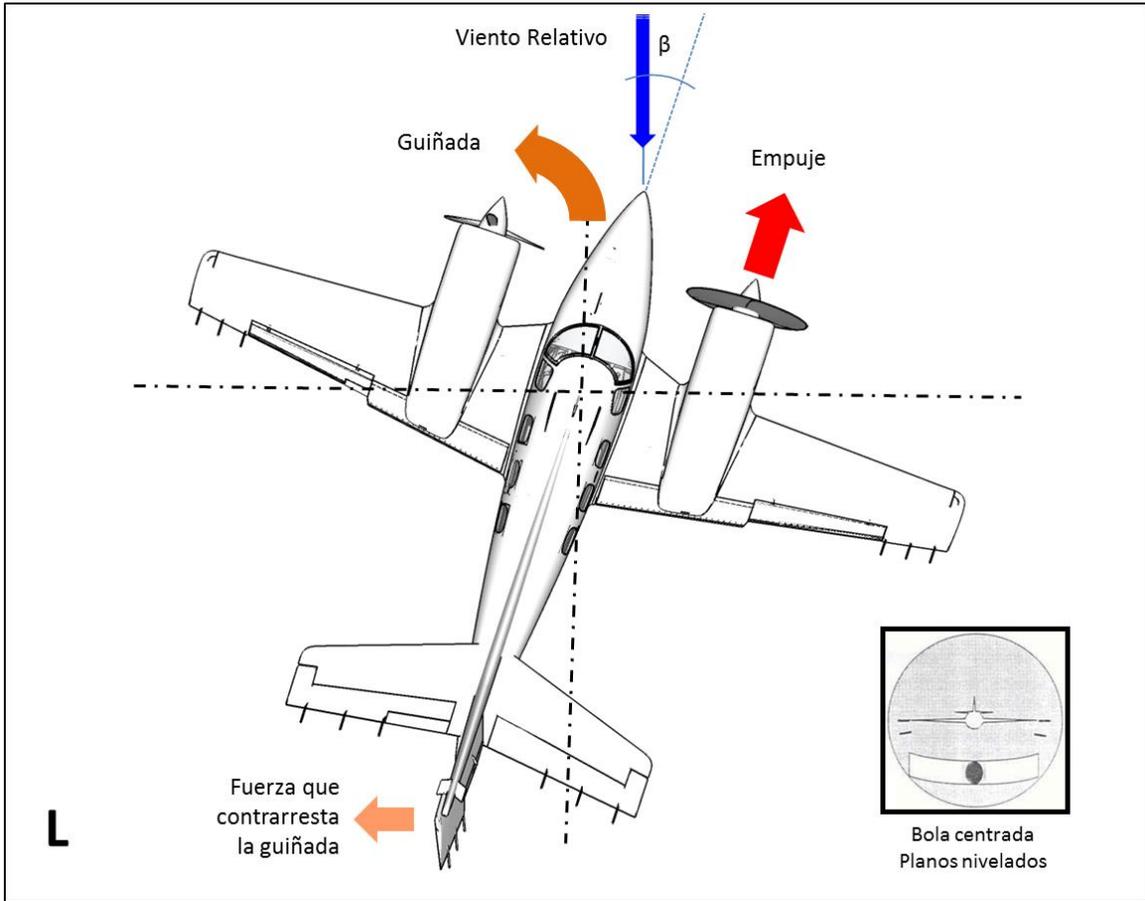
Cuando se presenta la falla en el motor, la guiñada producida debe ser contrarrestada por la deflexión del timón de dirección hacia el lado del motor operativo, lo cual resulta en la desalineación entre el fuselaje de la aeronave contra el viento relativo (Figura L), originando un ángulo de deslizamiento β . Esta acción permite mantener el rumbo de la aeronave pero genera una alta resistencia aerodinámica que degrada su rendimiento.

La Condición de Cero Deslizamiento se alcanza cuando se mantiene el rumbo de la aeronave y se mejora su rendimiento mediante la reducción de la resistencia aerodinámica.

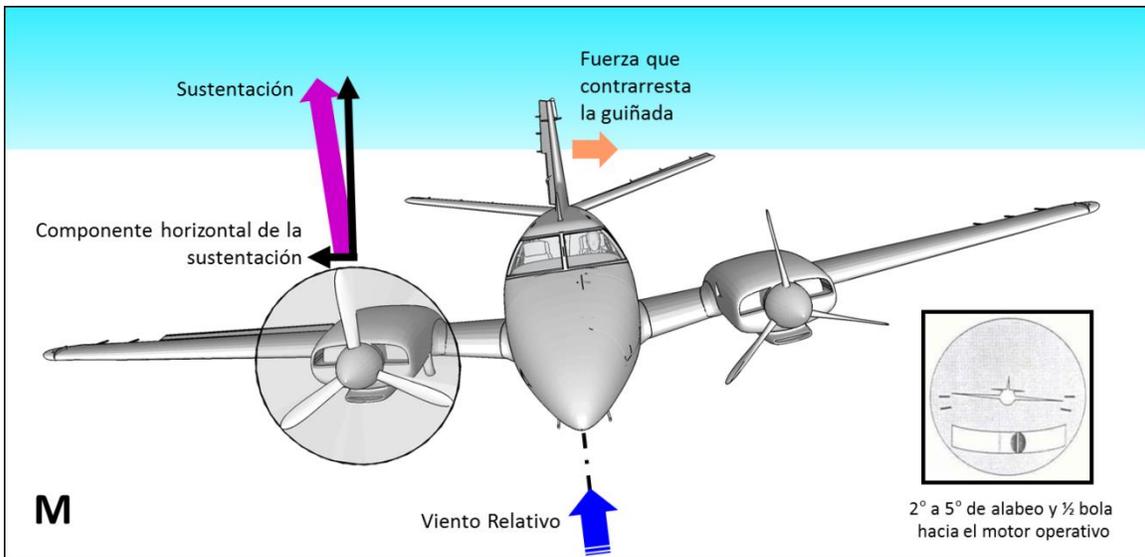
Cuando el piloto vira la aeronave hacia el lado del motor operativo (2° a 5°), el ángulo diedro del plano genera una componente horizontal de la sustentación que contribuye a reducir la deflexión necesaria sobre el timón de dirección, así como la fuerza requerida para contrarrestar el efecto adverso de la guiñada (Figura M).

Al piloto alinear el eje longitudinal de la aeronave contra el viento relativo y volver a la posición de equilibrio ($\beta=0$), reduce gran parte de la resistencia que afecta el comportamiento aerodinámico, ayudando a mantener la estabilidad direccional.

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO



Aeronave en Condición de Deslizamiento



Aeronave en Condición de Cero Deslizamiento

C. Velocidades de Operación

El Manual de Vuelo de la aeronave Beechcraft BE-60 especifica las siguientes velocidades de operación:

Takeoff:

Rotation Speed.....	85 kts
Normal Climb Out.....	120 kts
Short Field Takeoff.....	NOT RECOMMENDED

Enroute Climb, Flaps Up:

Normal.....	140 kts
Single Engine Best Rate of Climb.....	110 kts
Two Engine Best Rate of Climb.....	120 kts
Single Engine Best Angle-of-Climb.....	100 kts
Two Engine Best Angle-of-Climb.....	99 kts

Landing Approach:

Normal Approach, Flaps FULL, 6775 lbs/3073 kg.....	98 kts
Short Field Approach.....	NOT RECOMMENDED

Balked Landing:

Take-off Power, Flaps FULL, Gear Down, 6775 lbs/3073 kg.....	100 kts
--	---------

V-Speeds:

V _{NE}	235 kts
V _{FE} :	
Approach Flap (15°).....	174 kts
Landing Flap (30°).....	134 kts
V _{LE}	174 kts
V _{MCA}	85 kts
V _A	160 kts

Maximum Demonstrated Crosswind:

Take-off or landing.....	25 kts
--------------------------	--------

STALL SPEED 6775 lbs/3073 kg:

Flaps Up, Gear Up, Power Off.....	85 kts
Flaps Down, Gear Down, Power Off.....	76 kts

V_{NE} = Never-exceed speed

V_{FE} = Maximum flap extended speed

V_{LE} = Maximum landing gear extended speed

V_{MCA} = Airborne minimum control speed with the critical engine inoperative

V_A = Design maneuvering speed

D. Información del manual de vuelo en referencia a procedimientos de emergencia

En la sección 3 del manual de vuelo del BE-60 se explican los procedimientos de emergencia que están directamente relacionados con el rendimiento y que pueden ser ejecutados satisfactoriamente si se cumplen las condiciones y variables externas que influyen en su comportamiento aerodinámico según el tipo de falla presentada.

La información presentada en dicha sección informa sobre los diferentes planes de acción ante cualquier situación de emergencia que pueda ocurrir. El manual hace especial énfasis en que las emergencias requieren una inmediata acción correctiva y están a disposición las listas de chequeo para su rápida, fácil referencia y familiarización por parte del piloto.

Con el objetivo de suministrar una velocidad segura para cada tipo de emergencia, las velocidades que se presentan en el manual del operador son derivadas de una operación con un peso total de 6775 libras, es decir, el peso máximo de operación.

A continuación se describen las velocidades para operación con un motor establecidas en el procedimiento de emergencia:

SINGLE-ENGINE BEST RATE-OF-FLIMB SPEED (V_{YSE}), 110 kts

La velocidad de mejor régimen de ascenso con un motor es la aquella en la cual se obtiene la mayor ganancia altitud en el menor tiempo posible con el tren de aterrizaje y flap's retraídos, así como la hélice del motor inoperativo perfilada.

SINGLE-ENGINE BEST ANGLE-OF-CLIMB SPEED (V_{XSE}), 100 kts

La velocidad de mejor ángulo de ascenso con un motor es la aquella en la cual se obtiene la mayor ganancia altitud en el menor distancia horizontal posible con el tren de aterrizaje y flap's retraídos, así como la hélice del motor inoperativo perfilada.

MINIMUM SINGLE-ENGINE CONTROL SPEED (V_{MC}), 85 kts

La velocidad mínima de control con un motor es aquella a la que se puede mantener el control de la dirección cuando el motor crítico no funciona (Su hélice debe estar en movimiento por efecto del viento relativo) y el motor operativo lo hace a potencia de despegue. Por debajo de esta velocidad la aeronave no puede ser controlada lateral y direccionalmente.

Para la aeronave BE-60, las siguientes acciones contempladas en las listas de chequeo deben ser tomadas por el piloto en caso de presentarse una falla de motor en vuelo:

ENGINE FAILURE DURING FLIGHT (Adequate performance & terrain clearance):

1. *Establish V_{YSE} -- 110 kts.*
2. *Mixtures, Props, Throttles -- FULL.*
3. *Undercarriage -- UP.*
4. *Flaps -- RETRACTED.*
5. *Identify -- DEAD FOOT = DEAD ENGINE.*
6. *Verify -- RETARD THE DEAD ENGINE THROTTLE.*
7. *Feather or Fix -- TROUBLESHOOT DEAD ENGINE:*
 - a. *Fuel flow -- CHECK.*
 - b. *Fuel Pump -- ON.*

- c. Fuel quantity -- CHECK.
- d. Fuel selector -- ON.
- e. Oil temperature & pressure -- CHECK.
- f. Magnetos -- CHECK.

If the reason for the engine failure can be determined and eliminated, attempt an air start.
If the engine cannot be restarted, complete the checklist.

- 8. Feather -- FEATHER DEAD ENGINE'S PROPELLER.
- 9. Raise the dead -- RAISE DEAD ENGINE APPROX 5° AOB.
- 10. Let the ball out of the cage -- REDUCE RUDDER PRESSURE.
- 11. Cowl Flap on dead engine -- CLOSED.
- 12. Secure Inoperative engine using SECURING INOPERATIVE ENGINE PROCEDURE.

Mediante una imagen fotográfica se pudo comprobar las velocidades que se encontraban señaladas en el velocímetro (Indicator Air Speed, IAS) de la aeronave HK3917G, las cuales se detallan a continuación:

VYSE (Línea Azul): 110 nudos
VSTALL (Línea Roja): 76 nudos



Velocidades señaladas en el velocímetro de la aeronave HK3917G

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

E. Estimación de velocidades de pérdida

Tomando como referencia el FIAA (Formulario de Inspección Anual de Aeronave) actualizado el 23 de Febrero del 2015, el peso y balance⁸ de la aeronave HK3917G especifica un peso en vacío de 2155 kg (4741 lb) y un peso bruto máximo operacional de 3076 kg (6767.2 lb).

Al no disponerse durante la investigación un manifiesto de peso y balance en la ruta SKBO-SKGY que mostrara información exacta, hubo la necesidad de realizar aproximaciones de los pesos de personas, combustible y carga transportados, con el propósito de establecer el rendimiento estimado de la aeronave antes del accidente.

Haciendo un cálculo conservativo para hallar el peso del combustible, se tomaron los datos escritos en el plan de vuelo presentado para la ruta SKCL-SKBO según los cuales la autonomía era de 03:30 horas y la duración del vuelo era de 01:10 horas; lo cual indica que la aeronave contaba con aproximadamente 700 litros (184.92 galones) de combustible, ya que el manual establece un consumo horario de 200 litros.

De acuerdo a lo anterior, la aeronave consumió 233.33 litros (61.64 galones) de combustible en el trayecto Cali-Bogotá, dejando en los tanques a su llegada 466.67 litros (123.28 galones) de combustible, equivalentes a un peso de 739.68 libras (Densidad combustible AVGAS100/130 = 6 lb/gal). Para el cálculo de combustible final se dejará un valor aproximado de 680 libras, descontando lo consumido durante el arranque de los motores, el taxeo y el ascenso inicial.

Ítem	Peso (lb)
Peso de aeronave	4741
Peso de combustible	680
Peso piloto	186*
Peso 3 ocupantes	483**
Peso carga	110***
PESO TOTAL	6200

La página 4-13 del manual establece la carta a usar para determinar las velocidades de pérdida (V_{STALL}) dependiendo del peso de la aeronave, potencia de los motores, configuración y ángulo de banqueo. Según lo anterior, para la aeronave con un peso de 6200 lb, motores operativos, flap's y tren retraídos, la velocidad de pérdida con 5° de banqueo es aproximadamente 58.5 nudos (KCAS, Velocidad Calibrada). Para una aeronave con la misma configuración pero sin potencia en sus motores, la velocidad de pérdida se incrementó a 81 nudos CAS.

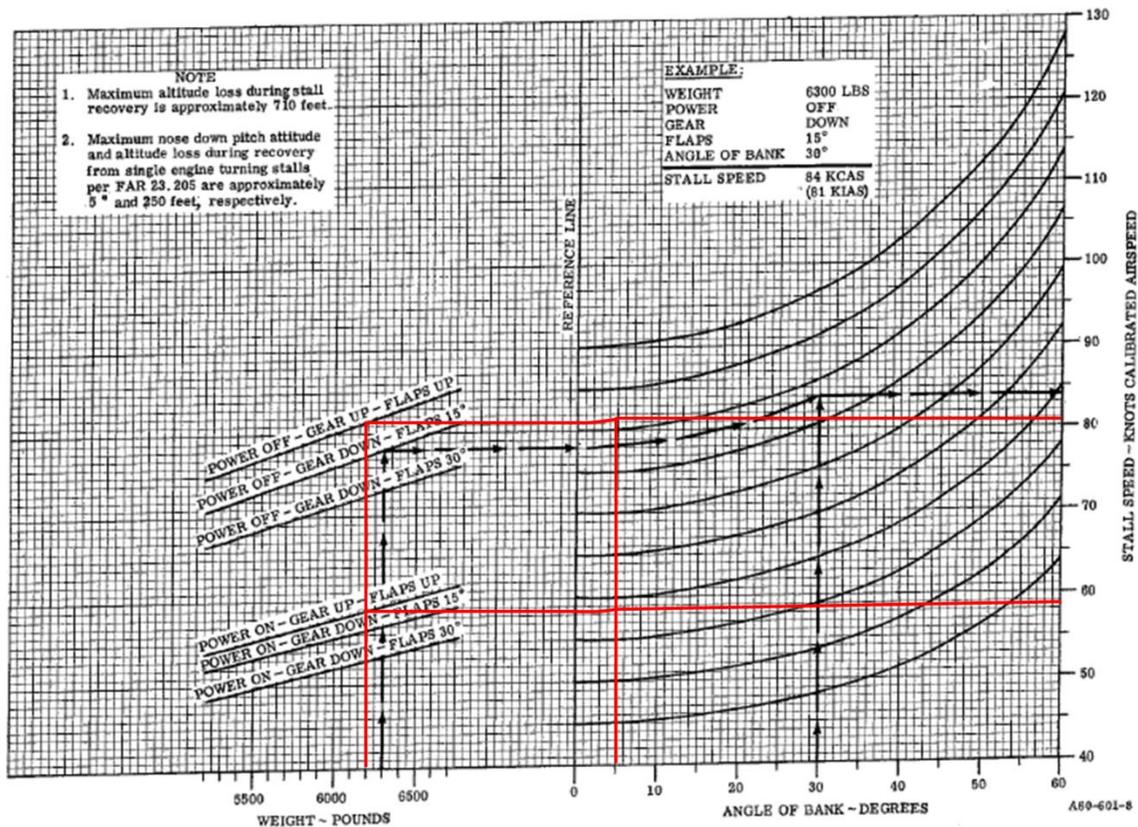
⁸ Fecha de último Peso y Balance: 15 de Febrero de 2008

* 75 kg-85 kg (Según informe pericial de necropsia)

** 92 kg, 67 kg y 60 kg (Según informe pericial de necropsia)

*** Peso estimado del equipaje de mano

STALL SPEEDS



Cálculo de velocidades de pérdida

F. Ascenso con un solo motor y techo de servicio

La página 4-10 A del manual del operador permite determinar el régimen de ascenso con un solo motor operativo a través de una tabla de rendimiento. Para ejemplarizar en contexto, se utilizó 8560 pies como la altitud de presión; esta altitud equivale a la elevación del ARP del aeropuerto Internacional Eldorado (8360 pies) más la altura calculada a la que posiblemente ascendió la aeronave antes del accidente (200 pies).

Los parámetros de ingreso para esta carta fueron los siguientes:

- g) Altitud de presión: 8560 pies
- h) Temperatura: 16°C
- i) Peso: 6200 libras
- j) Velocidad Indicada: 107 nudos
- k) Motor afectado embanderado
- l) Máxima potencia continua en motor operativo
- m) Tren de aterrizaje y flaps retraídos
- n) Cowl flaps abiertos

SINGLE-ENGINE CLIMB

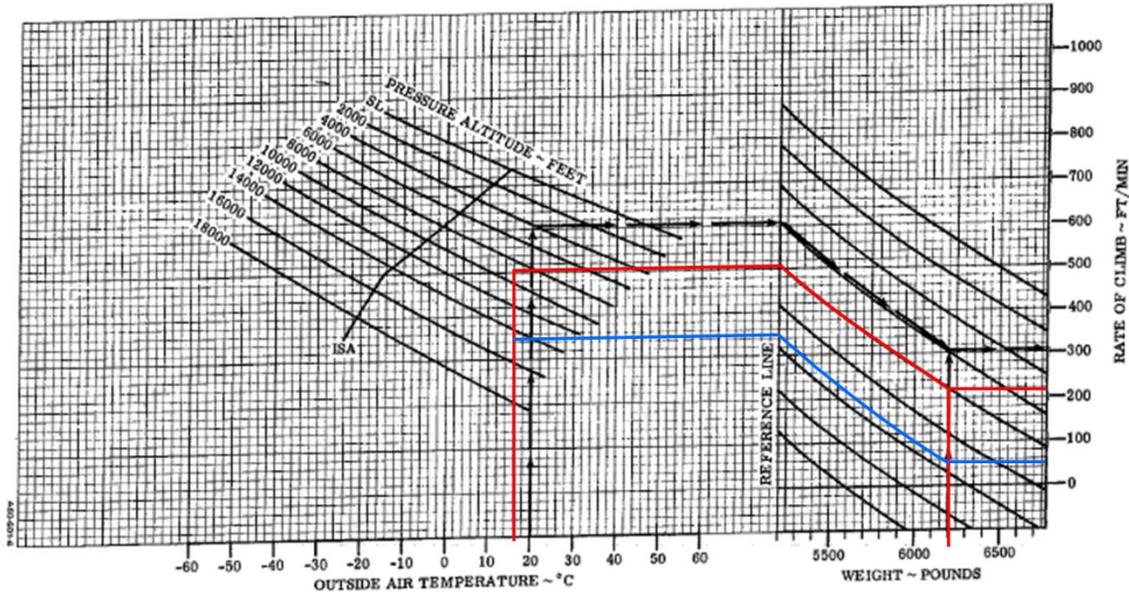
ASSOCIATED CONDITIONS:

POWER MAXIMUM CONTINUOUS
 GEAR UP
 FLAPS UP
 COWL FLAPS OPEN
 INOPERATIVE PROPELLER FEATHERED
 CLIMB SPEED IAS AS TABULATED

WEIGHT POUNDS	CLIMB SPEED ~ KNOTS (ASSUMES ZERO INST. ERROR)	
	MPH	KNOTS
6775	127	110
6400	124	108
6000	122	106
5800	120	104
5200	119	103

EXAMPLE:

OAT 20°C
 PRESSURE ALTITUDE 4000 FT
 WEIGHT 6200 LBS
 RATE OF CLIMB 305 FT/MIN
 CLIMB SPEED 107 KIAS



Carta de ascenso con un motor

Según lo evidenciado, la aeronave con un peso de 6.200 lb y alcanzado 8560 pies de altitud, puede mantener un régimen de ascenso de 217 ft/min aproximadamente (Líneas rojas).

El manual del operador no contempla cartas de techo de servicio con un motor, por lo tanto, se utilizó la carta de ascenso con un solo motor para determinar un techo probable de servicio, con el ánimo de brindar una aproximación a las limitaciones del rendimiento de la aeronave BE-60.

El cálculo se realizó invirtiendo la secuencia de guía, es decir, se inició tomando el valor de la rata de ascenso (ft/min) hacia la línea de referencia de peso y temperatura. La teoría del techo de servicio establece la altitud a la cual puede ascender la aeronave con un motor operativo y una velocidad vertical mínima de 50 ft/min, que aplicado en este caso, da un valor aproximado de 14.500 pies (Líneas azules).

Los anteriores cálculos fueron tomados durante la investigación como valores de referencia para establecer el rendimiento que podría tener la aeronave HK3917G con un motor inoperativo.

G. Estimación de rendimiento empleando datos de Radar

Mediante la información suministrada a través de las comunicaciones y el control de tránsito aéreo se realizaron los cálculos para hallar un valor aproximado de la velocidad aérea indicada (IAS) que llevaba la aeronave HK3917G segundos antes del accidente, para lo cual se tomaron los siguientes datos y consideraciones:

- a) Viento: Decolaje desde la pista 13L (Orientación 134°), viento proveniente de los 150°, intensidad 11 nudos, según comunicación desde Eldorado TWR Norte a las 21:16:44 UTC. Se mantienen estos valores para el cálculo de las componentes del viento:

Viento de frente: 11 nudos - Componente de viento paralelo a la pista

Viento cruzado: 3 nudos - Componente de viento perpendicular a la pista

- b) Velocidad en Tierra: La aeronave tenía una velocidad en tierra de 115 nudos (Ground Speed, GS), según última traza radar a las 21:19:05 UTC

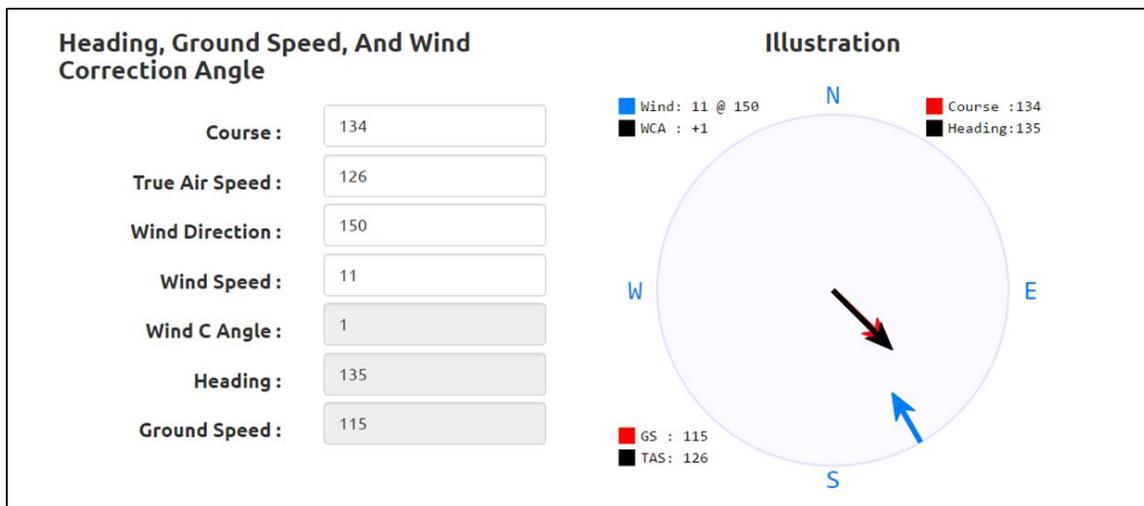
- c) Velocidad Verdadera: El cálculo de la velocidad verdadera (True Air Speed, TAS) que tenía la aeronave es de:

$V(TAS) = V(GS) + \text{Viento de frente}$

$V(TAS) = 115 \text{ nudos} + 11 \text{ nudos}$

$V(TAS) = 126 \text{ nudos}$

Este valor fue verificado de forma inversa a través de un programa de cálculo disponible en Internet, ingresando datos de rumbo, TAS, dirección e intensidad del viento para calcular GS, como se muestra a continuación:



Fuente: <https://www.e6bx.com/e6b/>

Verificación de la velocidad verdadera (TAS) mediante calculador online

- d) Velocidad Indicada: La velocidad indicada en el velocímetro de la aeronave fue calculada empleando la siguiente fórmula:

$$IAS = \frac{1000 \times TAS}{\sqrt{[(0.02 \times Altitud) + 1000]}} = \frac{1000 \times 126}{\sqrt{[(0.02 \times 8560) + 1000]}} = 107.58 \text{ Nudos}$$

De igual forma, se corroboró el valor IAS empleando el software virtual que realizó el siguiente cálculo:

Indicated Air Speed Calculator

Pressure Altitude	<input type="text" value="8560"/>
Outside Air Temp. (°C):	<input type="text" value="16"/>
True Air Speed (knot):	<input type="text" value="126"/>
Ind. Air Speed (knot):	<input type="text" value="107"/>

Fuente: <https://www.e6bx.com/e6b/>

Cálculo de la velocidad indicada (IAS) mediante calculador online

Esta información fue útil para la investigación, ya que permitió evidenciar a través de los datos proporcionados por medio de las trazas Radar que la aeronave HK3917G no alcanzó la velocidad de mejor régimen de ascenso con un motor VYSE de 110 nudos IAS, tal como lo establece el primer punto de la lista de chequeo de emergencia por falla de motor en vuelo. Sin embargo, es preciso aclarar que aún a 107 nudos IAS la aeronave podía continuar su vuelo aunque con un marcado detrimento en su rendimiento óptimo, razón por la cual se tomó el dato calculado como una cifra indicativa de los parámetros que se tenían antes del accidente.

Es consecuente que para presentarse la pérdida de control en vuelo que condujo a la aeronave a impactar contra el terreno, su rendimiento aerodinámico llegó a unos valores muy inferiores a los calculados en los análisis anteriores; es decir, la IAS descendió por debajo de la V_{MC} (Velocidad mínima de control con un motor operativo), impidiendo al timón de dirección contrarrestar el efecto de guiñada presentado hacia el costado izquierdo, producido por el empuje asimétrico. Según FAR⁹ 23.149, la V_{MC} es la velocidad aérea calibrada en la cual, con el motor crítico repentinamente inoperante, es posible mantener el control de la aeronave y mantener un vuelo recto a la misma velocidad con un ángulo de banqueo no mayor de 5°.

⁹ FAR: Federal Aviation Regulations

A continuación se hace una descripción de las condiciones presentadas durante el segundo segmento de despegue, mientras la aeronave HK3917G volaba con un motor inoperativo:

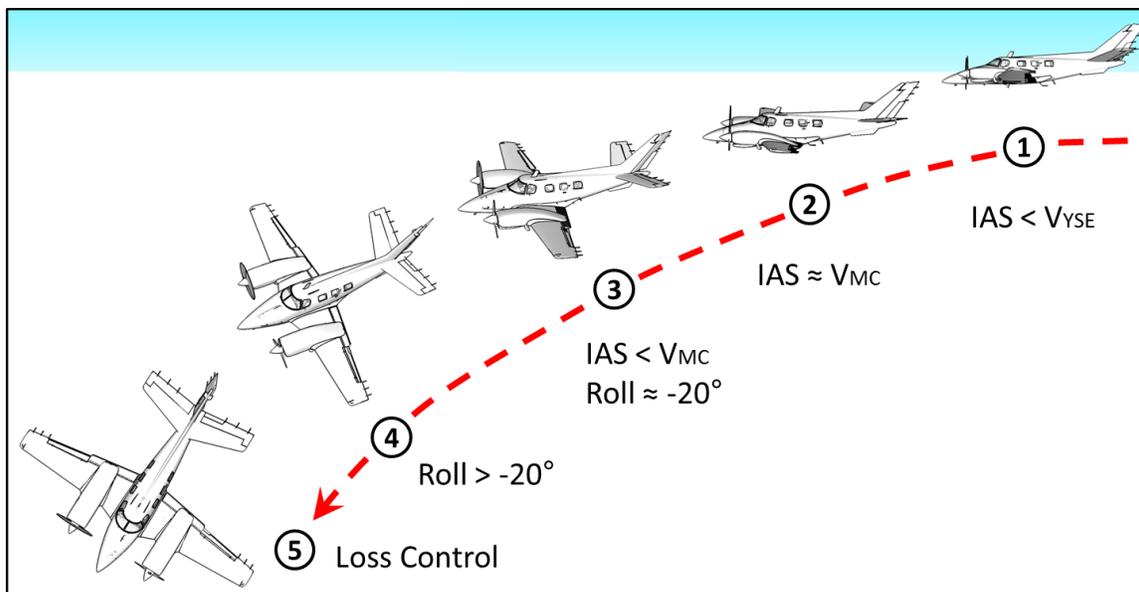


Diagrama de las condiciones que llevaron a la pérdida de control de la aeronave HK3917G

1. Al caer la velocidad por debajo de la V_{YSE} se redujo el régimen de ascenso de la aeronave.
2. Una vez que la velocidad indicada empieza a estar cerca de la V_{MC} se reduce el rendimiento de la aeronave, así como el tiempo de reacción del piloto para efectuar una maniobra de recuperación.
3. La velocidad indicada llega a un valor en el cual, el empuje asimétrico sobrepasa la fuerza ejercida por el timón de dirección para controlar direccionalmente la aeronave. El ángulo de inclinación lateral de la aeronave se aproxima a un valor crítico, establecido aproximadamente en 20° banqueo.
4. Al incrementarse el ángulo de banqueo, se reduce la componente vertical de la sustentación, aumentando a su vez su componente horizontal, produciendo el desplome del plano izquierdo.
5. El piloto pierde completamente el control de la aeronave, la cual se dirige en caída libre hacia el terreno.

Fue evidente que el piloto tuvo muy poco tiempo para identificar el problema presentado, para actuar de manera inmediata y coordinada, siguiendo cada uno de los pasos establecidos en la lista de chequeo para mantener el control efectivo de la aeronave.

De acuerdo al cálculo de estimación de altura efectuado, la aeronave HK3917G se encontraba en fase de ascenso, muy cerca al terreno cuando se presentó la pérdida significativa de empuje en el motor izquierdo, condición corroborada por el personal de la torre de control, así como la grabación de video de la cámara de seguridad del Aeropuerto Internacional de Eldorado, donde se evidenció la disminución de altitud segundos después de despegar, haciendo que fuera técnicamente inviable recuperarse de la pérdida de control.

Debido a la ausencia de grabaciones de voz durante la falla de motor presentada, el análisis investigativo no pudo determinar con precisión la correcta o incorrecta aplicación de los procedimientos de emergencia efectuados por parte del piloto; sin embargo, la pérdida de control en vuelo pudo ser generada probablemente por:

- a) Deficiencias al identificar oportunamente la falla en el motor izquierdo.
- b) Falla al establecer la velocidad de mejor régimen de ascenso con un motor VYSE.
- c) Falla al ajustar la potencia máxima al motor operativo.
- d) Fallas al aplicar eficientemente el timón de dirección y/o su compensador durante la guiñada presentada.

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

3. CONCLUSIÓN

3.1 Conclusiones

- 1) El piloto disponía de licencia PCA y certificado médico vigentes, había realizado chequeo de pro-eficiencia en el equipo BE-60 el 18 de Agosto de 2015, encontrándose calificado y apto física y psicológicamente para realizar operaciones de vuelo en la citada aeronave.
- 2) La aeronave HK3917G se encontraba aeronavegable y cumplía con los requerimientos de mantenimiento establecidos por la Autoridad Aeronáutica para efectuar el tipo de operación asignada y no presentaba anotaciones pendientes en los libros de mantenimiento.
- 3) La aeronave HK3917G había sido autorizada para operar desde el Aeropuerto Internacional de Eldorado (SKBO).
- 4) El despegue por la pista 13L desde TWY D con 2600 metros disponibles, garantizaba que la aeronave HK3917G cumpliera con la distancia necesaria para acelerar o detenerse en caso de un abortaje.
- 5) De acuerdo a los cálculos estimados al momento del despegue desde SKBO, la aeronave HK3917G no excedía los límites de peso que le impidieran garantizar gradientes de ascenso en condiciones de vuelo con un motor inoperativo.
- 6) La aeronave HK3917G experimentó una pérdida de potencia en el motor izquierdo (Motor crítico) que afectó su rendimiento durante la fase de ascenso.
- 7) El piloto perdió el control de vuelo de la aeronave, la cual impactó contra el terreno con un ángulo aproximado de 90° grados de nariz abajo y una ligera tendencia de giro lateral hacia la derecha.
- 8) El accidente no tuvo capacidad de supervivencia para los cuatro (04) ocupantes de la aeronave HK3917G.
- 9) Se presentó fuego post-impacto que contribuyó a la destrucción de la aeronave, afectaciones a dos (02) viviendas y cuatro (04) vehículos.
- 10) La aeronave HK3917G sufrió daños estructurales producidos por fuerzas de impacto y altas temperaturas.
- 11) El accidente se presentó en condiciones meteorológicas visuales y no tuvieron relación con su ocurrencia.

- 12) El piloto no reportó a la dependencia de control de tránsito aéreo ninguna situación de emergencia antes de precipitarse contra el terreno y se evidenció que las comunicaciones no tuvieron influencia en la ocurrencia del accidente.
- 13) En la inspección post-accidente realizada al motor izquierdo y sus componentes accesorios no fue posible determinar el origen de la falla que produjo la pérdida de potencia.
- 14) En las imágenes de video radar se observó que el piloto no encendió el equipo transponder de la aeronave (Código A1162).
- 15) En dos (02) trazas primarias segundos antes del accidente se observó a la aeronave con una velocidad de 115 nudos (Ground Speed).
- 16) Los cálculos realizados a través de los datos proporcionados por medio de las trazas Radar proporcionaron una IAS aproximada de 107 nudos, velocidad inferior a la velocidad de mejor régimen de ascenso con un motor VYSE de 110 nudos IAS, tal como lo establece el primer punto de la lista de chequeo de emergencia por falla de motor en vuelo.
- 17) De acuerdo a los cálculos realizados, la aeronave se encontraba aproximadamente a una altura de 200 pies AGL antes de iniciar el viraje a la izquierda y se precipitara a tierra.
- 18) En atención a la Póliza de Seguro exigida, aunque cumplía con la norma, el proceso investigativo evidenció que el monto del amparo resulta insuficiente para cubrir los daños ocasionados a las personas, bienes y acciones relacionadas con la investigación.
- 19) En la investigación se halló que los documentos del chequeo del piloto fueron radicados ante la Autoridad Aeronáutica un día después del evento.
- 20) Durante la investigación se halló documentación referente al chequeo del piloto (Sin firmas), recibido por la oficina de correspondencia y dirigido al Grupo de Licencias donde se radicó información del chequeo del piloto fallecido.

3.2 Causa probable

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

Probable demora por parte del piloto en identificar el tipo de emergencia llevando la aeronave a una velocidad por debajo de la mínima de control en vuelo.

3.2.1 Factores Contribuyentes

1. Detrimento del rendimiento aerodinámico de la aeronave por causa de una pérdida parcial o total de potencia en el motor izquierdo (Motor Crítico).
2. Operación en un aeródromo con elevada altitud por densidad.

Taxonomía OACI

Pérdida de control en vuelo, Loss of Control In Flight (LOC-I).

Fallo o Malfuncionamiento de Sistema/Componente (Grupo Motor), System Component Failure (SCF-PP)

INTENCIONALMENTE DEJADO EN BLANCO

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

4.1 A LA AUTORIDAD AERONÁUTICA

REC. 01-2015-45-1

Para que a través de la **Dirección de Servicios a la Navegación** incluya en el procedimiento para operación de aeronaves de motor a pistón en (SKBO) establecido en marzo del 2016, los hallazgos de la presente investigación. Entre ellos:

Responsable: **Secretaría de Seguridad**: Efectuar un control exigente, detallado y minucioso sobre las acciones que motiven las solicitudes de operación en SKBO, para supervisar que estos se ejecuten de acuerdo a los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia -RAC- y garanticen la fiabilidad y confiabilidad de este tipo de aeronaves.

Responsable: **Secretaría de Seguridad**: Inspección previa de la aeronave por un PMI.

Esta recomendación deberá cumplirse a los 60 días después de publicada la investigación en la página web de la entidad, y exige que como entregable se demuestre un procedimiento documentado.

Este informe final se firmó a los 11 días del mes de Julio de 2017

Coronel SERGIO FRANCISCO VELASQUEZ VEGA

Coordinador (A) Grupo Investigación de Accidentes
Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil



Grupo de Investigación de Accidentes & Incidentes
Av. Eldorado No. 103 – 23, OFC 203
investigación.accide@aerocivil.gov.co
Tel. +57 1 2962035
Bogotá D.C - Colombia