

Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4-5-12-035



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

INFORME FINAL ACCIDENTE

COL-19-10-GIA

**Falla del sistema motor y
colisión contra el terreno**

Douglas DC-3

Matrícula HK2494

09 de marzo de 2019

San Martín, Meta – Colombia



ADVERTENCIA

El presente Informe Provisional refleja el avance de la investigación técnica adelantada por la Autoridad AIG de Colombia – Grupo de Investigación de Accidentes, GRIAA, en cumplimiento de lo establecido en el Anexo 13, numeral 6.6 y Reglamentos Aeronáuticos Colombianos, numeral 114.620, con el fin de indicar los pormenores y el avance en la investigación con el fin de prevenir la repetición de eventos similares y mejorar, en general, la seguridad operacional.

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

Por lo tanto, ningún contenido de este Informe Provisional, tienen el propósito de señalar culpa o responsabilidad.

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

CONTENIDO

SIGLAS	5
SINOPSIS	7
RESUMEN	7
1. INFORMACIÓN FACTUAL	9
1.1. Reseña del vuelo	9
1.2. Lesiones personales	12
1.3. Daños sufridos por la aeronave	12
1.4. Otros daños	12
1.5. Información personal	12
1.6. Información sobre la aeronave y el mantenimiento	14
1.6.1. Información del Peso y Balance	15
1.6.2. Cálculos de combustible	15
1.6.3. Datos básicos para efectuar el cálculo de Peso y Balance	15
1.6.4. Determinación del peso (carga paga)	16
1.6.5. Resumen del Peso y Balance	16
1.7. Información Meteorológica.....	19
1.8. Ayudas para la Navegación	20
1.9. Comunicaciones	20
1.10. Información del Aeródromo	20
1.11. Registradores de Vuelo.....	21
1.11.1. Trazas Radar.....	21
1.12. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	23
1.12.1. Descripción general de la escena del accidente.....	23
1.12.2. Estado de las partes del avión.....	23
1.12.3. Dinámica aproximada de impacto	27
1.13. Información médica y patológica	28
1.14. Incendio.....	28
1.15. Supervivencia.....	29
1.16. Ensayos e investigaciones	29
Motor No. 1.....	30
Motor No. 2.....	32

Hélice No. 1.....	32
Hélice No. 2.....	32
1.17. Información orgánica y de dirección.....	32
1.18. Información adicional	33
1.18.1. Sistema de embanderamiento de la hélice.....	33
2. ANÁLISIS	35
2.1. Procedimientos operacionales.....	35
2.2. Falla del sistema de embanderamiento	36
2.3. Factores de mantenimiento	37
2.4. Gestión del SMS de la compañía	38
2.5. Factor Humano.....	38
2.6. Secuencia de eventos	40
3. CONCLUSIÓN	42
3.1. Conclusiones	42
3.1.1. Generales.....	42
3.1.2. Aeronave.....	43
3.1.3. Trazas Radar	44
3.1.4. Organización.....	44
3.2. Causa(s) probable(s).....	44
3.3. Factores Contribuyentes.....	45
3.4. Taxonomía OACI.....	45
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL	46
A LA COMPAÑÍA LASER AÉREO S.A.S.	46
REC. 01-201910-1.....	46
REC. 02-201910-1.....	46
REC. 03-201910-1.....	46
REC. 04-201910-1.....	46
REC. 05-201910-1.....	46
A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA	47
REC. 06-201910-1.....	47
REC. 07-201910-1.....	47
REC. 08-201910-1.....	47

SIGLAS

9NS	Aeródromo La Rinconada
ATC	Control de Tránsito Aéreo
DME	Equipo Medidor de Distancia
ELT	Transmisor Localizador de Emergencia
ft	Pies
gal	Galones
GRIAA	Grupo de Investigación de Accidentes
GPS	Sistema de Posicionamiento Global
HL	Hora Local
h	Horas
HP	Caballos de potencia (horse power)
kg	Kilogramos
KT	Nudos
lb	Libras
LH	Izquierdo
m	Metros
MGO	Manual General de Operacional
NM	Millas náuticas
NTSB	National Transportation Safety Board
PBMO	Peso Bruto Máximo Operativo
PCA	Piloto Comercial de Avión
PTL	Piloto de Transporte de Línea
POH	Pilot's Operation Handbook
RAC	Reglamentos Aeronáuticos de Colombia
RH	Derecho
SKLP	Aeródromo La Pedrera
SKMF	Aeródromo Miraflores
SKSJ	Aeródromo Jorge González - San José del Guaviare
SKTR	Aeródromo Taraira
SKVV	Aeródromo Vanguardia – Villavicencio

SMS	Sistema de Gestión de la Seguridad Operacional
TAS	Velocidad de Aire Verdadera
TSN	Tiempo desde nuevo
TSO/TBO	Tiempo desde Reparación General
UTC	Tiempo Coordinado Universal
VFR	Reglas de Vuelo Visual
VMC	Visual Meteorological Conditions
V_{MCA}	Velocidad Minima de Control en Vuelo
VOR	Radioayuda de rango VHF omnidireccional

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



SINOPSIS

Aeronave:	Douglas DC-3, HK2494
Fecha y hora del Accidente:	09 de marzo de 2019, 10:36 HL (15:36 UTC)
Lugar del Accidente:	Finca La Bendición, Municipio San Martín Departamento del Meta – Colombia
Coordenadas:	N03°34'23.30" W073°04'43.20"
Tipo de Operación:	Transporte no Regular de Pasajeros – Taxi Aéreo
Explotador:	Latinoamericana de Servicios Aéreos S.A., LASER
Personas a bordo:	03 Tripulantes, 11 pasajeros

RESUMEN

Durante la ejecución de un vuelo de transporte no regular de pasajeros entre San José del Guaviare (SKSJ) y Villavicencio (SKVV), la aeronave DC-3 de matrícula HK2494 en la fase crucero, después de 11 minutos de vuelo, y una altitud 8,500 pies, presentó malfuncionamiento del motor y del sistema de embanderamiento¹ de la hélice del motor izquierdo (No. 1).

Al resultar infructuosos los procedimientos para mantener el control de la aeronave, y ante la pérdida continua de altitud, el Piloto decidió ubicar una pista cercana a su trayectoria para realizar un aterrizaje forzoso.

El Piloto tomó la decisión de dirigirse hacia la pista La Rinconada, y, durante la maniobra de acercamiento, la aeronave perdió altura y colisionó contra el terreno a 0.35 NM de la pista.

En el evento, la aeronave resultó destruida y sus 14 ocupantes sufrieron lesiones mortales. Se presentó incendio post-impacto que consumió el 85% de la aeronave. El accidente ocurrió con luz de día y condiciones meteorológicas VMC.

La investigación determinó que el accidente se produjo por los siguientes factores causales probables:

- Pérdida de control en vuelo como consecuencia de la disminución de la velocidad mínima de control en vuelo (V_{mca})² y la resistencia al avance, generadas por la imposibilidad de efectuar el embanderamiento de la hélice del motor No. 1 ante la falla del motor.
- Mal funcionamiento del sistema de lubricación del motor No.1, evidente en la abundante fuga de aceite de la planta motriz, en vuelo, y en el gobernador de la hélice izquierda; aunque se encontraron discrepancias en el mantenimiento de la

¹ Embanderamiento o perfilamiento: es la operación en la cual las palas de una hélice giran sobre su propio eje en el núcleo hacia una posición en la cual quedan paralelas con la dirección del viento.

² La Velocidad Mínima de Control en Vuelo (V_{mca}): es la mínima velocidad en vuelo, a la que, con falla de un motor, se puede mantener el control de la aeronave utilizando las superficies aerodinámicas.

línea de presión de embanderamiento de hélice, no se logró determinar el origen de la fuga de aceite.

- Debilidades de los procedimientos operacionales del Explotador de la aeronave, al carecer de un estándar que facilitara la toma de decisiones de una tripulación para actuar en caso de fallas críticas, en asuntos tales como realizar un aterrizaje de emergencia en campo no preparado o la selección de un aeródromo alternativo.

Como factores contribuyentes al accidente se encontraron:

- Deficiencias en las prácticas estándar de mantenimiento durante las reparaciones efectuadas en la línea de presión de aceite de embanderamiento de la hélice del motor No. 1.
- Incumplimiento de un programa de mantenimiento efectivo y confiable, que no verificó las condiciones de operación de los componentes de la aeronave; no se pudo determinar el cumplimiento del último servicio de 50 horas, Fase A, al motor número 1 según el programa de mantenimiento de la empresa, ya que en el Libro de Vuelo no existen registros de ese servicio.
- Ineficiente sistema de gestión de seguridad del Explotador al no detectar errores en los procesos de mantenimiento y en la conducción y control de las operaciones.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del vuelo

El día anterior al accidente, 08 de marzo de 2019, la aeronave DC-3, Matrícula HK2494, operada por la compañía Latinoamericana de Servicios Aéreos S.A. de transporte aéreo no regular de pasajeros, realizó un vuelo entre La Pedrera, Amazonas (OACI: SKLP) hacia Taraira, Vaupés (OACI: SKTR) despegando a las 16:28 HL y arribando a las 16:59 HL. Allí en SKTR la aeronave y su tripulación pernoctaron en Taraira.

El 09 de marzo el avión debía cubrir la ruta entre Taraira y Villavicencio (Meta).

La aeronave realizó la operación desde SKTR con tres (03) tripulantes, ocho (8) pasajeros y 1160 kg de carga (pescado), registrando una hora de despegue a las 06:13HL (11:13UTC).

De acuerdo con la información proporcionada por la compañía, en ruta se encontraron condiciones meteorológicas adversas, y la tripulación tomó la decisión de dirigirse al aeródromo de Miraflores (SKMF), Guaviare, en donde aterrizó a las 07:39 HL (12:39 UTC).

En Miraflores abordaron dos (2) pasajeros más, para un total de diez (10) pasajeros a bordo, y la tripulación reprogramó el vuelo hacia el aeródromo Jorge Enrique González (OACI: SKSJ) de San José del Guaviare, Guaviare, para reabastecerse de combustible y continuar su vuelo hacia Villavicencio.

A las 08:34 HL (13:34 UTC), la aeronave despegó de Miraflores y aterrizó en San José del Guaviare a las 09:14 HL (14:14 UTC), sin novedad. La aeronave fue abastecida con 200 galones de combustible a las 09:30 HL (14:30 UTC), y la tripulación presentó Plan de Vuelo hacia Villavicencio.

El Plan de Vuelo se presentó bajo las siguientes condiciones:

- Reglas de vuelo: Visual (VFR)
- Ruta; San José – Casibare – Villavicencio
- Tiempo total: 45 minutos
- Autonomía: 03:00 horas,
- Altitud: 8.500 pies
- Velocidad (GS) 120 nudos
- Hora de salida: 10:00 HL (15:00 UTC).
- Personas a bordo: trece (13). Tres (3) tripulantes y diez (10) pasajeros

No obstante, poco antes de iniciarse el vuelo, otro pasajero abordó la aeronave completando un total de once (11) pasajeros y tres (3) tripulantes, para un total de catorce (14) ocupantes a bordo. Según información del dueño de la carga, a bordo se transportaban 1.160 kg.

La aeronave despegó a las 09:55 HL (14:55 UTC) desde San José y procedió de acuerdo con ruta Plan de Vuelo. A las 10:01 HL (15:01 UTC) la tripulación contactó el ATC Villavicencio FIC Sector SE en frecuencia 127.3MHz. La aeronave continuó ascenso hasta 8.500 pies sin novedad.

A las 10:15 HL (15:15 UTC), cuando la aeronave se encontraba en ascenso a través de 8.100 pies, y aproximadamente a 59 NM (109 km) del aeródromo Vanguardia de Villavicencio, la tripulación llamó al ATC, y reportó: “... Estoy a 59 millas de... del VOR... y para informarle...tengo problemas con un motor perfilado.... Eeee.... bueno, el motor no ha querido perfilar, estoy tratando de buscar una pista para meterme...”.³

A solicitud de la tripulación, el ATC dio información sobre la ubicación de varios aeródromos en las vecindades para facilitar las intenciones de aterrizaje.

Finalmente, encontrándose a 33 NM después de reportada la falla, la Tripulación se dirigió hacia la Pista La Rinconada (IATA: 9NS) ubicada en jurisdicción del Municipio de San Martín (Meta, Colombia).

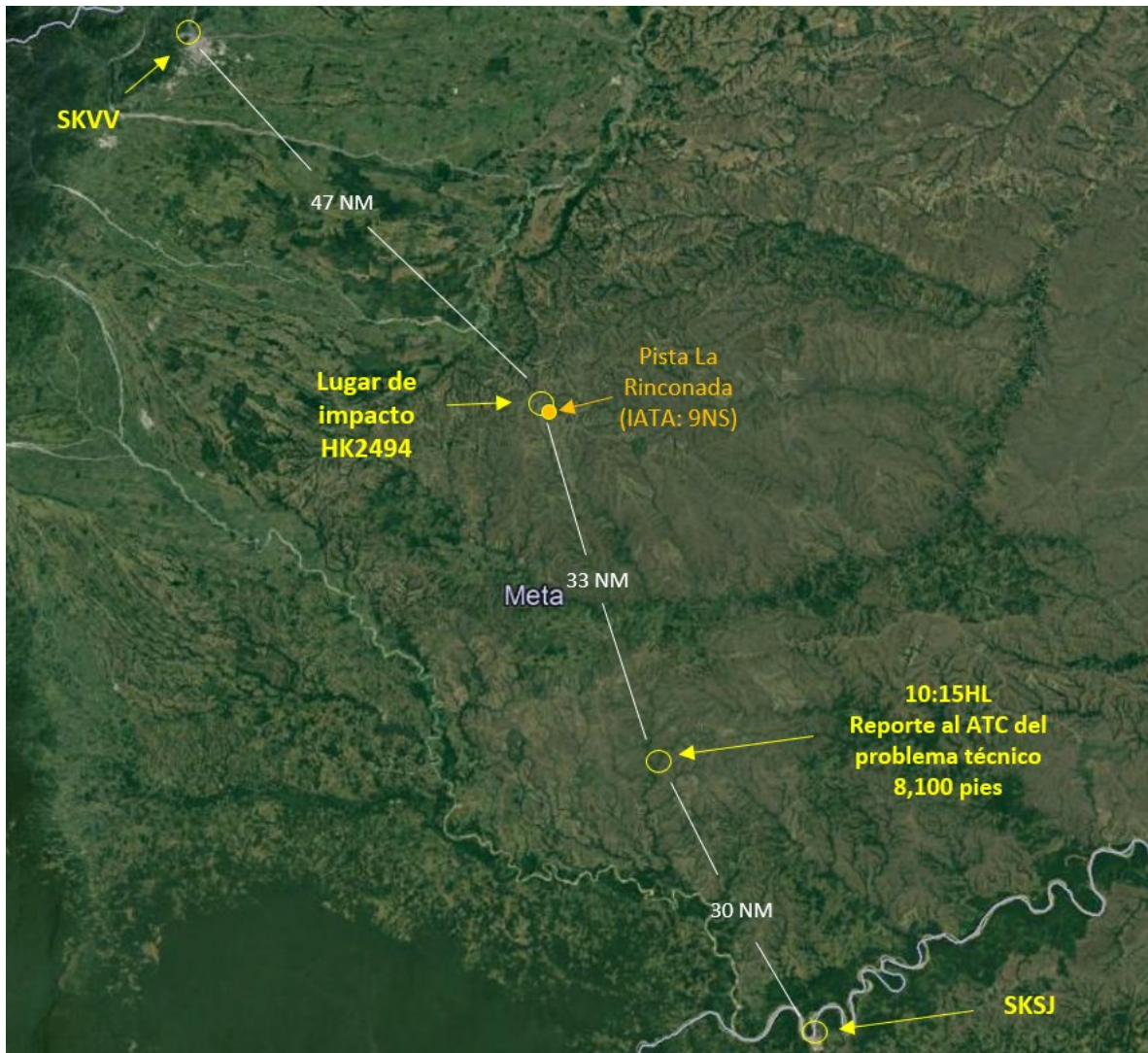


Imagen No. 1 – Distancias, ubicaciones y posición del reporte técnico en la ruta de vuelo programada

³ Tomado de las transcripciones de las grabaciones de comunicaciones ATC

A las 10:31 HL (15:31 UTC) se perdió la señal Radar de la aeronave, cuando se encontraba a 2.100 pies, con 134 nudos y a 6,96 NM a la Pista La Rinconada; sin embargo, la tripulación mantuvo contacto de radio con el ATC por aproximadamente dos (2) minutos más.

A las 10:32 HL (15:32 UTC) la tripulación efectuó un último llamado, informando que tenía una pista a la vista, sin más información.

El ATC activó las Fases de Emergencia, alertando a los servicios de Búsqueda y Rescate.

A las 10:36 HL (15:36 UTC) se activó la baliza de localización de emergencia (ELT) de la aeronave.

Varias aeronaves fueron dirigidas en su búsqueda, y a las 12:36 HL (17:36 UTC) se localizó la aeronave accidentada en coordenadas N03°34'23.30" W073°4'43.20", en el sitio conocido como Finca La Bendición, en el municipio de San Martín (Meta, Colombia).

En el accidente la aeronave sufrió destrucción por fuego post-impacto y sus catorce (14) ocupantes resultaron lesionados mortalmente.

La Autoridad de Investigación de Accidentes (AIA) de Colombia (Grupo de Investigación de Accidentes – GRIAA) fue informada del suceso por la Torre de Control de Villavicencio y el Servicio de Búsqueda y Salvamento (SAR), a las 10:40 HL (15:40 UTC); una vez confirmado el accidente se organizó un equipo de investigadores (Go-Team) que se desplazó al sitio del accidente desde Bogotá – Colombia.

El Subdirector de la Autoridad de Aviación Civil y del Coordinador del GRIAA se desplazaron a Villavicencio para coordinar particularmente la asistencia a familiares de las víctimas.



Fotografía No. 1 – Condición final de la aeronave HK2494

El GRIAA realizó la Notificación de acuerdo con los protocolos de OACI, Anexo 13 a la Organización de Aviación Civil Internacional, a la OACI y a los Estados Unidos de Norteamérica, como Estado de Diseño y Fabricación de la aeronave, plantas motrices y hélices (National Transportation Safety Board – NTSB), quien asignó un Representante Acreditado a la investigación, al día siguiente del accidente.

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	3	11	-	14
Graves	-	-	-	-
Leves	-	-	-	-
Ilesos	-	-	-	-
TOTAL	3	11	-	14

1.3. Daños sufridos por la aeronave

DESTRUIDA. Como consecuencia de la colisión contra el terreno, y el fuego post-impacto, la aeronave quedó totalmente destruida. Hubo una afectación del 85% de toda la estructura de la aeronave por acción del incendio post impacto.

1.4. Otros daños

Afectación a vegetación circundante por acción del incendio y presencia de sustancias químicas propias de la aeronave.

1.5. Información personal

Piloto

Edad:	64 años
Licencia:	Piloto de Transporte de Línea - PTL
Certificado médico:	Vigente, hasta 17 de junio de 2019
Último chequeo en el equipo:	08 de agosto del 2018
Equipos Volados:	C172, C206, BE-300, DC3
Total horas de vuelo:	12.710:28 h (Información operador)
Total horas en el equipo:	7.044:28 h (Información operador)

El Piloto al mando obtuvo su licencia de Piloto Comercial de Avión el 10 de febrero del 1993; contaba con habilitación como Piloto en los equipos BE-300 y Piloto en el equipo DC-3.

Tenía un contrato vigente de prestación de servicios con el operador LASER, desde el 25 de julio de 2016.

Dentro de su entrenamiento contaba con:

- Curso de Mercancías Peligrosas: 25 de julio de 2017
- Curso Gestión de Recursos de Cabina (CRM): 31 de julio de 2018
- Curso Recurrente en el Equipo DC3: 08 de agosto del 2018
- Curso de Instrumentos: 10 agosto de 2018
- Curso Recurrente Manual Seguridad Operacional: 30 de octubre de 2017
- Curso Procedimientos de Emergencia y Evacuación: 16 de septiembre de 2018

Había presentado el chequeo anual en el equipo ante la Autoridad Aeronáutica el 06 de septiembre de 2018, con resultados satisfactorios.

Fue asignado como Jefe de Operaciones de la compañía LASER el 17 de agosto del 2018.

Acumulaba un total de 166 h en el equipo Cessna; 1.000 h en el equipo Beech King 300; 580 h en el equipo Convair; y 3.000 h de copiloto en DC-3.

Dentro de los registros de investigación de accidentes, se encontró que el Piloto estuvo involucrado en un accidente aéreo ocurrido el 07 de abril de 2016 en el equipo DC-3 en Puerto Gaitán, Meta⁴.

Copiloto

Edad:	53 años
Licencia:	Piloto de Comercial de Avión - PCA
Certificado médico:	Vigente, hasta 10 de mayo de 2019
Último chequeo en el equipo:	11 de abril de 2018
Equipos Volados:	C206, DC-3
Total horas de vuelo:	12.710:28 h (Información operador)
Total horas en el equipo:	7.044:28 h (Información operador)

El Copiloto obtuvo su licencia de Piloto Comercial de Avión el 07 de marzo de 1989; contaba con habilitación en multimotores y piloto de equipo DC-3.

Tenía un contrato vigente de prestación de servicios con la empresa LASER desde el 01 de enero de 2018.

Dentro de su entrenamiento contaba con:

- Curso de Mercancías Peligrosas: 25 de septiembre de 2018
- Curso Gestión de Recursos de Cabina (CRM): 25 de septiembre de 2018
- Curso Recurrente en el Equipo DC3: 22 de octubre del 2018
- Curso en Instrumentos y Navegación: 04 diciembre de 2018
- Curso Procedimientos Emergencia y Evacuación: 25 de junio de 2018
- Recurrente en SMS: 30 noviembre 2018

⁴ Investigación COL-16-13-GIA

Había presentado el chequeo anual en el equipo ante la Autoridad Aeronáutica el 11 de abril de 2018 con resultados satisfactorios.

Acumulaba un total de 206 h en el equipo Cessna, y 3.269:25 h de copiloto en el equipo DC-3.

1.6. Información sobre la aeronave y el mantenimiento

Marca:	Douglas
Modelo:	DC-3/C-47
Serie:	99826
Matrícula:	HK2494
Horas totales de vuelo:	23.000 h
Certificado aeronavegabilidad:	0004282, vigente
Certificado de matrícula:	R0006160, vigente
Último servicio efectuado:	Servicio C, febrero de 2019

La aeronave contaba con toda la documentación técnica y operacional vigente al momento del evento, y de acuerdo con la documentación, se encontraba aeronavegable.

Fue afiliada a la compañía en el año 2015. Dentro de los principales servicios efectuados a la aeronave se encontraron:

Fecha	Descripción del mantenimiento efectuado
17-02-2019	Remoción de cilindro posición 10 del motor RH por baja compresión
19-02-2019	Servicio fase 3 (900 h)
08-02-2019	Remoción e instalación llanta tren principal RH
11-02-2019	Remoción cilindro posición 12 del motor LH por paso de aceite por la válvula
06-02-2019	Remoción de radiador de aceite motor RH
02-01-2019	Remoción generador posición LH
26-01-2019	Servicio fase 1 (825 h)
24-01-2019	Remoción de arranque posición LH
21-01-2019	Remoción cilindro posición 5 del motor LH por paso de aceite por la válvula
16-01-2019	Remoción e instalación rueda patín de cola
16-01-2019	Remoción e instalación arranque posición LH
10-01-2019	Remoción e instalación arranque posición LH
23-12-2018	Remoción e instalación cilindros 7,8,9 del motor LH
22-12-2018	Reparación parcial del motor LH
22-12-2018	Servicio fase 2
23-11-2018	Remoción e instalación magneto izquierdo del motor LH

01-11-2018	Remoción e instalación magneto derecho del motor LH
31-10-2018	Remoción del motor RH por alta temperatura y presión de aceite

1.6.1. Información del Peso y Balance

No existió evidencia de que se hubiera elaborado un documento de cálculo de Peso y Balance para ninguno de los vuelos efectuados desde Taraira. El único registro se encontró en la Base Principal del explotador, en la ciudad de Villavicencio, elaborado por el Despachador de la empresa; sin embargo, dicho registro no tenía datos precisos de carga ni de pasajeros.

Se estimó el Peso y Balance para el vuelo efectuado el día 09 de marzo del 2019, teniendo en cuenta el Manual General de Operación de la aeronave, las tablas de rendimiento, y una referencia adicional del Manual de Operaciones de una compañía de transporte de pasajeros regular para este tipo de motores de fecha abril 15 de 1964.

1.6.2. Cálculos de combustible

Ante la carencia de registros, la investigación realizó el siguiente cálculo estimado de consumos, con el fin de determinar la cantidad de combustible a bordo de la aeronave en su último despegue.

Se estima que la aeronave despegó de Taraira con 350 gal, cantidad necesaria para el vuelo y los demás requisitos del Plan de Vuelo.

El consumo aproximado de combustible por hora, con 550 HP de potencia en cada motor, en vuelo crucero, es de aproximadamente 42 gal / h; es decir **84 gal** se consumen por hora.

La primera hora se calculó en 84 gal, más 6 gal consumidos durante el ascenso, más 10 gal de taxeo y pruebas, más 20 gal no consumibles, total de **130 gal**.

Se estima que en la ruta Taraira – Miraflores, de 01:26 h de duración, se consumieron 146.4 gal consumidos, aproximadamente.

En la ruta Miraflores - San José del Guaviare, de 00:40 de vuelo, se consumieron 73 gal, aproximadamente.

El total de combustible consumido desde el inicio de la operación del día en Taraira, hasta el aterrizaje en San José del Guaviare, fue de 219,4 gal aproximadamente. De manera que La aeronave arribó a San José del Guaviare con 130,6 gal, aproximadamente. Y abasteció 200 gal en este aeródromo.

1.6.3. Datos básicos para efectuar el cálculo de Peso y Balance

El Peso y Balance tuvo las siguientes consideraciones operacionales:

- Distancia San José del Guaviare – Villavicencio: 116 NM.
- Tiempo de vuelo: 00:52 h aprox.
- Ocupantes a bordo: 14

- Peso básico del avión: 7.000 kg
- Peso básico operacional: 7210 kg (avión y tripulación)
- Peso bruto máximo operacional PBMO: 11.431 kg
- Peso del combustible AVGAS 100/130: 2,63 kg por Galón.
- Peso establecido por Pasajero: 70 kg
- Equipaje por pasajero: 10 kg
- Combustible abordado de la aeronave: 331 gal*

* 200 gal abastecidos en San José del Guaviare, más el remanente de 131 gal.

1.6.4. Determinación del peso (carga paga)

Se determinó la capacidad disponible para la carga paga:

- PBMO: 11.431 kg
- Menos peso de combustible: 870 kg
- 10,561 kg
- Menos Peso básico operacional: 7.210 kg
- Disponible para "carga paga": 3.351 kg

Los valores discriminados de la "carga paga" se calcularon así:

- 11 pasajeros: 770 kg
- 14 equipajes: 440 kg
- Carga de pescado: 1.160 kg
- Otra carga (varios): 200 kg
- Total: 2.270 kg**

La ubicación del peso se estimó de la siguiente manera:

- 04 pasajeros por estación.
- Estación D: 1.200 kg, índice 16
- Estación E: 1.000 kg, índice 33
- Estación F: 70 kg, índice 4
- **Peso total:** 2.270 kg, índice 53
- Centro de gravedad: 24 %

1.6.5. Resumen del Peso y Balance

En resumen, se estima que un probable cálculo de Peso y Balance para la aeronave, cuando despegó de San José, podía ser el siguiente:

- Peso vacío: 7.210 kg
- Carga paga: 2.270 kg
- Combustible: 870 kg (331 gal)
- TOW: 10.350 kg
- PBMO 11.431 kg

Los límites de centro de gravedad de la aeronave estaban ubicados en 11% delantero y 28% trasero.

La aeronave fue operada sin exceder los límites de Peso y Balance.

Motor No. 1

Marca:	Pratt & Whitney
Modelo:	R1830-92
Serie:	BP461538
Horas totales de vuelo:	9.604:28 h
Horas DURG:	854:28 h

El motor izquierdo (No. 1) fue sometido a una reparación general el 16 de mayo de 2009 en un taller aeronáutico en los Estados Unidos.

El 28 de febrero de 2018, se registró una condición de baja presión de aceite del motor, por lo que fue desmontado de la aeronave y enviado a reparación parcial, con un TBO de 230:33 h y un TSN de 8.980 h.

El 02 de marzo de 2018 se instaló el motor en la aeronave HK2494.

Entre el 12 de marzo de 2018 y el 18 de febrero de 2019, se le efectuaron servicios Fase A, B y C al motor.

04 de marzo de 2018 se debió efectuar servicio Fase A al motor (850 h), según documentos del Taller Aeronáutico; sin embargo, este servicio no está registrado en el Libro de Vuelo.

No fue posible determinar si se cumplió con el servicio de 50 horas, fase A, al motor No. 1, el cual registraba 850 h DURG, ya que este servicio no fue registrado en el Libro de Vuelo de la aeronave.

Los documentos entregados por el Taller de Mantenimiento a cargo de la aeronave durante el proceso de investigación del accidente reportaban que este servicio se había realizado durante los días 04 y 05 de marzo del 2019; sin embargo, durante esos días la aeronave cumplió actividades de vuelo. El Investigador a Cargo solicitó la aclaración de este hallazgo sin tener respuesta alguna, por parte del explotador de la aeronave.

Motor No. 2

Marca:	Pratt & Whitney
Modelo:	R1830-92
Serie:	BP457572
Horas totales de vuelo:	5,133:09 h
Horas DURG:	368:45 h

El motor derecho (No. 2) fue sometido a una reparación general el 16 de julio de 2013 en un taller aeronáutico en Colombia.

El 27 de septiembre de 2017 se le efectuó reparación general en Colombia.

El 31 de octubre de 2018, al reportarse baja presión de aceite y alta temperatura, se desmontó el motor de la aeronave y se envió a reparación parcial, con un TBO de 126:25 h y TSN de 4.890:49 h.

El 05 de diciembre de 2018, se instaló nuevamente el motor en la aeronave HK2494.

Entre el 17 de diciembre de 2018 y el 02 de marzo de 2018 se le efectuaron servicios Fase A, B y C al motor.

Hélice No. 1

Marca:	Hamilton Standard
Modelo:	23E50-500
Serie:	M96017
Horas totales de vuelo:	4,044:26 h
Horas DURG:	1.368:15 h

La hélice izquierda (No. 1) se removió e instaló nuevamente el 23 de enero de 2019 con un total de TSO de 1.239:50 h y TSN de 6.916:01 h.

El 04 de marzo de 2019 se efectuó servicio a la hélice con un total de TSO de 1.361:25 h y TSN de 7.037:36 h, según información del Taller Aeronáutico; sin embargo no está el registro de este trabajo en el Libro de Vuelo.

No se registraron anotaciones relevantes de malfuncionamiento de la hélice.

Hélice No. 2

Marca:	Hamilton Standard
Modelo:	23E50-500
Serie:	7906
Horas totales de vuelo:	6,205:01 h
Horas DURG:	459:10 h

La hélice derecha (No. 2) fue sometida a una reparación general el 31 de enero de 2018. El 20 de febrero de 2019 se efectuó su remoción para inspección y limpieza, y fue instalada nuevamente en el HK2494 el 02 de marzo de 2019, con un TBO de 442:10 h y un TSN de 6,188:31 h.

No se registraron anotaciones relevantes de malfuncionamiento de la hélice.

1.7. Información Meteorológica

El lugar del accidente no contaba con estación meteorológica que pudiera medir variables útiles para la aviación. La estación meteorológica más cercana correspondía a los aeródromos Vanguardia (SKVV) y a la base aérea Apiay (SKAP), ubicadas respectivamente a 47 NM al NW, y a 41 NM al NW del sitio del accidente.

Dentro del periodo en el cual ocurrió el accidente, se reportó:

- Villavicencio, 15:00Z (10:00 HL)

SKVV 091500Z 28004KT 8000 SCT020 BKN090 28/23 A2997 RMK HZ

Viento de los 280° con una intensidad de 04 nudos, visibilidad horizontal 8.000 m, cobertura del cielo con nubes dispersas a 2.000 pies y nubes fragmentadas a 9.000 pies, temperatura ambiente de 28°C, temperatura de rocío 23°C, ajuste altimétrico QNH 29,97 inHg. Observaciones al reporte, presencia de bruma en la estación.

- Villavicencio, 16:00Z (11:00 HL)

SKVV 091600Z 05004KT 8000 SCT020 BKN090 29/23 A2995 RMK HZ

Viento de los 050° con una intensidad de 04 nudos, visibilidad horizontal 8.000 m, cobertura del cielo con nubes dispersas a 2.000 pies y nubes fragmentadas a 9.000 pies, temperatura ambiente de 29°C, temperatura de rocío 23°C, ajuste altimétrico QNH 29,95 inHg. Observaciones al reporte, presencia de bruma en la estación.

- Base Aérea Apiay, 15:00Z (10:00 HL)

SKAP 091500Z 11009KT 7000 SCT040 OVC080 30/22 Q1014 RMK HZ A2994 =

Viento de los 110° con una intensidad de 09 nudos, visibilidad horizontal 7.000 m, cobertura del cielo con nubes dispersas a 4.000 pies y cielo cubierto a 8.000 pies, temperatura ambiente de 30°C, temperatura de rocío 22°C, ajuste altimétrico QNH 29,94 inHg.

- Base Aérea Apiay, 16:00Z (11:00 HL)

SKAP 091600Z 11009KT 8000 BKN070 OVC100 29/22 Q1014 RMK HZ A2994 =

Viento de los 110° con una intensidad de 09 nudos, visibilidad horizontal 8,000 m, cobertura del cielo con nubes fragmentadas a 7.000 pies y cielo cubierto a 10.000 pies, temperatura ambiente de 29°C, temperatura de rocío 22°C, ajuste altimétrico QNH 29,94 inHg.

Se realizó un modelamiento de las condiciones meteorológicas en el sitio del accidente utilizando el Sistema de Modelamiento Global de Asimilación de Datos (GDAS). Las condiciones modeladas para las 15:00 UTC (11:00 HL) dieron como resultado un viento de los 060 grados con una intensidad de 06 nudos, cielo con nubes dispersas a un techo de 5.000 pies, una temperatura ambiente de 30°C y un ajuste altimétrico QNH de 29.96 inHg.

De acuerdo con declaraciones del personal cercano al sitio del accidente no existió reducción de la visibilidad ni precipitación al momento del accidente.

1.8. Ayudas para la Navegación

La tripulación mantenía como punto de referencia la radioayuda VOR/DME de Villavicencio en frecuencia 116.7 MHz. La radioayuda se encontraba operativa durante el desarrollo del vuelo y proporcionó una ayuda a la tripulación para determinar las distancias, radiales y localización de la pista, según la información proporcionada por el ATC de Villavicencio.

Este factor no tuvo injerencia en el accidente.

1.9. Comunicaciones

La tripulación mantenía contacto con el ATC de Villavicencio Información en frecuencia 127.0 MHz, de Villavicencio Información Sector Este, durante el desarrollo del vuelo, y en el momento que se presentó la falla.

El Piloto, permanentemente solicitó instrucciones al ATC sobre la ubicación de un aeródromo cercano para realizar su aterrizaje. El ATC atendió oportunamente al vuelo, lo orientó adecuadamente; las comunicaciones se desarrollaron normalmente, sin problemas en la transmisión o recepción.

El ATC mantuvo comunicación con la tripulación hasta que estas se perdió contacto radial cuatro (4) minutos, antes del accidente. Dichas comunicaciones quedaron registradas e hicieron parte del compendio de evidencias factuales en la investigación.

1.10. Información del Aeródromo

El aeródromo La Rinconada, hacia donde se dirigía la aeronave para intentar un aterrizaje de emergencia, se encuentra ubicado en la vereda Bajo Camoa, del Corregimiento La Serranía, en el Municipio de San Martín, departamento del Meta.

Consiste en una pista de 500 m de longitud y 15 m de ancho, con orientación 05 – 23, localizada en coordenadas N03°33'57" W 073°04'53", a una elevación de 642 pies AGL.

El aeródromo es de uso privado, con una categoría OACI 1A; su superficie es de "banco de sabana" compacto con una resistencia de 500 kg. No cuenta con plataforma. No hay obstáculos prominentes en sus alrededores.

El 25 de enero de 2016 su propietario solicitó la visita de la Autoridad Aeronáutica con el fin de autorizar la construcción y la operación del aeródromo.

El 28 de febrero de 2016 se efectuó la inspección del aeródromo por parte de la Autoridad Aeronáutica.

El 20 de abril de 2016, mediante Resolución 01093 de Aerocivil, se aprobó la construcción y se concedió permiso de operación al aeródromo por el término de tres (3) años.

El 27 de marzo de 2019, tras el cambio de propietario del aeródromo, se solicitó a la Autoridad Aeronáutica la visita para verificación y expedición de Resolución de operación del aeródromo.

El 19 de septiembre de 2019 se efectuó la inspección del aeródromo por parte de la Autoridad Aeronáutica.

1.11. Registradores de Vuelo

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

Fue recuperado un dispositivo GPS que se encontraba instalado en el avión, el cual no resultó afectado por el incendio. El dispositivo fue inspeccionado pero no se encontraron en él trazas o información relacionados con el vuelo del accidente.

1.11.1. Trazas Radar

Fueron obtenidas en la investigación 70 imágenes de trazas Radar las cuales fueron geo referenciadas con un margen de error de aproximadamente 4 metros, en las que se identificaron variables importantes relacionadas con tiempos, altitudes y rumbos de la aeronave desde que el Piloto notificó la novedad hasta cercanías del lugar del accidente, cuando la aeronave se encontraba a 2.100 pies, con 134 nudos y a 6,96 NM a la Pista La Rinconada.

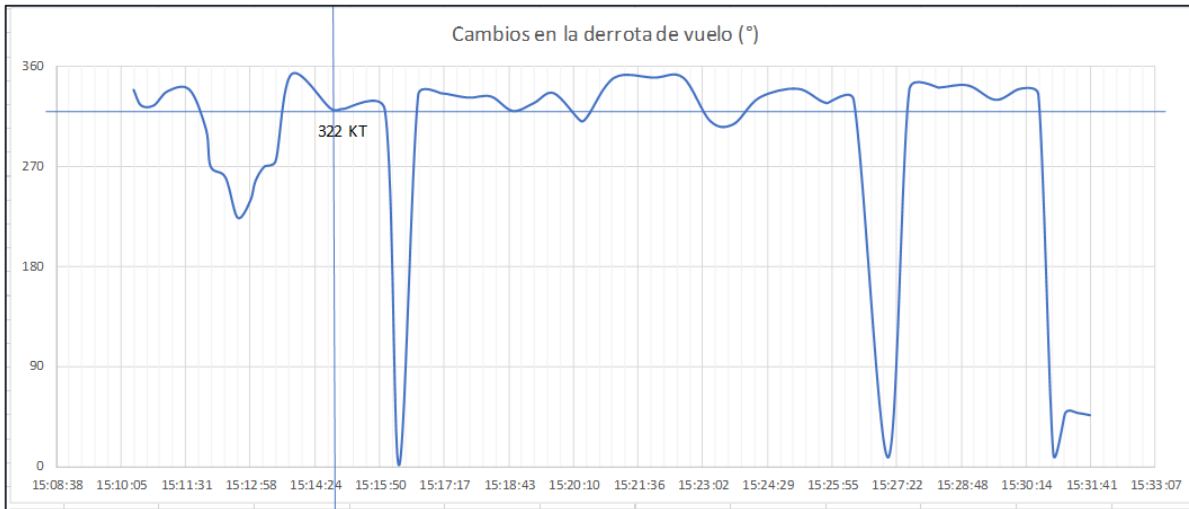
Dentro de los valores registrados durante la visualización de las imágenes radar se registraron los siguientes parámetros del momento en el cual se notificó el problema de embanderamiento con el motor:

- Hora: 10:15 HL
- Derrota: 322 grados
- Velocidad (TAS): 98 nudos
- Altitud: 6.900 pies

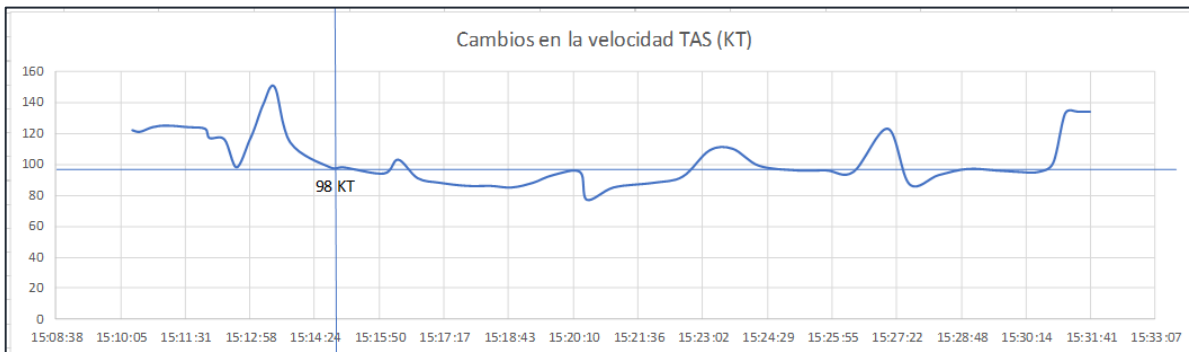
A partir de entonces, la derrota de la aeronave se mantuvo variable, con fuertes cambios de derecha a izquierda.

La velocidad se mantuvo constante, en un promedio de 85 nudos; sin embargo, la altitud que inicialmente era de 8.500 pies se redujo constantemente hasta el momento en que se produjo el accidente.

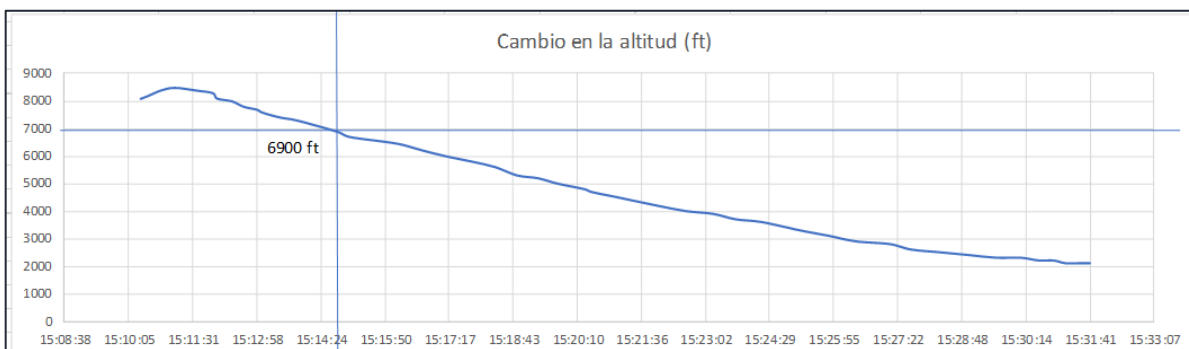
ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



Gráfica No. 1 – Visualización de la derrota de vuelo HK2494 en las trazas Radar



Gráfica No. 2 – Visualización de la velocidad (TAS) vuelo HK2494 en las trazas Radar



Gráfica No. 3 – Visualización de la altitud vuelo HK2494 en las trazas de Radar

Las trazas radar fueron georreferenciadas con el área cercana del accidente obteniendo una trayectoria aproximada de vuelo de la aeronave hasta el sitio del accidente.

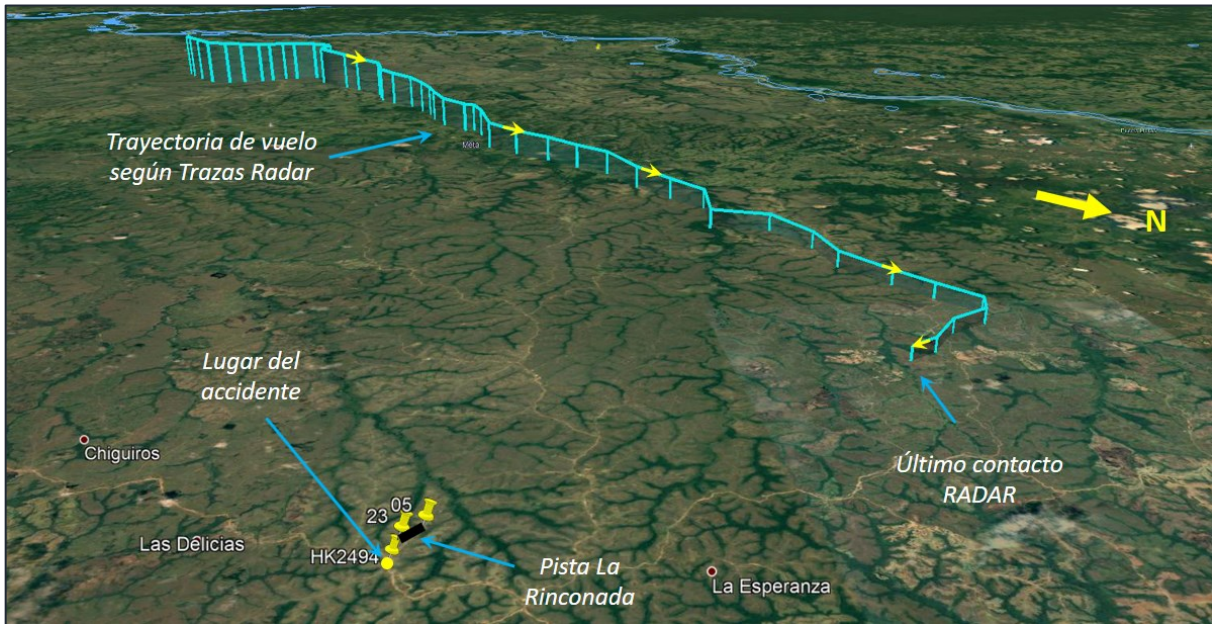


Imagen No. 2 – Trayectoria aproximada de vuelo HK2494 según Trazas Radar

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

1.12.1. Descripción general de la escena del accidente

El área del accidente correspondía a una plantación de palma por la cual circulaba una vía rural en superficie de gravilla. Los restos se encontraron concentrados en un área de 800 metros cuadrados.

Se determinó que la aeronave describió un impacto contra el terreno con alto ángulo de descenso y baja velocidad, con rumbo de impacto de 266 grados.

El impacto contra el terreno tuvo poco desplazamiento horizontal y era evidente el incendio post impacto que se originó principalmente en los tanques de combustible de la aeronave y las partes calientes de las plantas motrices.

Los restos principales de la aeronave quedaron ubicados en coordenadas N03°34'23.30" W073°04'43.20", a una elevación de 850 pies. La aeronave quedó ubicada con rumbo final de 060 grados.

1.12.2. Estado de las partes del avión

Dentro de los hallazgos importantes se encontraron:

Todas las partes de la aeronave y sus superficies de control se encontraron en el área del accidente, descartando una posible ruptura en vuelo.

La aeronave se encontró con una configuración “limpia”, con el tren de aterrizaje retraído y sin extensión de flaps. Se verificó la integridad y funcionamiento del sistema de controles de vuelo y no se encontraron anomalías en su operación.

El plano izquierdo resultó dañado sustancialmente durante la dinámica del impacto y exhibía salpicaduras de aceite en el extradós y en el borde de ataque.

El plano derecho se encontró íntegro, sin daños mayores ni salpicaduras de aceite.

El motor izquierdo se encontró con daños considerables, con todos sus cilindros instalados, sin encontrar evidente fuente de escape.

La hélice izquierda se encontró separada del motor. Una de sus palas se fracturó desde el "hub" y evidenció deformación por impacto. Un examen detallado del ángulo de las palas evidenció que no se encontraban en posición de embanderamiento.

El motor derecho, a su vez, se encontró con daños significativos como producto del impacto y del incendio. Todos sus cilindros se encontraron instalados y no se notó separación o escapes de aceite en sus componentes.

La hélice derecha se halló separada del motor con todas sus palas instaladas. Un examen detallado de su mecanismo determinó que no se encontraba en posición de embanderamiento.

El patín de cola se encontró desplazado hacia la derecha, como efecto de la inercia del impacto hacia la izquierda de la aeronave, y el arrastre contra el terreno.

Entre los restos de la cabina de mando se logró identificar el pedestal de las palancas de control de los motores: potencia, paso de la hélice y mezcla de combustible en las siguientes posiciones:

Potencia LH	Adelante 100%
Potencia RH	Atrás (Idle) 0%
Hélice LH	Adelante 80%
Hélice RH	Atrás 50%
Mezcla LH	Adelante (Rica) 100%
Mezcla RH	Atrás (Pobre) 50%

Los restos de la aeronave fueron removidos del sitio del accidente con el fin de efectuar inspección de motores y hélices.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



Fotografía No. 2 – Presencia de aceite en la sección del borde de ataque y extradós restos HK2494



Fotografía No. 3 – Hélice izquierda HK2494



Fotografía No. 4 – Hélice derecha HK2494



Fotografía No. 5 – Vista del empenaje HK2494

1.12.3. Dinámica aproximada de impacto

De acuerdo con los hallazgos generales de la inspección de campo, el estado de los restos y las declaraciones de testigos se pudo establecer una probable dinámica de impacto de la aeronave contra el terreno.

Es muy probable que antes del impacto inicial la aeronave se encontrara en una condición de pérdida de altura, a baja velocidad, y en una actitud de viraje hacia la izquierda, en la que posiblemente la tripulación estaba intentando ubicar la pista; probablemente el vuelo estaba en una condición de difícil control del avión, pues el motor No. 1 se encontraba inoperativo, la hélice de ese motor ejercía resistencia aerodinámica al no estar perfilada, seguramente la velocidad estaba cercana o era inferior a la Velocidad Mínima de Control, con la consecuente pérdida de efectividad del timón de dirección.

Esta condición pudo producir una guiñada pronunciada hacia la izquierda, acompañada de pérdida de altura, con un cambio de rumbo de 180°, hasta que la aeronave impactó contra el terreno.



Imagen No. 3 – Escena del accidente y ubicación de sus componentes principales. La marca de agua de la aeronave describe la dinámica más probable de impacto contra el terreno

Se identificó que la aeronave impactó el terreno con una trayectoria lineal, con rumbo 266° y un rumbo de la aeronave de 275° en el que se presentó principalmente la colisión de la sección frontal de la estructura de la cabina de mando.

En este punto se produjo un corto desplazamiento horizontal durante el cual ocurrió el impacto de la estructura de la cabina con la vegetación, el impacto de las hélices con el terreno y su desprendimiento.



Fotografía No. 6 - Vista frontal de los restos aeronave HK2494

1.13. Información médica y patológica

La tripulación contaba con sus certificados médicos vigentes, sin limitaciones especiales. Las lesiones fatales en los ocupantes se dieron principalmente por politraumatismos desarrollados en la dinámica de impacto contra el terreno.

1.14. Incendio

Posteriormente al impacto contra el terreno se produjo un incendio sobre la estructura de la aeronave y vegetación circundante, que se originó por el combustible existente en los tanques de combustible de la aeronave al derramarse y entrar en contacto con las partes

calientes de las plantas motrices. La afectación por el fuego a la aeronave abarcó un 85%, principalmente en la cabina de mando y cabina de pasajeros.

Debido a la zona remota en la que se produjo el accidente, las acciones por extinguir el incendio se vio reducida significativamente. Gran parte del incendio se extinguió por ausencia de material comburente.

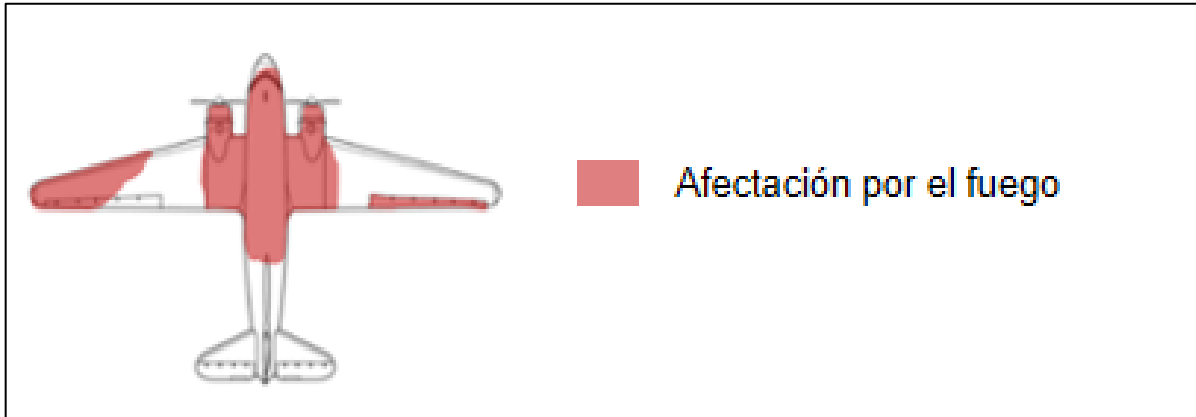


Imagen No. 4 – Afectación de la aeronave por el fuego

1.15. Supervivencia

El accidente no permitió la supervivencia. Los 14 ocupantes de la aeronave presentaron lesiones fatales ocasionados por la dinámica del impacto. La sección de cabina de mando sufrió amplia afectación durante el impacto inicial.

Cuando el ATC al no tuvo respuesta de la aeronave, inició los protocolos de búsqueda y salvamento coordinando con el Servicio de Búsqueda y Salvamento de la Autoridad Aeronáutica (SAR) y la base de la Fuerza Aérea Colombiana Apiay, Meta, que dispuso de un helicóptero para la búsqueda; de igual manera, el ATC informó de la situación y solicitó cualquier información a las aeronaves civiles que volaban en el área.

La baliza de localización de emergencia de la aeronave, ELT, se activó durante el accidente, y esta condición facilitó la ubicación de la aeronave.

Es así como aproximadamente a las 11:00 HL, una aeronave de Taxi Aéreo ubicó a la aeronave accidentada y así lo confirmó al ATC.

1.16. Ensayos e investigaciones

De acuerdo con lo establecido en los Reglamentos Aeronáuticos Colombianos, la investigación requirió el traslado de las plantas motrices y hélices a inspección detallada a un taller especializado en el exterior.

El 20 de octubre de 2020 se efectuó inspección de las plantas motrices y de las hélices en sendos talleres de Estados Unidos, autorizados por la NTSB y FAA. La Autoridad de Investigación de Accidentes, junto con la FAA, efectuó supervisión de la inspección realizada.

Dentro de los hallazgos más importantes resultantes de las inspecciones se encontraron las siguientes:

Motor No. 1

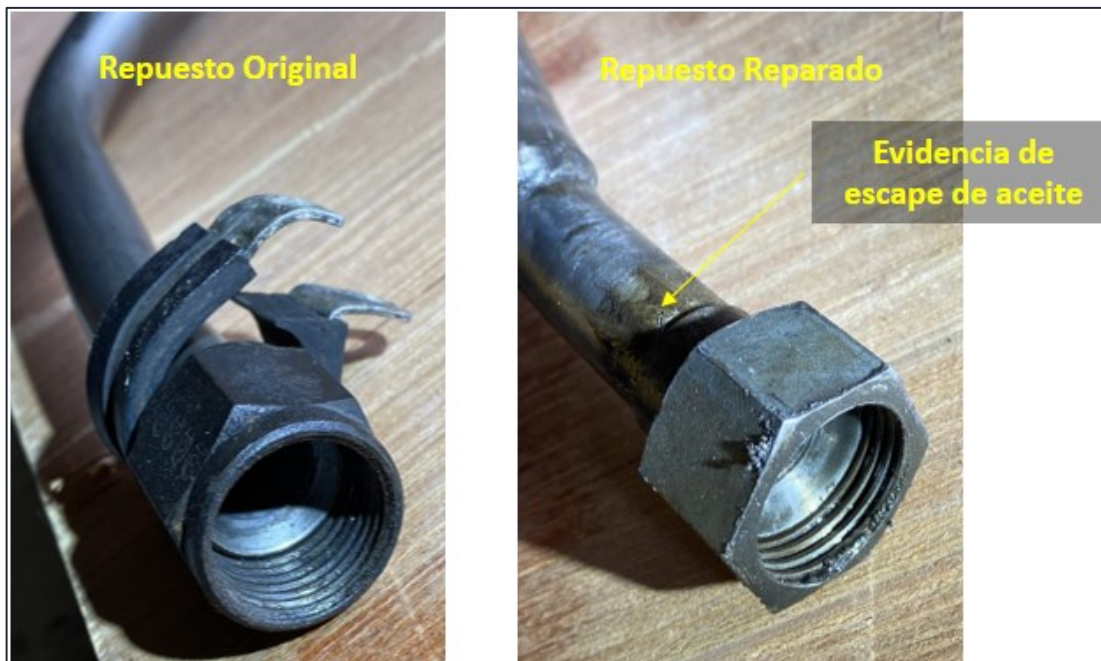
- El motor izquierdo presentaba marcas de fuga de aceite en su parte posterior.
- El estado de los accesorios del motor izquierdo, afectados por el impacto, desprendimiento, y fuego post impacto, no permitió realizar pruebas adicionales.
- La condición interna del motor no reveló fracturas ni desprendimientos de sus partes dinámicas; así mismo, se evidenciaba buena lubricación.
- La línea de lubricación del sistema de embanderamiento de la hélice del motor izquierdo fue inspeccionada detalladamente, encontrando una reparación que no era autorizada por las prácticas estándar establecidas por la casa fabricante del motor, en un producto aeronáutico clase 3 (ferretería y quincallería).
- La reparación efectuada en la línea de lubricación del motor izquierdo no cumplía con los requerimientos básicos de reparación y dadas las condiciones, es posible que este tipo de reparación haya ocasionado durante su funcionamiento, el debilitamiento de la soldadura y el desprendimiento gradual en las juntas; esta condición podría ocasionar una pérdida de aceite en el sistema de embanderamiento de la hélice, y, por ende, en todo el sistema de lubricación del motor, puesto que los dos sistemas se alimentan de la misma fuente de aceite.
- El Taller Aeronáutico proporcionó para la investigación una línea de lubricación del sistema de embanderamiento de hélice utilizada en el motor R1830-92, con el fin de compararla con la que se encontraba instalada en el motor izquierdo de la aeronave HK2494.

Se encontró que la línea instalada presentaba a lo largo de su longitud, un diámetro diferente (más grande) a la línea original. La línea instalada en el avión accidentado presentaba material de quincallería no aeronáutica, y mostraba, además, una aplicación incorrecta de soldadura de alta porosidad, que podría ocasionar la separación de materiales y la fuga gradual de aceite.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



Fotografía No. 7 - Detalles de la línea de aceite del motor No. 1



Fotografía No. 8 - Se puede observar que la tuerca puesta en la línea no alcanza a tener el espacio suficiente como la original para asegurar la manguera.

Motor No. 2

- La condición del motor derecho no presentó marcas de fuga de aceite y sus accesorios se encontraban altamente afectados por el fuego.
- La condición interna del mismo evidenció buena lubricación y funcionamiento.
- De acuerdo con la inspección post accidente, se determinó que no se presentó malfuncionamiento de sus partes dinámicas o malfuncionamiento de accesorios.

Hélice No. 1

- Presentó separación al motor desde el flanche, con evidente fractura de una de sus palas. Dos palas se encontraban instaladas en el “hub”.
- La pala faltante absorbió principalmente el impacto inicial contra el terreno provocándose una deformación en toda su longitud.
- Las palas evidenciaban una posición de paso alto, sin perfilamiento.
- No se evidenciaron características de rulo en sus puntas; esto indica que no había producción de potencia al momento del accidente.
- Se estimó que, al momento del accidente, la hélice impactó el terreno con producción de bajas RPM.

Hélice No. 2

- Presentó separación del motor desde el flanche, y mantenía todas sus palas acopladas al “hub”.
- Las palas exhibían una condición de paso alto, sin signos de perfilamiento.
- No se evidenciaron características de rulo en sus puntas; esto indica que no había producción de potencia al momento del accidente.
- Se estimó que, al momento del accidente, la hélice impactó el terreno con producción de bajas RPM.

1.17. Información orgánica y de dirección

La Compañía Latinoamericana de Servicios Aéreo - LASER AÉREO S.A.S. es una organización aeronáutica en la modalidad de taxi aéreo y transporte de carga que opera aeronaves tipo Cessna 182P y Douglas DC3. Al momento del accidente tenía un permiso de operación vigente.

Contaba con organización presidida por una Junta general de socios, de la cual depende el Gerente General y el comité de Seguridad Operacional. La organización cuenta con una Jefatura de Operaciones, una Jefatura de Entrenamiento, un Representante Técnico y un Gerente de Seguridad Operacional, que depende del Comité de Seguridad operacional.

La compañía no contaba con un SMS aprobado y no se pudo establecer la fase de avance de implementación. Así mismo, no tenía un sistema de seguimiento al vuelo de sus aeronaves para conocer sus ubicaciones en tiempo real.

El operador regía la operación con un Manual General de Operaciones (MGO) y un Manual General de Mantenimiento, aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

La compañía notificó el evento a la Autoridad Aeronáutica a través de los Inspectores de seguridad, POI y PMI.

1.18. Información adicional

1.18.1. Sistema de embanderamiento de la hélice

En el equipo DC3, cada hélice cuenta con un sistema de embanderamiento hidráulico que utiliza la presión del subsistema de presión aceite del motor, para permitir que las palas alcancen una posición de 88° con la dirección del viento relativo, proporcionando un efecto para reducir la resistencia aerodinámica considerablemente.

El hecho de utilizar la misma presión del subsistema de presión de aceite del motor para el embanderamiento hace que cualquier fuga en las líneas del sistema de embanderamiento, provoque la pérdida total de presión de aceite en todo el sistema afectando, inclusive, la lubricación de todo el motor.

Este sistema permite también, que una vez embanderadas, las palas vuelvan a tener incidencia de paso alto, en caso de que el motor deba ser reencendido, después que se haya apagado en vuelo.

El sistema está compuesto por una bomba de aceite de engranajes, que es accionada eléctricamente desde la cabina, presionando momentáneamente un interruptor de embanderamiento ubicado en el panel superior, o panel de sobre cabeza. Esta acción activa el motor eléctrico de la bomba, permitiendo el flujo de aceite de todo el sistema para el embanderamiento de las hélices.

El suministro de aceite de la bomba es obtenido del reservorio principal de aceite del motor, que es alimentado con alta presión, permitiendo que actúe el mecanismo para el cambio de ángulo de la pala de la hélice a través de un engranaje cónico, que permite el giro de las palas hasta un ángulo de 88°.

Cuando el pistón alcanza su máxima posición, la presión de aceite aumenta, y aproximadamente a 600 psi, se interrumpe la presión en la línea de aceite y se debe liberar el interruptor en cabina.

Si no se alcanza la presión de actuación que es de 600 psi, la bomba continúa funcionando hasta que falla por el aumento de la temperatura interna de la misma ocasionando daños en sus componentes internos. No existe una bomba de respaldo para el sistema en caso de falla.

De acuerdo con la información del manual de fabricante del motor, el embanderamiento de la hélice toma aproximadamente cuatro (4) segundos en completar el ciclo de funcionamiento.

Una falla en la bomba de embanderamiento, antes de que se logre el ángulo completo de perfilamiento de las palas, da como resultado que las palas de la hélice se muevan hacia un

paso alto debido a la fuerza centrífuga. Es necesaria presión de aceite para que las palas se muevan a la posición de perfilamiento.

No existen indicaciones visuales o alertas en cabina para advertir a la tripulación de vuelo sobre el funcionamiento de la bomba de embanderamiento de las hélices.

El monitoreo visual del cambio de paso de perfilamiento de la hélice desde cabina y la posición del interruptor, son los únicos procedimientos para garantizar la operatividad del sistema.

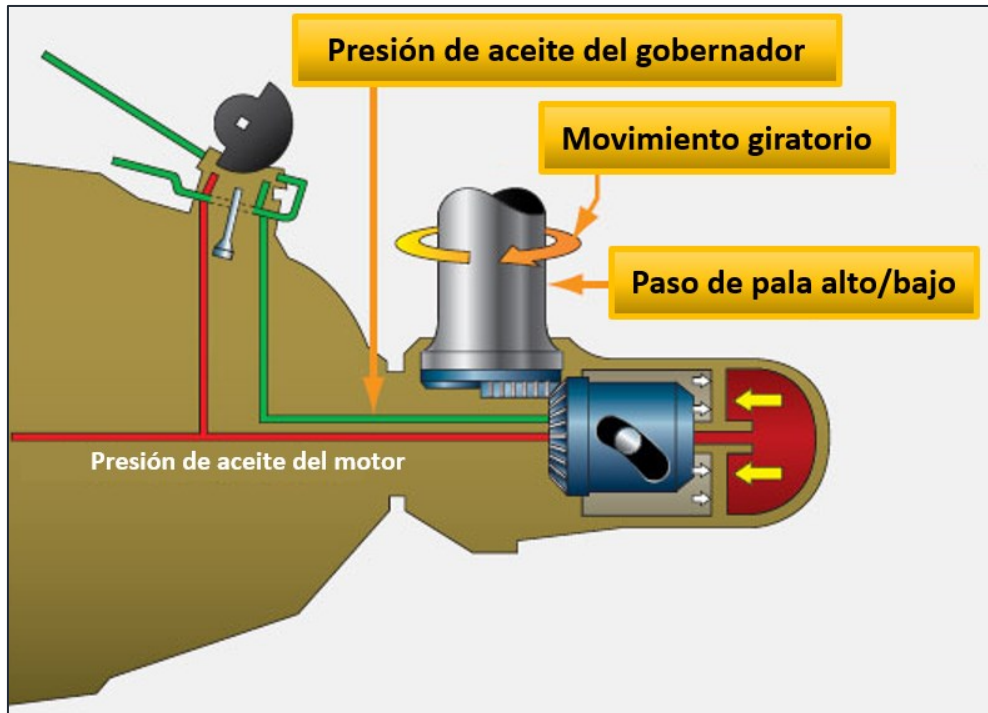


Imagen No. 5 – Diagrama de fuerzas en el sistema de paso de hélice motor

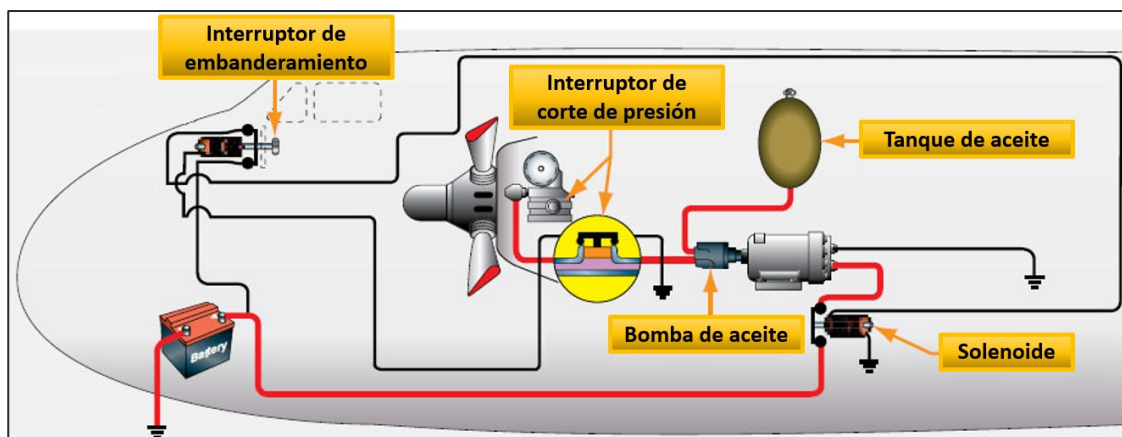


Imagen No. 6 – Diagrama de sistema típico de sistema de embanderamiento de la hélice

2. ANÁLISIS

2.1. Procedimientos operacionales

La tripulación estaba certificada y calificada para el vuelo de acuerdo con las regulaciones existentes. Contaban con sus licencias, certificados médicos y chequeos de vuelo vigentes.

La fatiga no se consideró un factor contribuyente en este suceso. Por lo tanto, el análisis se centró en los aspectos mecánicos de la falla del motor, las prácticas operativas de la compañía, el sistema de gestión de seguridad, la cultura de seguridad y la supervisión por parte del explotador

La aeronave se encontraba operando de acuerdo con las regulaciones existentes y los procedimientos aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

Es claro ante las evidencias disponibles que, en vuelo, se presentó una condición anormal de los parámetros del motor No. 1, que, a la luz de las evidencias, pudo relacionarse con una indicación de pérdida de presión de aceite.

Ante esta situación, es probable que el Piloto haya decidido apagar el motor No. 1 para evitar cualquier incremento de temperatura interna, y daño agravado del motor en sus componentes dinámicos.

El procedimiento de apagada del motor tiene como paso siguiente, el embanderamiento de la hélice para evitar la resistencia parásita que ella genera; y allí entra en funcionamiento el sistema de embanderamiento de la hélice.

Embanderar la hélice de un motor inoperativo es fundamental para el rendimiento de una aeronave multimotores, ya que una hélice embanderada reduce la resistencia parásita, al moverse sus palas a un ángulo paralelo al viento relativo y a la trayectoria de la aeronave.

Una hélice sin embanderar inducirá una alta penalización de resistencia parásita en el rendimiento de la aeronave.

En efecto, por lo que se conoce del llamado inicial del Piloto, la tripulación del HK2494 debió operar el sistema de embanderamiento, pero este no funcionó: la hélice siguió girando y generando resistencia parásita que hizo imposible mantener la velocidad, obligando a la tripulación a iniciar un descenso continuado con el fin de mantener una velocidad mínima de 90 nudos y el control del avión.

Aunque la tripulación activó el mecanismo de embanderamiento de la hélice izquierda, ésta nunca alcanzó una condición de perfilamiento completa debido a la falla en el sistema, ya que no existía presión en el sistema por las condiciones de fuga de aceite.

Se debe tener en cuenta que el sistema de embanderamiento de la hélice utiliza el mismo aceite que utiliza el sistema de lubricación; por lo tanto, al perderse la presión de aceite en el sistema, queda inoperativo el funcionamiento de embanderamiento de la hélice.

La situación crítica presentada en vuelo y experimentada por la tripulación debió aumentar considerablemente las cargas de trabajo en cabina; la imposibilidad de perfilamiento de la hélice del motor No. 1 (inoperativo), hizo que el control de la guiñada de la aeronave y la administración de la potencia en el motor derecho No. 2 (operativo) fueran críticas para el control de la aeronave. Es sin duda, una falla bastante crítica y difícil de solventar bajo las condiciones dadas.

Descuidar cualquier parámetro de altitud, velocidad, potencia y control direccional resultará en una pérdida de control en vuelo.

Tal como fue comprobado con el análisis de las trazas de radar, después de ocurrida la falla se presentaron variaciones significativas de la guiñada acompañadas de una reducción continua de la altitud. En efecto, el Piloto priorizó la búsqueda de una pista apropiada, aunque la aeronave sobrevolaba un área en donde la existencia de aeródromos era limitada.

El ATC a requerimiento del Piloto, lo orientó al Piloto hacia la pista más cercana; esta selección, sin embargo, debió ser conocida por la tripulación antes de iniciar el vuelo, como el resultado de una gestión de riesgo que debió adelantara el operador en el planeamiento y desarrollo de sus operaciones.

Una oportuna y adecuada gestión de riesgos contemplaría que, en situaciones de emergencia, se disponga de aeródromos apropiados, para facilitar la toma de decisiones de las tripulaciones en diferentes fases de vuelo.

Después de un descenso continuado, cuando ya se habían perdido el contacto Radar y las comunicaciones (por alcance y baja altitud), la aeronave impactó el terreno en una actitud clara de pérdida de control en vuelo, pues la dinámica de impacto mostraba un guiño considerable por la izquierda.

Esta evidencia es consistente con la pérdida de control, como consecuencia de volar la aeronave con una velocidad muy baja (cerca o por debajo de la V_{MCA}) y unas RPM altas en el motor derecho (operativo) en un intento de la tripulación de alcanzar la trayectoria hacia la pista seleccionada.

Adicionalmente, no se había efectuado ninguna evaluación del riesgo en caso de falla del motor durante el vuelo, con el fin de que las tripulaciones pudieran orientar los briefings para proceder a los aeropuertos o pistas de emergencia en ruta; o considerar el regreso al aeródromo de salida. Es muy poco probable que las acciones a seguir en caso de estas condiciones inseguras hayan sido informadas a través del SMS de la compañía, o abordadas por la tripulación.

2.2. Falla del sistema de embanderamiento

Los hallazgos resultantes de la inspección en el sitio del accidente y de la inspección del motor izquierdo en taller especializado, fueron determinantes para concluir que en este evento se presentó una fuga de aceite durante el vuelo.

Tal como se ha expuesto, en el motor del tipo de aeronave accidentada, el sistema de embanderamiento de la hélice utiliza el mismo aceite del reservorio del motor; una fuga de aceite en el sistema provocaría la pérdida de presión de aceite, la deficiente lubricación en el motor y la inoperatividad del sistema de perfilamiento de la hélice.

La activación del sistema de embanderamiento en cabina hace que el motor de la bomba funcione hasta que se desarrolle suficiente presión de aceite (600 psi), para el perfilamiento completo. Al activar la tripulación el sistema, se generó suficiente presión, y, por consiguiente, una causa más para la pérdida de aceite, hasta imposibilitar el funcionamiento del sistema y el perfilamiento de la hélice.

Dentro del examen exhaustivo de la investigación para determinar el origen de fuga de aceite, no se encontró una fuente definida del mismo, ni el malfuncionamiento de un componente que haya causado la pérdida de presión de aceite.

El seguimiento en la inspección de los componentes que hacen parte del sistema de embanderamiento reveló un hallazgo en la línea de aceite, en el que se comprobó el uso de prácticas no estándar de mantenimiento. Teniendo en cuenta la presión que maneja el sistema, dichas prácticas podrían haber originado un malfuncionamiento en las juntas soldadas que con el tiempo, podrían haber generado fugas progresivas de menor proporción, o inclusive, fugas súbitas de aceite.

Una fuga progresiva podría haberse notado durante los servicios de mantenimiento por la pérdida de aceite y marcas de aceite en el motor; sin embargo, la situación más probable, por las evidencias encontradas, es que la falla en el sistema se presentó de manera súbita, generando una pérdida agravada de presión de aceite.

Se evidenció una práctica de mantenimiento no estandarizada, precisamente en un tramo de toda la línea de presión de aceite del sistema de embanderamiento; pero no se pudo determinar la condición de otro tramo de longitud de la línea del sistema.

En todo caso, no se logró determinar con certeza la ubicación en la cual se presentó la pérdida de presión de aceite.

2.3. Factores de mantenimiento

El mantenimiento es esencial para mantener las condiciones de aeronavegabilidad de una aeronave. Esta condición va directamente relacionada con las disposiciones que establezca el fabricante de la aeronave y sus componentes.

La investigación encontró discrepancias en la confirmación de la realización del servicio de 50 horas, fase A, que debía cumplirse de acuerdo con el programa de mantenimiento de la aeronave, ya que no existían soportes documentales o registros de mantenimiento válidos que soportaran que se hubiera cumplido esa inspección.

Esta condición resalta la falencia en el control de la documentación de mantenimiento en la organización y crea incertidumbre sobre la condición real de aeronavegabilidad de la aeronave.

Mantener deficiencias en el control, supervisión y gestión de la aeronavegabilidad, hace que las actuaciones generales en el entorno del mantenimiento no tengan un complemento de control de calidad eficiente, y, por el contrario, se generen desviaciones técnicas, que, en su constante aplicación, se convierten en desviaciones normalizadas.

Las prácticas estándar inadecuadas en el mantenimiento son desviaciones normalizadas que desafortunadamente continúan vigentes en la aviación, y son claramente aspectos que deben fortalecerse principalmente en las políticas de las compañías, y en la gestión SMS.

La investigación encontró particularmente que se efectuó una reparación en la línea de aceite del sistema de perfilamiento de la hélice, con prácticas no aprobadas, evidentes en el debilitamiento de la soldadura, el desprendimiento gradual en las juntas, y la presencia de

longitudes de diámetro diferentes a lo largo de la línea; fueron factores que debieron preverse de existir un eficiente control de calidad en la compañía y en un servicio rutinario.

Estas prácticas deficientes de mantenimiento continuaron en la organización y particularmente se materializaron en un peligro en el cual se produjo el malfuncionamiento de un sistema en la operación que pudo probablemente ocurrir en otra parte del sistema, que, para la presente investigación, no logró identificarse.

2.4. Gestión del SMS de la compañía

Con respecto a la organización y el SMS, se determinó que la cultura organizacional en la empresa no apoyaba un sistema que requería que la organización hiciera un papel proactivo en la identificación de peligros y la reducción de riesgos. El operador no contaba con un SMS aprobado, y no se evidenció un plan de implementación.

El panorama general que surgió de esta investigación es el de una organización que cumplía con los requisitos básicos de las regulaciones, auto presionada inherentemente por cumplir la programación.

En los vuelos que efectuó la aeronave solo el día del accidente, se presentaron contingencias de todo ámbito, como factores meteorológicos, factores de logística y factores operacionales, que la tripulación debió enfrentar.

El operador no ejercía una supervisión activa de los vuelos. Por ejemplo, con el desconocimiento o la aprobación tácita del operador, la tripulación varió el planeamiento inicial y permitió el abordaje de personal en las escalas no planeadas inicialmente (Miraflores y San José), variando las condiciones de rendimiento de la aeronave, que a la luz de la investigación no fueron factor causal del accidente, pero que, sí ponen en evidencia una falla en el control y planeamiento de las operaciones, dejándolas a libre albedrío del Piloto, sin mantener una constante coordinación con la compañía.

Es poco probable que un SMS introducido en una cultura motivada simplemente para cumplir con las regulaciones sea efectivo. La ausencia de un SMS en el operador no permitió identificar y corregir las prácticas de operación inseguras en la supervisión de operaciones, en el mantenimiento y en toda la organización.

Si las empresas no se adhieren a los procedimientos establecidos en su manual de operaciones, existe el riesgo de que no se pueda garantizar la seguridad del vuelo.

Si la empresa no adopta un enfoque equilibrado que combine inspecciones para el cumplimiento de las auditorías de los procesos de gestión de seguridad, es posible que no se identifiquen prácticas de operación inseguras, lo que aumenta el riesgo de accidentes.

2.5. Factor Humano

Lamentablemente, muchos incidentes y accidentes provienen muy posiblemente de decisiones erróneas, y, en múltiples casos, son fruto de una inadecuada conciencia sobre una situación concreta. Adentrar en una conciencia situacional completa, precisa y actualizada es algo esencial para aquellos que son responsables de asumir el control de circunstancias complejas altamente dinámicas y de gran riesgo, como es el caso de los pilotos.

La percepción es el cimiento en el que se sustenta el proceso de la información, al pasar a formar parte de una actividad mental. Pero la percepción es subjetiva, varía según individuos y momentos; es selectiva, no se puede percibir todo al mismo tiempo y selecciona su campo perceptual en función de lo que quiere percibir; y es temporal, porque es un fenómeno a corto plazo en función de incorporación de más información o de variación de necesidades y motivaciones.

La tripulación de un vuelo tiene que realizar múltiples tareas, que comienzan desde la planificación del vuelo y solamente terminan hasta después del aterrizaje. Esta carga de trabajo es compartida normalmente entre el piloto al mando y el primer oficial. O entre un piloto que vuela (PF) y un piloto que supervisa (PNF).

En el vuelo del HK2494, las cargas de trabajo del equipo variaron durante el vuelo, de menor a mayor proporción, y, en algunos casos, esta carga se vio aumentada por las condiciones meteorológicas desfavorables y, luego, por el mal funcionamiento de la aeronave que se transformó en una emergencia.

En los momentos de alta carga de trabajo, la tripulación es vulnerable al error si su estrategia de distribución de la carga no es la adecuada. La sobrecarga puede surgir en algunos casos en el contexto de una cabina no armonizada adecuadamente.

El número de horas de vuelo y los años de experiencia de vuelo de la tripulación, se consideran como indicadores suficientes en un piloto de nivel de experiencia. Ahora se sabe que la experiencia de volar, por sí sola, puede no ser suficiente para definir a una persona como un piloto experto.

La toma de decisiones humana es un proceso complejo que depende fuertemente del entorno en el que se debe tomar la decisión. Todos toman decisiones diariamente. Aunque no hay una forma segura de entrenar a alguien para tomar la mejor decisión, hay métodos que lo pueden mejorar, ayudando a los pilotos a comprender los procesos subyacentes para una efectiva toma de decisiones.

El buen juicio del piloto requiere la capacidad y la motivación para:

- Descubrir y establecer la relevancia de toda la información disponible en el momento, relativa a problemas presentados en el vuelo.
- Diagnosticar problemas
- Especificar los cursos alternativos de acción
- Evaluar el riesgo asociado a cada alternativa
- Elegir y ejecutar un curso de acción adecuado en el tiempo disponible.

Dado que la aviación es una tarea compleja, crítica para la seguridad, las decisiones tomadas durante el vuelo pueden tener graves consecuencias tanto para la vida de personas, la seguridad operacional y económicas. Por lo tanto, el entrenamiento sobre la toma de decisiones es importante para la seguridad del vuelo.

La tripulación del HK2494, de acuerdo con su experiencia y las frecuentes fallas mecánicas de este tipo de aeronaves, generó una complacencia en la relación “máquina - hombre”; esto los condujo a tomar decisiones tardías, cuando ya no era posible mantener una altura segura con una velocidad constante hacia el aeropuerto de destino, pensando que tal vez podrían llegar y solucionar el problema mecánico ya que “siempre pasa lo mismo.”

No se tomó la decisión de proceder a una pista alterna o regresar al aeropuerto de salida, o seleccionar un campo para sortear la emergencia de manera segura y rápida.

Las cargas de trabajo en la cabina al no lograr el embanderamiento de la hélice, llevó a la pérdida de control sin lograr encontrar un lugar adecuado para realizar la emergencia.

2.6. Secuencia de eventos

Se identificaron en la investigación varios factores desencadenantes que conllevaron a la pérdida de control en vuelo (LOC-I) de la aeronave HK2494. La primera condición se dio por la falla en el sistema de lubricación del motor No. 1 en la que se perdió presión de aceite y la afectación en todo el sistema. A esta condición se suman los hallazgos de condiciones latentes que denotaron una práctica de mantenimiento no estandarizada, que contribuye a materializar el evento.

La segunda condición eventual ocurrió cuando la tripulación notó un comportamiento anormal del motor No. 1, que probablemente estuvo relacionada en los indicaciones fluctuantes en las lecturas de presión y temperatura de aceite en la cabina; quizá en este punto, la tripulación pudo visualizar la fuga de aceite sobre la piel del plano izquierdo, o en cercanías del motor.

Ante esta condición, la tripulación decidió apagar el motor No. 1, y seguido a ello, debería efectuarse el perfilamiento de la hélice para evitar la resistencia aerodinámica que generaba. En este evento, al operar el sistema de perfilamiento, los resultados fueron infructuosos debido a que la pérdida de presión de aceite afectó todo el sistema, incluyendo el sistema de embanderamiento de la hélice. Esta falla provocó una condición bastante comprometedor para la tripulación, al tener que continuar el vuelo luchando para contrarrestar la resistencia y mantener la producción de potencia adecuada en el motor No. 2.

El vuelo continuó bajo condiciones agravadas, en las que se presentó una pérdida constante de altitud, con una velocidad marginal; en el intento de la tripulación de mantener la relación adecuada de potencia – resistencia, mientras maniobraba para ubicar la pista con una velocidad cercana o inferior a la V_{MCG} , se perdió el control de la aeronave, ocasionándose el accidente.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

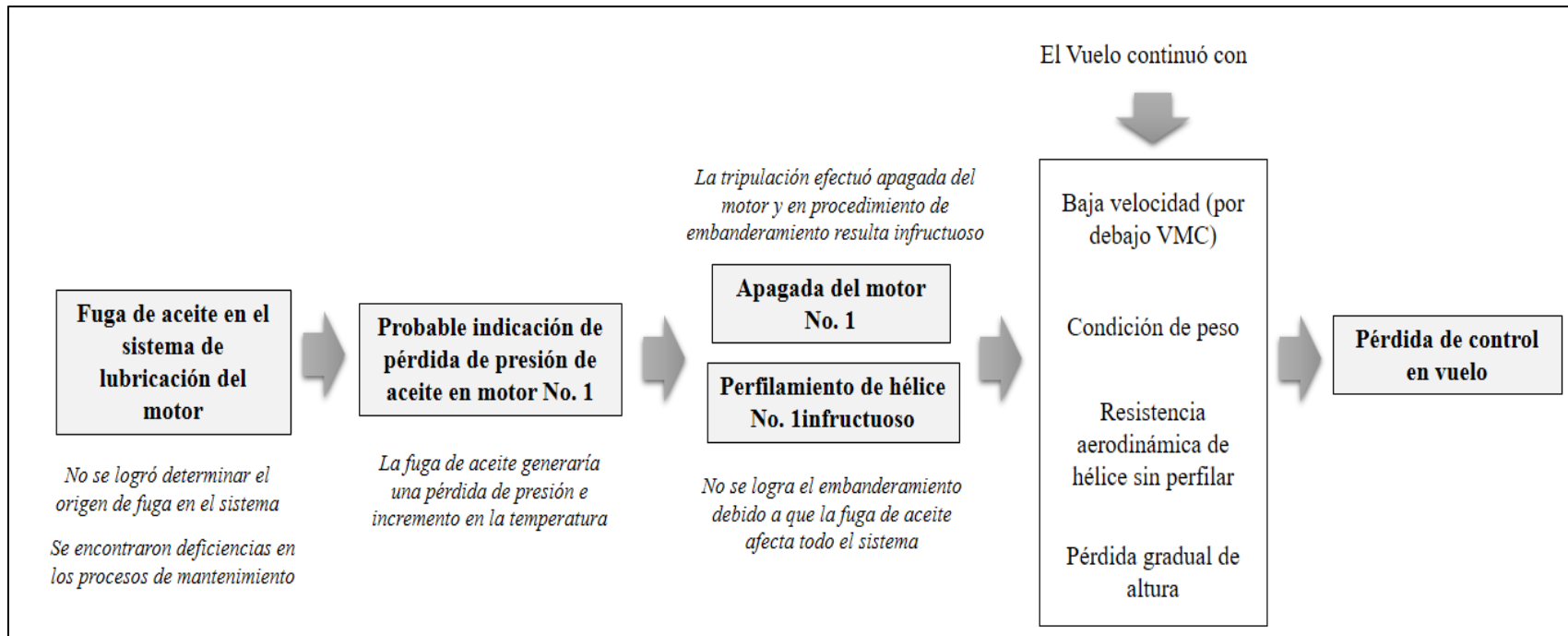


Imagen No. 7 – Diagrama general de eventos - Accidente HK2494

3. CONCLUSIÓN

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

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

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

3.1. Conclusiones

3.1.1. Generales

La aeronave y tripulación al mando disponían de la documentación técnica y operativa vigente a las regulaciones aeronáuticas.

No se evidenciaron condiciones de fatiga en la tripulación que fueran contribuyentes a la ocurrencia del accidente.

La aeronave DC-3, Matrícula HK2494, inició un vuelo entre Taraira y Villavicencio con tres (3) tripulantes y ocho (8) pasajeros.

En ruta se encontraron condiciones meteorológicas adversas, y la tripulación tomó la decisión de dirigirse a Miraflores.

En Miraflores, abordaron dos (2) pasajeros más, y la tripulación reprogramó el vuelo hacia San José del Guaviare para reabastecerse de combustible antes de continuar su vuelo hacia Villavicencio.

En San José del Guaviare, poco antes de iniciarse el vuelo, otro pasajero abordó la aeronave completando un total de once (11) pasajeros, tres (3) tripulantes y 1.160 kg de carga.

La aeronave despegó hacia Villavicencio a las 09:55 HL y continuó ascenso hasta 8.500 pies sin novedad.

Se presentó una condición anormal de funcionamiento en los parámetros del motor No. 1, que, a la luz de las evidencias, pudo relacionarse con una indicación de pérdida de presión de aceite.

A las 10:15 HL, cuando la aeronave se encontraba a 8.100 pies, el Piloto al mando reportó tener problemas con el motor izquierdo relacionado y la imposibilidad de perfilar la hélice.

Es probable que la tripulación haya activado el mecanismo de embanderamiento de la hélice izquierda, y nunca se alcanzó una condición de perfilamiento completa probablemente a la pérdida de presión de aceite en el sistema.

A requerimiento de la tripulación, el ATC dio información sobre la ubicación de varios aeródromos y la tripulación optó por proceder al aeródromo La Rinconada, ubicado en jurisdicción del Municipio de San Martín (Meta, Colombia).

El ATC dio supervisión constante y siempre mantuvo comunicación con la tripulación hasta la pérdida de comunicaciones.

A las 10:31 HL se perdió la señal Radar de la aeronave, cuando se encontraba a 2.100 pies, con 134 nudos y a 6.96 NM de la Pista La Rinconada,

La Tripulación mantuvo contacto de radio con el ATC por aproximadamente dos (2) minutos más. En el último llamado informaron que tenían una pista a la vista, sin más información.

Se presentó una combinación de resistencia aerodinámica por la imposibilidad de perfilamiento de la hélice, y las condiciones de peso y velocidad condujeron a una pérdida de control en vuelo y colisión de la aeronave cerca de la pista.

La aeronave impactó el terreno con características de pérdida de control en vuelo.

La aeronave se encontró accidentada en el sitio conocido como finca La Bendición, del Municipio de San Martín (Meta, Colombia) totalmente destruida por fuego post-impacto y sus catorce (14) ocupantes lesionados mortalmente.

Las condiciones meteorológicas en el sitio del accidente eran adecuadas y no tuvieron injerencia en el accidente.

Como consecuencia de la colisión contra el terreno, y el fuego post-impacto, la aeronave quedó totalmente destruida con una afectación del 85% de toda la estructura.

La aeronave se encontró con una configuración “limpia”, con el tren de aterrizaje retraído y sin extensión de flaps. Se verificó la integridad y funcionamiento del sistema de controles de vuelo y no se encontraron anomalías en su operación.

El plano izquierdo resultó dañado sustancialmente durante la dinámica del impacto y exhibía salpicaduras de aceite en el extradós y en el borde de ataque.

No se logró determinar el origen de la fuga de aceite en el Motor No. 1.

3.1.2. Aeronave

No hubo anotaciones relevantes previas al vuelo que relacionaran el malfuncionamiento de la plantas motrices o hélices.

No obstante, en el mantenimiento de la línea de presión de embanderamiento de hélice del motor No. 1 se habían utilizado prácticas no estándar inadecuadas.

La línea de presión de embanderamiento de la hélice tenía reparaciones hechas con soldadura en su longitud y presentaba variaciones en su diámetro; presentaba material de quincallería no aeronáutica, y la aplicación incorrecta de soldadura de alta porosidad que podría ocasionar la separación de materiales y fuga gradual de aceite.

No se pudo determinar si realmente se cumplió con el servicio de 50 horas fase A según el programa de mantenimiento de la empresa, ya que en el libro de vuelo no existen registros de ese servicio.

No existió evidencia de un documento de peso y balance realizado para los vuelos que efectuó el avión desde Taraira. El único registro de peso y balance se registró en la ciudad de Villavicencio por parte del despachador de la compañía, y el mismo no incluía datos precisos de carga ni pasajeros.

La aeronave se encontraba probablemente operando dentro de la envolvente de peso y balance de acuerdo con el Manual de Operación de la aeronave.

No se completó un cálculo exacto del peso de despegue y balance antes de la salida, lo que resultó en un peso de la aeronave desconocido.

En vuelo se presentó probablemente una indicación de baja presión y alta temperatura por una fuga de aceite cuyo origen no pudo ser determinado.

La tripulación apagó el motor, y al intentar perfilar la hélice la presión de aceite se escapó por la línea de presión del sistema de embanderamiento, impidiendo que la hélice embanderara.

Las hélices presentaban una condición de paso alto, sin signos de embanderamiento. Así mismo, evidenciaron bajas RPM al momento del accidente.

3.1.3. Trazas Radar

Fueron obtenidas en la investigación 70 imágenes de trazas RADAR que permitieron conocer la trayectoria de vuelo desde el reporte de la emergencia hasta la pérdida de traza RADAR a 6.96NM de la Pista La Rinconada.

La derrota de la aeronave durante el tiempo de vuelo se mantuvo variable con fuertes cambios en el rumbo de derecha a izquierda.

La velocidad se mantuvo constante en un promedio de 85 nudos, sin embargo, la altitud la cual alcanzó los 8.500 pies se redujo continuamente hasta el momento en que se produjo el accidente.

3.1.4. Organización

La compañía no contaba con un SMS aprobado y no se pudo establecer la fase de avance de su implementación. Tampoco contaba con un sistema de seguimiento al vuelo de sus aeronaves para conocer sus ubicaciones en tiempo real y brindar asesoría a la tripulación en caso necesario.

Las actividades de vigilancia al operador no identificaron las prácticas estándar no autorizadas. En consecuencia, estas prácticas inseguras persistieron.

La ausencia de un SMS en el operador no permitió identificar y corregir las prácticas de operación inseguras en la supervisión de operaciones, en el mantenimiento y en toda la organización.

3.2. Causa(s) probable(s)

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

- Pérdida de control en vuelo como consecuencia de la disminución de la velocidad mínima de control en vuelo y la resistencia al avance, generadas por la imposibilidad de efectuar el embanderamiento de la hélice del motor No. 1 ante la falla del motor.
- Mal funcionamiento del sistema de lubricación del motor No. 1, evidente en la abundante fuga de aceite de la planta motriz, en vuelo, y en el gobernador de la hélice izquierda; aunque se encontraron discrepancias en el mantenimiento de la línea de presión de embanderamiento de hélice, no se logró determinar el origen de la fuga de aceite.
- Debilidades de los procedimientos operacionales del Explotador de la aeronave, al carecer de un estándar que facilitara la toma de decisiones de una tripulación para actuar en caso de fallas críticas, en asuntos tales como realizar un aterrizaje de emergencia en campo no preparado o la selección de un aeródromo alterno.

3.3. Factores Contribuyentes

- Deficiencias en las prácticas estándar de mantenimiento durante las reparaciones efectuadas en la línea de presión de aceite de embanderamiento de la hélice del motor No. 1.
- Incumplimiento de un programa de mantenimiento efectivo y confiable, que no verificó las condiciones de operación de los componentes de la aeronave; no se pudo determinar el cumplimiento del último servicio de 50 horas, Fase A, al motor número 1 según el programa de mantenimiento de la empresa, ya que en el Libro de Vuelo no existen registros de ese servicio.
- Ineficiente sistema de gestión de seguridad del Explotador al no detectar errores en los procesos de mantenimiento y en la conducción y control de las operaciones.

3.4. Taxonomía OACI

SCF-PP: Falla/Malfuncionamiento de Sistema/Componente motor.

LOC-I: Pérdida de Control en Vuelo.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

Durante el avance de la investigación, se emiten las siguientes recomendaciones tendientes a fortalecer la seguridad operacional en el operador y la Autoridad de Aviación Civil (UAEAC):

A LA COMPAÑÍA LASER AÉREO S.A.S.

REC. 01-201910-1

Efectuar una reorganización estructural de la seguridad operacional de la empresa, utilizando como herramienta el Sistema de Gestión de Seguridad Operacional, comprometiendo al Ejecutivo Responsable, al personal directivo, técnico, operativo y administrativo, en la identificación de peligros, la cultura del reporte, la gestión del riesgo y la interacción entre los procesos de operaciones y de mantenimiento con el SMS.

REC. 02-201910-1

Establecer procedimientos en el área de Despacho y de Operaciones para garantizar un planeamiento adecuado y un seguimiento de los vuelos, incluyendo aspectos claves tales como “el punto de no retorno”, la selección de aeródromos de emergencia en ruta y la aplicación de los procedimientos establecidos, por ejemplo, en caso de falla de motor y falla del embanderamiento, con el fin de gestionar adecuadamente los riesgos y anticiparse a emergencias o situaciones anormales que se pueden presentar en vuelo.

REC. 03-201910-1

Cumplir con el programa de mantenimiento específico establecido por el fabricante para las aeronaves y las plantas motrices y analizar, adicionalmente, la conveniencia de reducir los tiempos (horas) entre inspecciones de algunos componentes, cuando estadísticamente presentan fallas recurrentes, teniendo en cuenta, además, las condiciones propias de operación y la edad de las aeronaves y de sus componentes.

REC. 04-201910-1

Establecer políticas más estrictas en el Manual General de Mantenimiento en la supervisión y control de calidad de los trabajos de mantenimiento efectuados a los motores y a sus accesorios, garantizando el uso de correctas prácticas estándar en las reparaciones y en los cambios de componentes.

REC. 05-201910-1

Establecer un mecanismo de control y verificación proactivo para el planeamiento de los vuelos en el que se obtenga información verídica y completa de los pasajeros y la carga transportada en las operaciones, con el fin de garantizar condiciones seguras de rendimiento de la aeronave.

A LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA

REC. 06-201910-1

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, enfatizar, exigir y vigilar que los explotadores aéreos que operan equipos bimotores con motores radiales provean a las tripulaciones con una completa capacitación teórica y práctica (ésta siempre dentro de los márgenes de seguridad), de los procedimientos en caso de falla de un motor.

Entre otras acciones los operadores deben incluir en todos los cursos de tierra iniciales, recurrentes, de repaso, de recobre de autonomía, de instructor u otros, amplia instrucción teórica sobre el comportamiento aerodinámico del avión con un solo motor operativo, los factores que se afectan al volar en esa condición, las precauciones, limitaciones, técnicas de vuelo y los procedimientos específicos de la aeronave que le permitan aterrizar de manera segura en esa configuración.

REC. 07-201910-1

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil verificar los Sistemas de Gestión de la Seguridad Operacional (SMS), de los explotadores que tienen el Sistema aceptado, en aspectos tales como la cultura del reporte, la gestión de riesgos y la interacción entre las áreas de mantenimiento y de operaciones con la de seguridad operacional.

REC. 08-201910-1

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

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

GRUPO DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5°.

investigacion.accide@aerocivil.gov.co

Tel. +(571) 2963186

Bogotá D.C. - Colombia



Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4.5-12-052



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL