



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL
5001 - 173



Libertad y Orden

GRIAA



Grupo de Investigación de
Accidentes e Incidentes aéreos

INFORME FINAL INCIDENTE GRAVE

COL-15-30-GIA

**Apagada inadvertida de los dos motores al iniciar maniobra de descenso
BEECHJET HAWKWER 400A (BE-40), matrícula HK4756, serie RK-212**

28 de Julio de 2015

ÁREA DE CONTROL SUPERIOR UTA BOG / FL 450 – 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.

SINOPSIS

Aeronave:	Beechcraft 400-A.
Fecha y hora del Incidente Grave:	28 de Julio del 2015, 04:15UTC.
Lugar del Incidente Grave:	Área de Control Superior UTA BOG / FL 450 - Colombia.
Tipo de Operación:	Actividad aérea civil, no regular de pasajeros.
Propietario:	SEARCA S.A. ¹ .
Explotador:	SEARCA S.A.
Personas a bordo:	Piloto y copiloto.

Resumen

El día 28 de Julio de 2015, la aeronave Beechcraft 400-A HK4756 se encontraba efectuando un vuelo entre el Aeropuerto Internacional Fort Lauderdale–Hollywood – KFLH (Florida - Estados Unidos de América) y el Aeropuerto Internacional El Dorado – SKBO (Bogotá – Colombia) con dos personas a bordo (piloto y copiloto).

Siendo las 23:15HL (04:15UTC), durante el descenso en el Área de Control Superior UTA BOG desde FL450 a FL260, los dos motores se apagaron², situación que obligó a la tripulación a efectuar un descenso y aterrizaje de emergencia en la Base Área Germán Olano de la Fuerza Aérea Colombiana–SKPQ (Puerto Salgar – Cundinamarca). La aeronave efectuó el aterrizaje sin potencia que no causó lesiones en sus dos únicos tripulantes y sin generar daños a la aeronave.

¹ Todo lo referente con la empresa SEARCA S.A. se mencionará en este informe como “la empresa aérea”.

² Conocido en inglés como dual engine flameout.

Posterior al evento, el Grupo Investigación de Accidentes e Incidentes Aéreos (GRIAA³) fue notificado, quién desplazó a dos funcionarios de la autoridad aeronáutica⁴ hacia la Base Aérea Germán Olano-SKPQ- para iniciar las acciones iniciales.

Seguido a esto, se notificó a la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), National Transportation Safety Board (NTSB) como estado de diseño, a la Transportation Safety Board (TSB) como estado de diseño de las plantas motrices.

1. INFORMACIÓN FACTUAL⁵

1.1 Antecedentes de vuelo

El día 28 de Julio de 2015, la aeronave Beechcraft 400-A (BE-40) se encontraba efectuando un vuelo entre el Aeropuerto Internacional Fort Lauderdale–Hollywood – KFLL (Florida - Estados Unidos de América) y el Aeropuerto Internacional El Dorado – SKBO (Bogotá – Colombia) con dos personas a bordo (piloto y copiloto).

Previamente al vuelo en donde ocurrió el incidente grave, la tripulación del HK4756 había efectuado un vuelo en la ruta SKBO-KFLL transportando a 03 pasajeros y un tripulante adicional (copiloto del equipo). La aeronave fue abastecida con 4333.16 libras de combustible JET A-1 para un total de 4800 libras. Mencionado vuelo se ejecutó con normalidad con una duración de 03:36 de tiempo de vuelo⁶.

Al finalizar el vuelo y dar por concluida la atención de los pasajeros, la tripulación realizó los procedimientos de inmigración, trámite de plan de vuelo y alistamiento de la aeronave para el regreso a SKBO, que estaba contemplado para ese mismo día.

³ Autoridad investigativa en Colombia (AIG), perteneciente a la Autoridad Aeronáutica de éste país.

⁴ Sus siglas en español: UAEAC.

⁵ El Beechcraft 400-A HK4756 no poseía instalado sistema de FDR, por lo que para efectos del presente proceso investigativo se tuvieron en cuenta las versiones de la tripulación, por lo tanto, por tratarse de versiones y no de hechos comprobables, se mencionará cuando determinada descripción, aparte o párrafo del informe final esté referenciado a dichas versiones. Los datos de CVR solo aportaron al proceso investigativo 10 minutos antes del aterrizaje, es decir que se desconocen datos de voz antes y durante la emergencia.

⁶ Tiempo comprendido entre el descolaje (13:40 HL) y aterrizaje (17:16 HL). Hora local en Colombia.

A las 20:12:36 HL⁷ la empresa contratada para el suministro de combustible, realizó el abastecimiento de 550 galones de Jet A-1 con agente anticongelante (+Prist)⁸.

De acuerdo con información suministrada por la tripulación, las condiciones meteorológicas eran favorables para el desarrollo del vuelo hacia SKBO. Según la hoja de reporte de vuelo y mantenimiento, la tripulación despegó a las 19:35 HL⁹ con 4500 libras de combustible JET A-1 a bordo y sin pasajeros, para cumplir la siguiente ruta según plan de vuelo: BEECH BAHMA ZBV A301 UCA UG430 KILER UQ105 EKATI BUTAL MQU VULAM BOG SKBO¹⁰.

Los procedimientos de preflight, rodaje, despegue, salida y ascenso se realizaron con normalidad. Antes de que el Centro de Control Miami efectuara el cambio con el Centro de Control de la Habana (MUFH) para el ingreso al espacio aéreo de Cuba, le consultó a la tripulación si tenían autorización de ingresar a ese espacio aéreo, a lo cual la tripulación informó que estaba coordinado y autorizado el permiso de sobrevuelo.

Minutos después, el Centro de Control Miami le informó a la tripulación del HK4756 que el Centro de Control de la Habana notificó que no había permiso, sin embargo les autorizó el cambio con frecuencia del Centro de Control de la Habana para coordinar. Una vez en la posición URSUS, el Centro de Control de la Habana le informó a la tripulación del HK4756 que no existía permiso de sobrevuelo¹¹, por lo tanto les ordenó desvío para volar

⁷ Hora local en Fortlauderdale, Florida, Estados Unidos.

⁸ Según comprobante de suministro de combustible, la empresa contratada en KFL suministró 550 Gal +P. Como éste es un procedimiento que realiza el operador del servicio de combustible, normalmente las tripulaciones no tienen total certeza si el anticongelante ha sido diluido y suministrado durante el servicio. Situación muy distinta cuando el agente anticongelante es suministrado de manera separada directamente en la boca de llenado de los planos.

Las tripulaciones de BE-40 de la empresa aérea, suelen tener frecuentemente latas de agente anticongelante en su kit estándar de logística en la aeronave, para ser usados en aeródromos donde el servicio de combustible no incluye el suministro de agente anticongelante. Cuando se prevé operación a bajas temperaturas, las tripulaciones usan el agente anticongelante que se encuentra en el kit logístico de la aeronave.

⁹ Hora local en Colombia.

¹⁰ Para mayor información consultar numeral 2.3.3 Modificación de la ruta de vuelo.

¹¹ Según lo informado por la empresa aérea, el permiso de sobrevuelo fue solicitado y tramitado oportunamente. Durante el proceso investigativo se solicitó copia de la solicitud de sobrevuelo, pero la oficina de Seguridad Operacional de la empresa informó que la empresa aérea no poseía el soporte de mencionada coordinación.

directo hacia la posición BYGON, posición que se encuentra al Este de Cuba, a 358 NM de la posición URSUS.

Una vez en posición BYGON, el Centro de Control de la Habana autorizó al HK4756 a volar directo la posición GELOG, y posteriormente el Centro de Control Kingston (MKJK) dio la autorización¹² de ascender a FL450 y volar directo MQU/VOR ubicado en territorio colombiano.

Según la tripulación, el desarrollo del crucero se desarrolló con normalidad y se usó el sistema engine anti-ice¹³ en ambos motores durante un minuto cada hora¹⁴. Según sus versiones, el último uso del sistema engine anti-ice se efectuó aproximadamente a 40NM al sur del BAQ/VOR.

De igual manera, la tripulación manifestó en las entrevistas, que las condiciones meteorológicas permitían la ejecución del vuelo de manera segura y que la visibilidad no era interrumpida por ningún fenómeno meteorológico y no había humedad visible¹⁵.

A las 04:06:29 UTC, la tripulación efectuó la primera comunicación con ACC Bogotá (ACC BOG), posteriormente tres (03) minutos después solicitó interceptar el radial 318 del BOG/VOR. A las 04:10:40 UTC la tripulación solicitó descenso ininterrumpido y a las 04:14:17 ACC BOG autorizó a descender a FL260 y alcanzar este nivel 20NM al norte de MQU/VOR.

¹² Esta autorización fue a solicitud de la tripulación del HK4756. En esta posición, la tripulación efectuó una verificación de combustible y aunque los cálculos estaban normales, solicitó ascender para reducir el consumo.

¹³ Conocido en español como sistema anti hielo del motor. Para fines del presente informe se usará la palabra engine anti-ice por ser un término conocido en la industria aeronáutica mundial.

¹⁴ Las tripulaciones de BE-40 manifestaron que este es un procedimiento que suelen realizar. Sin embargo se solicitó a la empresa aérea entregar al proceso investigativo una copia de mencionado procedimiento. La oficina de Seguridad Operacional de la empresa aérea manifestó que mencionado procedimiento no se encontraba documentado. El AFM del BE-40 tampoco da un estándar operacional sobre el tiempo de uso del sistema engine anti-ice en la fase de crucero.

¹⁵ La tripulación informó que usaron frecuentemente las luces de wing inspección para verificar las condiciones meteorológicas y así detectar humedad visible y/o precipitación. Manifestaron que un fenómeno de luna con alta luminosidad les permitía asegurarse que las condiciones eran secas. De igual manera, la tripulación manifestó que al acercarse al norte del departamento de Antioquia, eran visibles las condiciones de actividad convectiva y de tormenta eléctrica al sur de OTÚ/VOR, muy por debajo de la trayectoria de vuelo.

La tripulación comentó que una vez se dio autorización de descender a FL260, se inició el descenso y al reducir ligeramente las palancas de potencia¹⁶ se presentó apagada inadvertida de los dos motores, acompañado de una despresurización progresiva de la aeronave obligando a utilizar las máscaras de oxígeno. Al mismo tiempo, la aeronave quedó sin fuente de energía eléctrica por lo que debió requerirse de la utilización de la batería de emergencia, que proporcionó energía para algunos instrumentos en cabina.

El ACC BOG efectuó varios llamados a la aeronave sin resultados satisfactorios, sin embargo al reestablecerse la energía eléctrica de la aeronave, la tripulación declaró la emergencia y solicitó coordinación con la Fuerza Aérea Colombiana para efectuar un aterrizaje de emergencia en SKPQ.

La tripulación efectuó un descenso controlado, efectuó los procedimientos de emergencia respectivos manteniendo una alta velocidad¹⁷. Durante este descenso la aeronave ingresó en condiciones IMC con presencia de precipitaciones y tormenta eléctrica. Según sus versiones, al descender por debajo del nivel de vuelo para efectuar el reencendido en vuelo¹⁸, la tripulación efectuó dos intentos de reencendido asistido del motor N.2, que en todo momento indicaban 0% N2 en ambos motores, reencendidos que fueron insatisfactorios, por lo tanto la tripulación optó por continuar con el descenso de emergencia, extender el tren con el sistema de emergencia y aterrizar a las 23:41HL (04:41UTC) por la pista 19 de SKPQ.

Una vez la aeronave se detuvo sobre la pista, fue asistida por los servicios de bomberos aeronáuticos, seguridad militar, personal de seguridad operacional y medicina aeroespacial.

Posteriormente, después de varios intentos el piloto reencendió¹⁹ un motor con el cual desplazó la aeronave a la rampa de despacho para dejar libre la pista de la base aérea.

¹⁶ Según las entrevistas realizadas inmediatamente posterior al evento, la tripulación manifestó que sí se había reducido ligeramente la potencia. En los informes posteriores al evento, solo un tripulante aseguró haber reducido la potencia. En entrevistas realizadas 8 meses después, solo un tripulante aseguró que sí se había reducido la potencia.

¹⁷ Según lo manifestado por el piloto de la aeronave, su decisión de mantener una alta velocidad, muy por encima de la recomendada para el descenso sin potencia, se debió a evitar la posibilidad de maniobrar la aeronave con velocidades inferiores a la pérdida a altas altitudes de vuelo.

¹⁸ La máxima altitud que establece la tabla de envolvente para reencendido es de FL330. (Ver anexo "D" Tabla de reencendido en vuelo - Air start envelope).

¹⁹ Según testigos presenciales durante el encendido de motor en SKPQ, se evidenció humo blanco saliendo de la parte trasera del motor y filtración de abundante agua que caía desde la estructura exterior de los motores.

1.2 Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Total
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Leves	-	-	-	-
Ilesos	2	-	-	2
TOTAL	2	-	-	2

1.3 Daños sufridos por la aeronave

Ninguno.

1.4 Otros daños

Ninguno.

1.5 Información personal

Piloto

Edad:	57 años.
Licencia:	Piloto de Transporte de Línea Aérea Avión.
Certificado médico:	Primera clase.
Equipos volados como piloto:	DC-3, HS-748/B-707/LET-410/BE-400A.
Ultimo chequeo en el equipo:	18-06-2015.
Total horas de vuelo:	15.566 Horas.
Total horas en el equipo:	1.263 Horas.
Horas de vuelo últimos 90 días:	43 Horas.
Horas de vuelo últimos 30 días:	11 Horas.

Horas de vuelo últimos 3 días: 6 Horas.

Copiloto

Edad: 31 años.

Licencia: Piloto Comercial Avión.

Certificado médico: Primera clase.

Equipos volados como copiloto: BE-190/BE-400A.

Ultimo chequeo en el equipo: 30-10-2014.

Total horas de vuelo: 3.689 Horas.

Total horas en el equipo: 155 Horas.

Horas de vuelo últimos 90 días: 76 Horas.

Horas de vuelo últimos 30 días: 18 Horas.

Horas de vuelo últimos 3 días: 6 Horas.

1.6 Información sobre la aeronave

Marca: Beechcraft.

Modelo: 400A.

Serie: RK-212.

Matrícula: HK-4756.

Certificado aeronavegabilidad: 0004950.

Certificado de matrícula: R003802.

Fecha de fabricación: 1998.

Fecha última inspección: Tipo OT 13106 "A/B" 14-12-2014

Total horas de vuelo: 4.413 Horas.

Motor

Marca: Pratt & Whitney.

Modelo: JT15D-5.

Serie: PCE JA0182 / PCE JA0194.

Total horas de vuelo: TSN 4.413:25 / TSN 4.413:25.

Total horas D.U.R.G: 815 Horas / 815 Horas.

Último Servicio: Tipo OT 13106 "A/B" 14-12-2014 (Ambos).

La aeronave se encontraba con mantenimiento reglamentario al día. Antes de que la aeronave fuera operada por la empresa aérea se le había efectuado el cumplimiento del Alert Service Bulletin ASB 7611R1 de Pratt & Whitney Canada, emitido en Marzo del 2008.

El 20 de Noviembre del 2008 un centro de servicio autorizado efectuó el cumplimiento del AD 2008-24-10 PWC a los motores PCE JA0182 / PCE JA0194, en concordancia con el ASB 72-A7611 & S/B 73-3888.

La empresa aérea demostró que se habían efectuado drenajes previos al día 28 de Julio del 2015.

1.7 Información Meteorológica

Para las 04:15 UTC, momento en el que se presentó la doble apagada de motores del HK4756, existía la presencia de una actividad convectiva entre RNG/VOR, OTÚ/VOR y el sur de PAL/VOR²⁰. Esta actividad convectiva continuaba en desarrollo desde casi cuatro horas antes y a las 04:15 UTC ya se encontraba compuesta por múltiples células de tormenta, generando fenómenos meteorológicos adversos tales como tormenta severa, engelamiento severo, fuertes vientos ascendentes y descendentes, turbulencia de moderada a severa y precipitaciones fuertes.

²⁰ VOR de la Base Aérea de Palanquero (SKPQ).

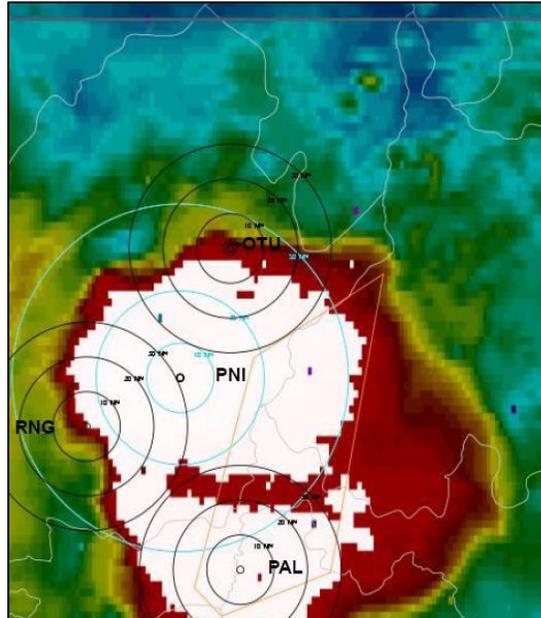
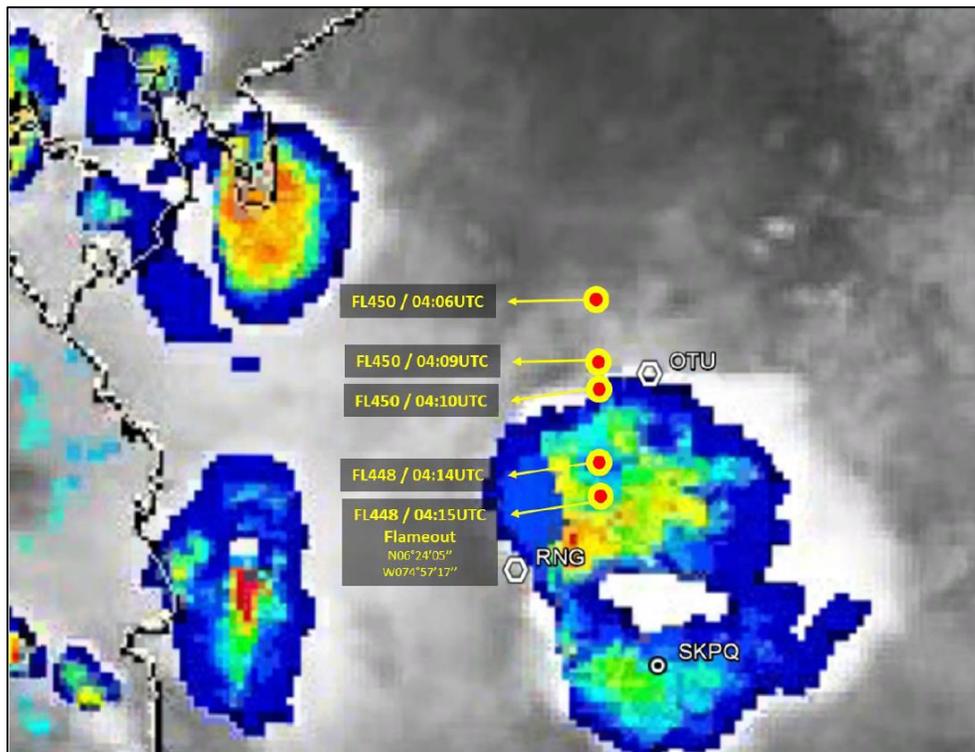


Imagen satelital de las 04:15 UTC para el 29 de Julio del 2015



Últimas trazas radar del HK4756 e imagen IR con realce de agua precipitable para las 04:15 UTC del 29 de Julio del 2015

Para las 07:45 UTC este sistema convectivo de alto poder inició su disipación.

Los reportes meteorológicos del Aeropuerto Internacional Jose María Córdova (SKRG) desde la hora de salida desde KFLH hasta las 04:00 UTC son los siguientes:

- SKRG 290000Z 07006KT 9999 FEW020 SCT200 19/13 A3022 = .
- SKRG 290100Z 00000KT 9999 FEW020 SCT200 18/13 A3023 = .
- SKRG 290200Z 04006KT 9999 SCT020 SCT200 17/14 A3027 = .
- SKRG 290300Z 00000KT 9999 SCT020 SCT200 16/13 A3030 RMK LTNG/NE = .
- SKRG 290400Z 30004KT 9999 SCT020 SCT200 17/14 A3028 RMK LTNG/E = .

Los reportes meteorológicos del Aeropuerto Internacional El Dorado (SKBO) desde la hora de salida desde KFLH hasta las 04:00 UTC son los siguientes:

- SKBO 290000Z 13008KT 9999 VCSH SCT020 SCT070 14/09 A3030 RMKVCSH/SE
- SKBO 290022Z 13008KT 9000 -DZ BKN020 14/09 A3038 = .
- SKBO 290100Z 06007KT 9000 -DZ SCT020 SCT070 13/10 A3034 = .
- SKBO 290200Z 04005KT 9000 -DZ BKN020 12/10 A3035 = .
- SKBO 290300Z 03004KT 9999 SCT020 SCT080 11/10 A3036 REDZ = .
- SKBO 290400Z 04007KT 9999 SCT020 SCT080 11/09 A3035 = .

1.8 Ayudas para la Navegación

No fueron relevantes en el evento.

1.9 Comunicaciones

Aunque las comunicaciones no fueron relevantes en el incidente grave, se menciona que según lo comunicado por la tripulación, al momento de informar la condición de emergencia se presentaron problemas de transmisión. Sin embargo, por intermedio de otra aeronave, se notificó la emergencia al Centro de Control Bogotá. Posteriormente la tripulación del HK4756 pudo comunicarse con Centro de Control Bogotá, quien ordenó cambio de frecuencia con el Centro de Control de la Base Aérea Germán Olano.

A continuación se efectúa un resumen²¹ del control diario de señales del Centro de Control Bogotá con la información suministrada por radar, en relación a la emergencia del HK4756:

HORA UTC	EVENTO O INFORMACIÓN
4:06:29	HK4756 llamó por primera vez al ACC BOG reportando posición.
4:09:34	Lateral OTÚ/VOR la tripulación del HK4756 solicitó interceptar radial 318 de BOG/VOR.
4:10:40	HK4756 solicitó descenso ininterrumpido.
4:14:17	ACC BOG autorizó descenso a FL260, con instrucción de alcanzar este nivel a 20NM al norte de MQU/VOR.
4:15:47	Última detección modo "C" en descenso a través de FL448.
4:16:06	HK4756 fue detectado en modo primario a 25 NM en el radial 040 de RNG/VOR.
4:16:43	ACC BOG reportó pérdida de contacto radar. No hubo respuesta de la tripulación. Ground speed 404 knts, radial 050 de RNG/VOR a 18NM.
4:17:48	HK4756 fue detectado en modo primario por el radar Cerro Verde. HK4756, no responde a llamados ATC. Radial 070 de RNG/VOR a 17 NM.
4:18:36	HK4756 fue detectado en modo primario con ground speed de 355 knts, rumbo SSE. No respondió a llamados ATC y otras aeronaves.
4:18:56	Se perdió contacto radar a 60NM al norte de MQU/VOR, se intentó comunicación con la aeronave y después de varios llamados contestó declarándose en EMERGENCIA por pérdida de motores y de instrumentos a bordo, se observó una traza primaria donde estaba la aeronave tomando como rumbo a BOG/VOR, se coordinó con SKPQ que encendieran las luces de Pista.
4:19:50	HK4756 solicitó vectores a BOG/VOR.
4:20:46	HK4756 solicitó coordinación con SKPQ para que enciendan luces de pista.
4:21:45	ACC BOG autorizó cambio con ACC PAL.
4:22:19	HK4756 ingresó al área restringida de SKPQ.
4:27:47	HK4756 cruzó vertical SKPQ.
4:30:00	Se cancelaron operaciones en SKBO por emergencia del HK4756.
4:38:00	SKPQ informó que la aeronave HK4756 reportó en descenso a través de 14000FT con la pista a la vista.
4:43:00	SKPQ informó que la aeronave HK4756 aterrizó sin novedad.

Resumen de eventos con ACC BOG²²

²¹ Se protege información relacionada con los nombres del personal del C.C. Bogotá que participó durante la emergencia.

²² Basado en el Control Diario de Señales ACC BOGOTA e información radar de la UAEAC.

1.10 Información del Aeródromo

Por tratarse de un aeródromo militar de la Fuerza Aerea Colombiana no se suministra esta información.

1.11 Registradores de Vuelo²³

La aeronave tenía instalado registradores de vuelo marca Fairchild P/N S100-0080-00, S/N 02243. Sus datos fueron extraídos con procedimientos establecidos para proteger la información allí contenida.

Solo se obtuvo grabación de un solo canal, que registró los últimos 10 minutos antes del aterrizaje y un total de 31 minutos de grabación.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

No aplica.

1.13 Información médica y patológica

No aplica.

1.14 Incendio

No se presentó fuego antes ni después del evento.

1.15 Aspectos de supervivencia

La tripulación no sufrió lesiones.

1.16 Ensayos e investigaciones

Una vez el GRIAA y representantes del área de aeronavegabilidad de la UAEAC arribaron a la Base Aérea Germán Olano para realizar las acciones iniciales del incidente grave, realizaron acciones de inspección y verificación a la aeronavegabilidad y funcionalidad de los sistemas y componentes que se consideraron críticos como posibles contribuyentes al evento en mención.

La primera acción durante las acciones iniciales fue realizar un registro fotográfico de la aeronave, iniciando por la parte exterior y posteriormente al interior de la cabina de

²³ Conocido en inglés como Cockpit Voice Recorder-CVR-.

pilotos (Ver anexo "A" Posición e indicación de sistemas al inspeccionar la cabina de pilotos durante acciones iniciales).

De igual manera, se efectuó una comprobación de la cantidad de combustible en la aeronave, para lo cual se corroboró con la indicación de combustible consumido²⁴, los manifiestos de peso y balance del 28-07-2016 en la ruta SKBO-KFLL-SKBO, las hojas de reporte de vuelo y mantenimiento de fecha 28-07-2016 y los comprobantes de suministro de combustible de las dos empresas que suministraron combustible al HK4756 para ese mismo día.



Indicación de combustible consumido al llegar a SKPQ

La corroboración de campo (Ver anexo "B" Cálculos de combustible), permitió realizar comparaciones enfocadas sobre aquellos datos que eran de interés en el proceso investigativo, se pudo evidenciar que la aeronave aterrizó con 3811 Libras consumidas, lo que equivale a 689 libras remanentes en tanques de combustible de la aeronave.

De igual manera, se verificaron los filtros de combustible que no presentaron obstrucción, las muestras de combustibles no presentaban contaminación por agua y la inspección a los diferentes componentes de las plantas motrices fue satisfactoria.

Se consideró imprescindible realizar pruebas de motores y los sistemas de la aeronave, verificando con precisión los sistemas de suministro de combustible a los motores, sistemas anti-ice, sistemas de-ice, sistema eléctrico, subsistema eléctrico de los motores, sistema de admisión de aire, sistema de control de combustible y sistema hidráulico entre otros. Todas las inspecciones mencionadas anteriormente permitieron cumplir los requisitos de aeronavegabilidad.

²⁴ La indicación de combustible consumido no requiere que la aeronave esté energizada para verificarlo.

Según lo manifestado por uno de los tripulantes, posterior al incidente grave, al momento de prender un motor para llevar la aeronave a rampa y desobstaculizar el aeródromo militar, se evidenció humo blanco que salió por la parte trasera del ducto de salida de gases de escape, acompañado de abundante agua que caía desde la parte interior de los motores. Al día siguiente, el investigador del GRIAA quien realizó las acciones iniciales, evidenció esta condición cuando se realizó la prendida de los motores durante las inspecciones y verificaciones técnicas postevento.

Después de cumplir con los diferentes requisitos técnicos para garantizar la aeronavegabilidad de la aeronave, la UAEAC autorizó que se efectuara un vuelo de traslado desde SKPQ hacia SKBO, el cual tuvo una duración de 17 minutos.

1.17 Información sobre organización y gestión²⁵

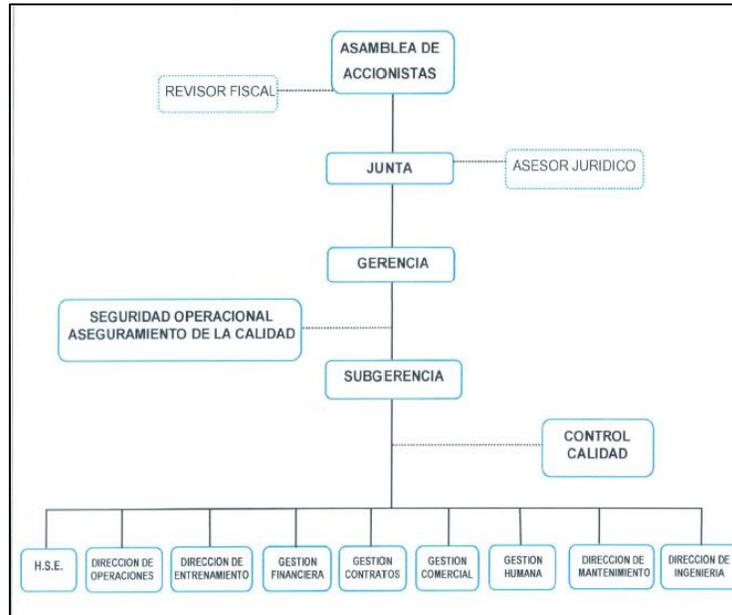
La empresa aérea es una empresa autorizada por la UAEAC a través de Certificado de Operación UAEAC-CDO 016 revisión 1 del 13 de Enero del 2006, como empresa de servicio aéreo comercial de transporte público no regular (taxi aéreo) y transporte aéreo comercial regional, operando en el territorio colombiano y en el exterior.

Mediante documentos radicados 2015054049 del 18 de Junio del 2015 y 2015025727 del 1 de Julio del 2015, la UAEAC aprobó la revisión N.33 al M.G.O. Vol. 1 Manual de Políticas y Normas de la empresa.

La compañía posee una política general que se basa en seguridad aérea y cumplimiento de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC).

El área de seguridad operacional depende de la gerencia de la empresa, tal como lo muestra el siguiente diagrama organizacional:

²⁵ Información suministrada por la empresa aérea y corroborada con documentos de la UAEAC.



Estructura organizacional de la empresa aérea

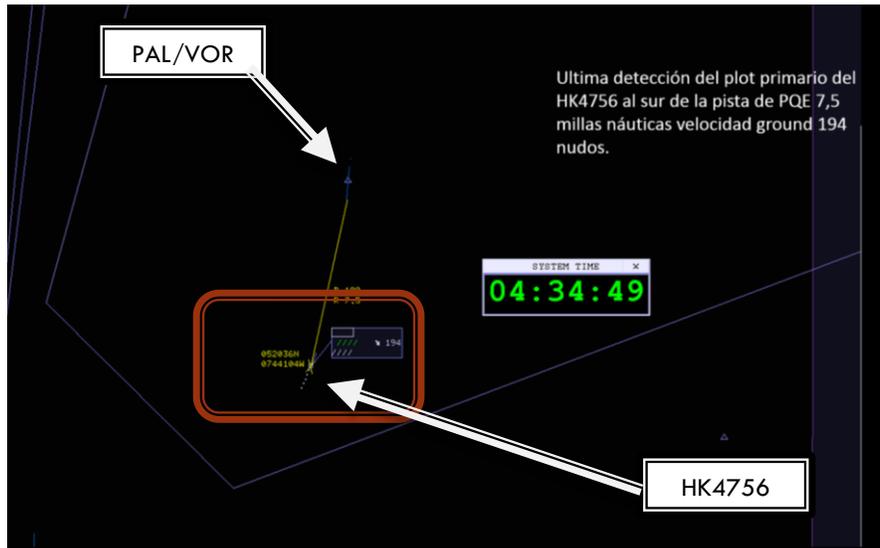
En cuanto a la implementación del S.M.S en la empresa, en la actualidad se encuentra en funcionamiento. Las políticas y objetivos en materia de seguridad respaldan la gestión de la seguridad, asignación de responsabilidades, desarrollo de procesos de identificación de peligros, gestión del riesgo, cultura del reporte, establecimiento de indicadores de gestión y motivación por generar mejora continua para el logro de los objetivos.

De igual manera, la gerencia ha establecido una política de informes no punitivos, que busca implementar una cultura justa, que permita detectar peligros que el sistema no haya identificado, para tomar las acciones de mitigación de consecuencias y gestión apropiada del riesgo. También se ha emitido una política de reportes operacionales obligatorios (MOR)²⁶ con 52 situaciones que deben ser reportadas en las siguientes 24 horas de su ocurrencia.

La empresa se encuentra recopilando información de datos de medición que permitan detectar el rendimiento de la seguridad operacional y así poder identificar a corto plazo el Nivel Aceptable de Seguridad Operacional²⁷. Lo anterior tiene el visto bueno de la UAEAC, ya que la maduración de los sistemas de captación de información hace parte del proceso de avance de los sistemas de gestión de la seguridad.

²⁶ La política de reportes operacionales obligatorios consta de (33) situaciones operacionales, (10) relacionadas con despacho y (9) con mantenimiento.

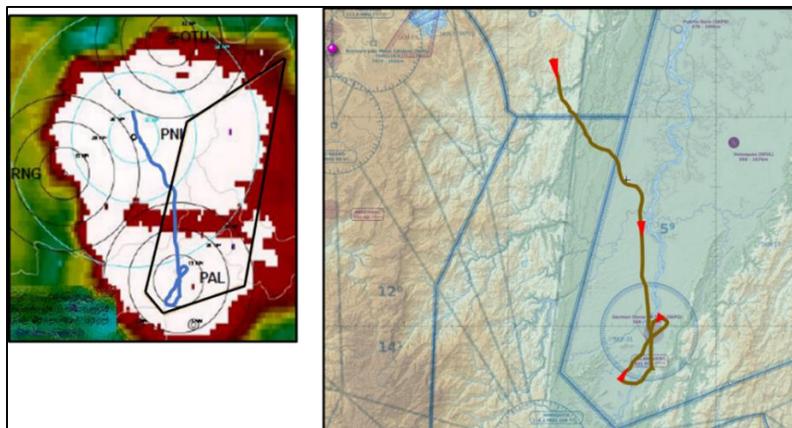
²⁷ Conocido también como NASO o Acceptable level of safety (ALS).



Última detección del plot primario a 7.5NM de PAL/VOR, ground speed 194 knts (04:34:49 UCT)

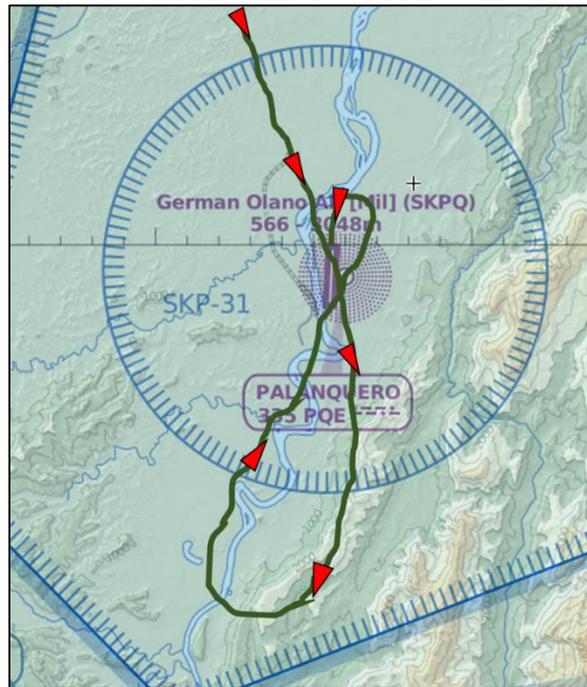
1.18.2 Patrón de descenso del HK4756 durante la emergencia

A continuación se muestra la trayectoria de descenso del HK4756 durante la emergencia, ingresando al área restringida SKR10 de la Base Aérea Germán Olano y el patrón final que realizó la tripulación para aterrizar por la pista 19 de la Base Aérea.



Trayectoria de descenso del HK4756²⁸

²⁸ El punto PNI del cuadro de la izquierda hace referencia al **Punto de Interés** usado como referencia para el análisis meteorológico.



Patrón realizado por la tripulación del H4756 hasta aterrizar por la pista 19 de SKPQ

1.18.3 Aeronave Beechcraft 400A

Se hace imperativo realizar una contextualización genérica de la aeronave Beechcraft 400A y posteriormente se explicará en detalle los sistemas propulsor y de protección al hielo.

Esta aeronave se encuentra certificada en concordancia con las FAR 14 CFR parte 25, con capacidad para desempeñarse en condiciones diurnas, nocturnas, VFR, IFR y condiciones de hielo conocidas.

La aeronave es metálica con aleación de aluminio, plano bajo, propulsada por dos motores turbofan P&W JT15D-5 y tiene la capacidad de transportar a 11 personas con sus equipajes.

Los planos son semimonocoque, de diseño integral²⁹, con flechamiento de 20 ° y diedro positivo de 2.5°.

²⁹ Tanque de combustible en planos.

El sistema eléctrico de la aeronave incorpora subsistemas DC, AC y batería de emergencia (standby) que suministra 30 minutos de fuente de poder. El suministro principal de fuente eléctrica es generado por generadores-arrancadores, que suministran 28 voltios DC y 400 amperios. La fuente secundaria de poder es una batería de 24 voltios DC.

En referencia al sistema de combustible, cada motor posee su propio sistema de combustible, que es almacenado en los tanques de combustible ubicados en los planos (cada uno con filtro). De igual manera, también existe un tanque de almacenamiento en el fuselaje. La aeronave posee sistema de transferencia de combustible.

La aeronave posee dos motores Pratt and Whitney JT15D-5 turbofan, que producen 2.965 libras de empuje estático en condiciones estándares y limitado a 2.900 libras de empuje con potencia máxima continua. Los motores poseen al interior un subsistema de protección contra fuego, que funciona con sensores que dan aviso auditivo y visual en caso de que se presente fuego en los motores. Este sistema posee botellas extintoras que mediante actuación de la tripulación, el agente extintor se puede descargar al interior de los motores en caso de presentarse fuego.

La presurización funciona con aire sangrado de los motores que también es utilizado para el sistema de aire acondicionado, sistema de anti hielo, funcionamiento del sello de la puerta y el control de temperatura al interior de la aeronave.

Las siete principales secciones del motor JT15D-5 son las siguientes: entrada de aire, compresor de baja, compresor de alta, combustión, turbina, gases de escape y de accesorios.

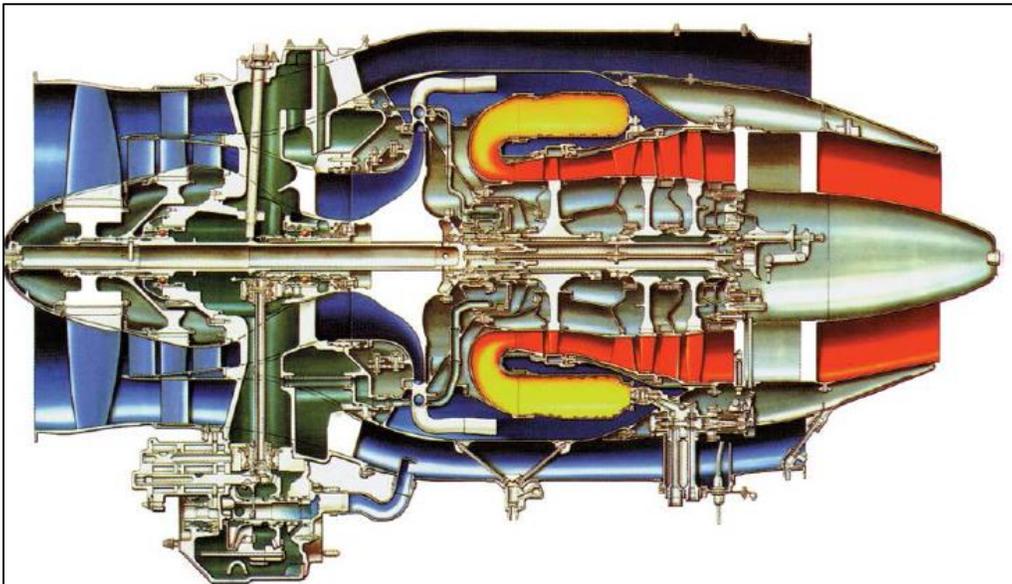


Diagrama general del motor JT15D-5

La sección de entrada de aire se encuentra delante de la sección del compresor de baja y su función principal es la de direccionar el flujo de aire hacia el motor, para ser usado en la combustión y en refrigeración. El compresor de baja posee dos etapas y un compresor axial.

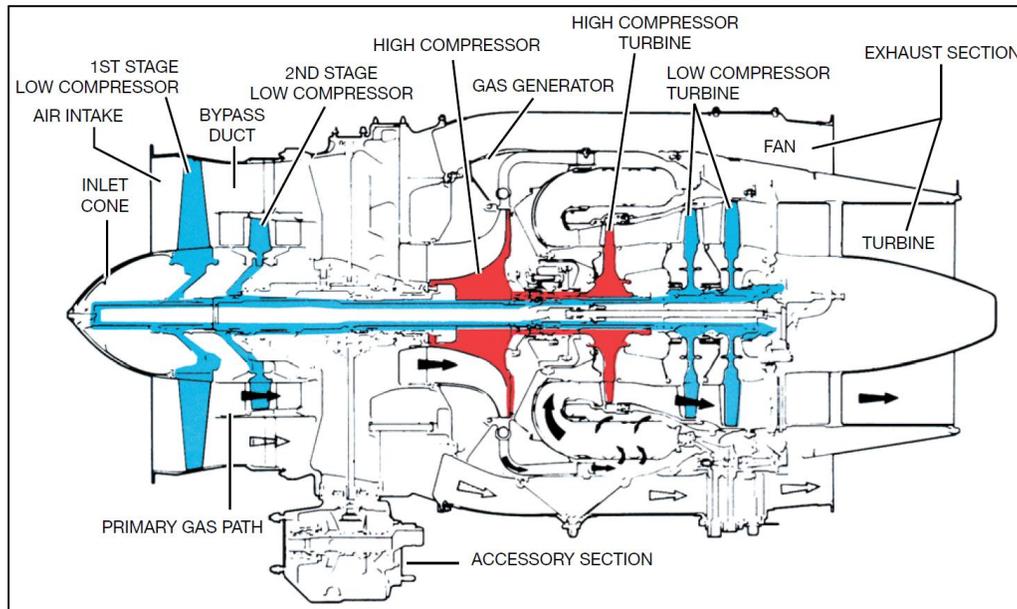


Diagrama transversal del motor JT15D-5

En cuanto a la protección contra el hielo, el BE-40 usa aire sangrado como fuente de temperatura, el cual funciona para el sistema de anti hielo en los motores, anti hielo en los planos y desempañamiento de la cabina de mando. También la aeronave usa el sistema eléctrico para usar botas deshieladoras en el empenaje y calentar los tubos pitot, borde de plano y sensor de AOA.

Para mayor información, consultar el numeral 2.2.1 Generalidades de operación del BE-40 en el presente informe.

1.18.4 Eventos de pérdidas de potencia duales en diferentes aeronaves y motores en el mundo

A continuación se realiza un resumen de los diferentes eventos similares que se han presentado desde 1987 en diferente tipo de aeronaves y sus respectivos motores:

El 21 de Agosto de 1987 un 737-300 de Air Europe, equipado con dos motores turbofan CFM56-3-B1³⁰ sufrieron una doble apagada de motores mientras descendían en lluvia y tormenta cerca de Thessaloniki, Grecia. El descenso se había efectuado en idle y la tripulación logró reencender los dos motores y aterrizar sin mayor contratiempo.

El 24 de Mayo de 1988, un 737-300 de la aerolínea TACA Airlines, equipado con los mismos motores experimentó una doble apagada durante el descenso en condiciones de fuerte precipitación y turbulencia. Los motores también estaban en idle durante el descenso. La tripulación logró reestablecer la potencia al reencender la APU y posteriormente reencendieron los dos motores, aterrizando cerca de New Orleans, Louisiana, Estados Unidos.³¹

El 16 de Enero del 2002, el Boeing 737-300 de Indonesia Airlines ³² equipado con motores turbofan CFM56-3-B1, experimentó una doble apagada de motores durante la aproximación a la ciudad de Yogyakarta en la Isla Java de Indonesia. Después de varios intentos por reencender los motores la tripulación decidió efectuar un amaraje³³ de emergencia el río Bengawan, cerca de la ciudad de Java. Como resultado del accidente, una auxiliar de vuelo falleció, 12 pasajeros sufrieron lesiones graves, 10 lesiones menores y la aeronave sufrió daños significativos. Según las imágenes del satélite NOAA-12, las imágenes indicaban que el tope de las tormentas se encontraban cerca de los 62.000 fts.

La pérdida de potencia de otros eventos similares y de los eventos nombrados anteriormente fue causada por ingestión de agua y hielo en los motores, durante ajustes de reducida potencia.

³⁰ La empresa CFM es un consorcio de General Electric Engines y Snecma, una empresa francesa fabricante de motores.

³¹ La descripción de este incidente (FTW88IA109), puede ser consultado en la página web de la NTSB: www.nts.gov.

³² Registro PK-GWA y vuelo 421.

³³ Llamado también, acuatizaje o amarizaje. En inglés es llamado "alighting on water". Es un concepto aeronáutico usado para definir cuando una aeronave por diferentes factores, realiza análogamente un aterrizaje en cualquier superficie acuática (mar, río o lago). Usualmente los amarajes son el resultado de situaciones de emergencia.

Como resultado de las investigaciones anteriores, la FAA generó el SAIB³⁴ NE-02-28 en Mayo del 2002 *“Flight in moderate to heavy rain, hail, sleet, or turbulence could adversely affect engine operation, especially at lower engine power levels”*.

Finalmente, las recomendaciones de la NTSB a la FAA fueron las siguientes:

(A-05-19) ³⁵ Completar la revisión de los estándares actuales que existen para la certificación de los motores turbofan, relacionados con ingestión de lluvia y hielo y si es necesario, revisar los estándares de los últimos datos originados por los servicios atmosféricos.

(A-05-20) ³⁶ Se requiere que todos los fabricantes de motores turbofan, trabajen con los operadores de las aeronaves y desarrollen estrategias operacionales efectivas y materiales de orientación que minimicen la posibilidad de apagada de dos motores; posteriormente la FAA deberá verificar que estas estrategias y materiales sean incorporados a los manuales de operación y programas de formación en el momento oportuno.

El 24 de Junio del 2002, el vuelo 970 de Spirit Airlines³⁷, era ejecutado por un McDonnell Douglas MD-82, desde el Aeropuerto Internacional de Denver (DEN) Colorado, Estados Unidos hasta el Aeropuerto Internacional de Lauderdale-Hollywood, Florida, Estados Unidos.

El MD-82 experimentó una pérdida gradual de potencia en sus motores JT8D-219 y la activación simultanea de la alarma auditiva de pérdida³⁸ y stickshaker a FL330 cerca de Wichita, Kansas, Estados Unidos.

Cuando la alarma de perdida se activó, los pilotos desconectaron el piloto automático, encendieron las igniciones de los motores, activaron el sistema de engine anti-ice e iniciaron un descenso.

³⁴ Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB).

³⁵ Se traduce en tiempo presente, por tratarse de recomendaciones de seguridad emitidas en su momento.

³⁶ Se traduce en tiempo presente, por tratarse de recomendaciones de seguridad emitidas en su momento.

³⁷ La descripción de este incidente (CHI02IA151), puede ser consultado en la página web de la NTSB: www.nts.gov.

³⁸ Conocida en inglés como stall warning.

La información que el radar meteorológico brindaba a la tripulación del vuelo 970 informaba sobre ecos radar, que según análisis posteriores indicaban sobre la presencia de cristales de hielo en la atmosfera. De acuerdo a la NRS³⁹ estos cristales de hielo normalmente no generan mayor inconveniente, sin embargo, hacen hincapié que estos cristales de hielo no se adhieren a la estructura de la aeronave en donde típicamente se adhiere el hielo estructural del cual en el mundo de la aviación se ha hablado mucho⁴⁰, uniéndose y bloqueando la entrada de aire de los motores y que en caso de los motores JT8D-219 que usan EPR⁴¹ puede generar indicaciones erráticas de potencia.

Una circunstancia similar en este tipo de motores se presentó el 13 de Enero de 1982, en el accidente de Air Florida, vuelo 90, en una aeronave tipo Boeing 737 que se accidentó en el río Potomac después de despegar del Aeropuerto Washington, se evidenció que adicional a la nieve que contaminó los planos, las sondas de presión de ingreso de aire se encontraron parcialmente bloqueadas por hielo y nieve, arrojando información errónea EPR a la tripulación⁴².

Regresando al evento del vuelo 970 de Spirit Airlines del 2002, la investigación concluyó que la tripulación incumplió lo establecido en relación al uso del sistema engine anti-ice y que debido a que este sistema no se estaba usando al ingresar en condiciones de hielo, los cristales de hielo se adhirieron a las sondas de presión de ingreso de aire, causando que las indicaciones del EPR incrementaran hasta alcanzar los límites EPR del autothrottle, mientras que la potencia de los motores y la velocidad estaban disminuyendo, causando un incremento del ángulo de ataque hasta ingresar en la condición de pérdida.

En relación a este evento, las recomendaciones de la NTSB a la FAA fueron las siguientes:

(A-04-34) Establecer, expedir y publicar un boletín de información estándar a los principales inspectores de operación para alertar a todas las tripulaciones que puedan ser afectadas por las condiciones que afectaron al vuelo 970 de Spirit Airlines, para enfatizar sobre la necesidad de mantener vigilancia a los signos de condiciones de cristales de hielo

³⁹ Organismo de la FAA llamado National Resource Specialist.

⁴⁰ Tales como planos, controles de vuelo, empenaje y cabina de pilotos.

⁴¹ Engine pressure ratio (EPR) es una medición de la potencia de los motores. Se basa en una relación de la presión total de gases de salida, dividida por la presión total de aire que ingresa al motor. En los motores JT8D, la presión de aire total que ingresa al motor se mide desde un domo en la parte frontal de los motores.

⁴² Para profundizar en este accidente, consulte: "Collision with 14th Street Bridge Near Washington National Airport", AirFlorida vuelo 90, Boeing 737-222, N62AF, Washington, D.C., Enero 13, 1982. NTSB/AAR-82-8 (Washington, DC: NTSB, 1982).

a altas altitudes, los efectos que estas condiciones pueden tener sobre el rendimiento de aeronaves y motores, y sobre el uso apropiado de los sistemas anti hielo.

En respuesta a esta recomendación, la FAA emitió el 30 de Junio del 2004 el FSAT⁴³ 04-02 titulado "High Altitude Icing Conditions", que provee guía y prácticas recomendadas en relación a cristales de hielo a grandes altitudes.

(A-04-35) Una activa investigación entre los fabricantes de motores y otro personal de la industria de la aviación, para desarrollar un detector de hielo que pueda alertar a las tripulaciones sobre hielo en las áreas de ingreso de aire a los motores, para que sean instalados en las nuevas producciones de aeronaves turbo jet y en las que existen en la actualidad.

Sin profundizar en más datos, el 1 de Junio del 2006 un Airbus 330 de Qatar Airlines experimentó apagado de sus dos motores General Electric CF6-80E1, mientras la aeronave descendía en condiciones IMC para aterrizar en el Aeropuerto de Shanghai, Republica de China.

1.18.5 Eventos similares en el equipo BE-40 en el mundo.

Después de abordar algunos eventos que se han presentado en otras aeronaves, se hace imperativo abordar los 4 eventos que se han presentado desde el año 2002 en diferentes series⁴⁴ del equipo Beechjet 400 con motores turbofan Pratt & Whitney Canada (P&WC) JT15D-5.

El 12 de Julio del 2004 la aeronave N455CW⁴⁵ se encontraba cumpliendo un plan de vuelo IFR, volando desde Duncan, Oklahoma, Estados Unidos hasta Fort Myers, Florida, Estados Unidos. En el descenso desde FL410 a FL 330 en condiciones IMC sobre el Golfo de México, la aeronave perdió potencia en sus dos motores. Después de varios intentos de reencender los motores, la tripulación logró reencender el motor derecho a 10.000 fts y aterrizaron en Sarasota, Florida sin mayor contratiempo. La tripulación y sus siete pasajeros resultaron ilesos.

En las entrevistas posteriores al evento, la tripulación informó que posterior a la autorización de descenso a FL330, iniciaron el descenso y percibieron un ruido⁴⁶ desde la parte trasera

⁴³ FSAT significa Flight Standards Information Bulletin for Air Transportation.

⁴⁴ Serie del HK4756 es RK-212.

⁴⁵ La descripción de este incidente (ENG04IA021), puede ser consultado en la página web de la NTSB: www.nts.gov.

⁴⁶ Según la tripulación, fue un ruido parecido a un "bang" desde la parte trasera de la aeronave.

de la aeronave, cuando descendían por FL390. Al analizar las condiciones de emergencia y al evidenciar pérdida de presurización, la tripulación identificó la falta de potencia en los dos motores.

Los investigadores detectaron que el sonido reportado por la tripulación fue causado por la apagada de los dos motores. Las inspecciones en tierra arrojaron que el reglaje de los motores en las diferentes posiciones de las palancas de potencia era coherentes. Se efectuaron pruebas con motores encendidos y las diferentes indicaciones a cada ajuste de potencia no presentaban inconformidad. Los diferentes componentes electrónicos de funcionamiento del motor, funcionaron normalmente. Las pruebas de combustible revelaron que el FSII ⁴⁷ se encontraba en 0.09% por volumen, cumpliendo los requerimientos para combustible tipo JET A.

El 28 de Noviembre del 2005, la aeronave N691TA⁴⁸ se encontraba nivelada a FL380, volando desde Indianapolis, Indiana, Estados Unidos hasta Marco Island, Florida, Estados Unidos, bajo reglas de vuelo IFR en VMC. La tripulación fue autorizada a descender a FL330 cuando dos fuertes ruidos fueron percibidos en la cabina desde el motor derecho y luego desde el motor izquierdo, acompañados de pérdida de potencia en los dos motores.

En entrevistas posteriores, la tripulación informó que las indicaciones RPM de los dos motores indicaban 0%. La tripulación efectuó los procedimientos de emergencia indicados y entre ellos tres intentos de reencendido que fueron insatisfactorios⁴⁹, mientras que la indicación de rotación de los motores continuaba en 0%. La tripulación también informó que decidieron no realizar más intentos porque durante el descenso ingresaron en condiciones IMC y debían economizar corriente eléctrica para conservar la indicación de actitud y sistemas de navegación.

La tripulación efectuó un aterrizaje sin potencia en Jacksonville, Florida. Estados Unidos, sin presentar lesiones a sus dos tripulantes, ni daños a la aeronave.

⁴⁷ Significa Fuel System Icing Inhibitor (FSII), normalmente conocido como PRIST. Es un aditivo para combustibles de aviación que previene la formación de hielo en el combustible. A medida que las aeronaves ascienden y las temperaturas descienden, lo que conlleva a que si el combustible contiene agua, ésta se congele y bloquee las líneas o filtros de combustible. También retarda la formación de microorganismos u hongos en los tanques de combustible.

⁴⁸ La descripción de este incidente (DCA06IA007), puede ser consultado en la página web de la NTSB: www.nts.gov.

⁴⁹ La tripulación informó que durante cada intento de reencendido, el voltaje de la batería descendía desde 28 volt a 8 volt.

Las acciones de campo efectuadas en Jacksonville revelaron que el reglaje de los dos motores se encontraba acorde con los requerimientos de mantenimiento. Los sistemas anti hielo se encontraron con operación apropiada.

Las pruebas de motores arrojaron que ambos motores mantenían las velocidades apropiadas para cada ajuste de potencia, sin exceder ningún límite. Se pudo comprobar que la operación de los sistemas de control de los motores era totalmente normal. Las pruebas de combustible revelaron que el FSII se encontraba en 0.085% a 0.099% por volumen, cumpliendo los requerimientos para combustible tipo JET A.

El 14 de Junio del 2006, la aeronave N440DS⁵⁰ se encontraba volando en reglas IFR a FL380, desde Quonset, Rhode Island, Estados Unidos a Charleston, South Carolina, estados Unidos.

La tripulación compuesta por dos pilotos reportó en entrevistas oficiales, que en vuelo de crucero los dos motores se apagaron inadvertidamente al reducir potencia y que al momento de estar descendiendo por FL300 el motor izquierdo reencendió autónomamente, y de igual manera lo hizo el derecho al cruzar por FL240.

Así mismo, la tripulación informó que antes de que se presentara la apagada de los dos motores, las condiciones de vuelo en crucero eran visuales, volando sobre nubes remanentes de la tormenta tropical Alberto. Cuando el ATC les ordenó un cambio de rumbo que los dirigía directo a nubes en crecimiento con corrientes ascendentes, la tripulación tomó la decisión de utilizar el sistema engine anti-ice, pero antes de esto, la tripulación seleccionó las igniciones de ambos motores y posteriormente en concordancia con lo establecido en el

⁵⁰ La descripción de este incidente (ENG06IA020), puede ser consultado en la página web de la NTSB: www.nts.gov.

AFM de Beechjet 400A, redujo potencia desde 101.5%N1 a 89.5%N1 antes de encender el engine anti-ice, para prevenir exceder los límites ITT ⁵¹ ⁵².

Tan pronto la tripulación redujo potencia los dos motores se apagaron simultáneamente⁵³, lo cual dio inicio a los procedimientos de emergencia establecidos. Una vez aterrizados en Norfolk, Virginia, Estados Unidos, las inspecciones de mantenimiento no detectaron discrepancias técnicas en los motores⁵⁴. Así mismo, las muestras de combustible revelaron que el FSII se encontraba acorde a lo establecido para combustible JET A, con una concentración de 0.13%.

Adicionalmente a los tres eventos anteriores, Ratheon reportó que el 23 de Abril del 2000 la aeronave serie RK-122 de matrícula brasilera PT-WJS, en un vuelo desde Curazao, Antillas hacia Belén, Brasil, se encontraba a FL410 cuando el motor izquierdo se apagó, seguido del motor derecho dos segundos después, la tripulación logró reencender el motor

⁵¹ Se efectúa la transcripción del documento original. *“The pilots reported that they turned the ignition on and then in accordance with the instructions in the Beechjet 400A AFM for activating engine anti-ice, they reduced the power from 101.5 percent N1 to 89.5 percent N1 before turning on the anti-ice to prevent the engines from exceeding the interturbine temperature (ITT) limit”*.

Extraído del documento de fecha 25 de Agosto del 2005, emitido por la NTSB para la FAA en relación a las recomendaciones (A-06-56, 57, 58 y 59) producto de las investigaciones iniciales de pérdidas de potencia en aeronaves Beechjet 400A. El proceso investigativo del GRIAA, AIG Colombia identificó que la restricción de reducir potencia a 90%N1 o inferior existe para seleccionar el wing anti-ice. Sin embargo, aunque se hace claridad en este aspecto tan importante, solo se hace una transcripción sobre mencionado documento emitido por la NTSB y no se pretende de ninguna manera opinar o generar crítica sobre este aspecto.

El presente pie de página se hace con el fin de no generar confusión entre las restricciones que el GRIAA, AIG Colombia detectó sobre el uso del sistema wing anti-ice del equipo BE-40.

⁵² La NTSB consideró que los motores JT15D-5 tienen suficiente margen de temperatura ITT y que la reducción de potencia es innecesaria: *“The JT15D-5 engine used on the Beechjet 400A airplane has sufficient ITT margin such that power does not need to be reduced when engine anti-ice is selected”*. Extraído del documento de fecha 25 de Agosto del 2005, emitido por la NTSB para la FAA en relación a las recomendaciones (A-06-56, 57, 58 y 59) producto de las investigaciones iniciales de pérdidas de potencia en aeronaves Beechjet 400A, pagina 4 de 9.

⁵³ La tripulación comentó que no alcanzó a seleccionar el sistema engine anti-ice antes de que los motores se apagaran.

⁵⁴ La NTSB tuvo conocimiento de este evento hasta dos días después de que la aeronave despegara de Norfolk, Virginia; por lo tanto no se efectuaron pruebas a la aeronave. Sin embargo, la NTSB obtuvo las muestras de combustible de la aeronave que se tomaron en Norfolk.

izquierdo cuando cruzaba FL240, pero nunca pudo reestablecer la potencia del motor derecho.

La tripulación se desvió hacia Macapa, Brasil en donde aterrizó sin otro contratiempo. Los investigadores detectaron que el combustible que se suministró en Curazao no contenía inhibidores de hielo⁵⁵.

La evaluación que la NTSB realizó a estos eventos, consideró inicialmente que la concentración FSII era una posible causa de las apagadas múltiples de los motores JT15D-5, teniendo en cuenta que el caso del N455CW tenía 0,023 % de concentración FSII en comparación con la concentración requerida de 0,10% a la 0,15% de FSII para este combustible; y adicionalmente el caso del PT-WJS en Brasil que no tenía FSII en el combustible a bordo. Sin embargo, los niveles de concentración FSII en el combustible de las demás aeronaves involucradas en casos similares, se encontraban cerca de los niveles FSII requeridos.

Adicionalmente, una de las empresas operadora de BE-40 con aeronaves involucradas en dos de los eventos anteriores, reportó que después de que se dieran directrices a las tripulaciones para asegurarse que el FSII fuera suministrado con el combustible, varios pilotos informaron que habían encontrado que los operadores de carrotanque de combustible se descuidaban para encender el sistema de inyección FSII y éste inhibidor no estaba siendo suministrado realmente, por lo tanto la NTSB consideró que es probable que numerosos vuelos han tenido lugar sin los niveles adecuados de FSII, sin incidentes aparentes. Este análisis originó pensar en que fuera otro el factor que generara los apagados duales de motores JT15D-5.

Por lo anterior, la NTSB orientó sus esfuerzos en analizar los efectos del agua y de los cristales de hielo a grandes altitudes en el rendimiento de los motores turbojet.

La NTSB ⁵⁶ tuvo en cuenta los argumentos de los especialistas en engelamiento de motores de la FAA, quienes aseguraron que las tormentas convectivas pueden elevar grandes cantidades de humedad a la atmosfera superior, causando que los cristales de hielo se encuentren muy por encima a los topes de las tormentas.

En el momento en que los motores de la aeronave involucrada en el evento de Sarasota, el avión estaba volando en condiciones IMC, y el CVR registró que los pilotos comentaron acerca de las tormentas convectivas en la zona en la que estaban volando. Los pilotos del avión involucrado en el evento Jacksonville, informaron de que estaban volando en VMC,

⁵⁵ El combustible Jet A-1 es basado en kerosene, con un máximo punto de engelamiento de -58°F. En comparación con el combustible JET A cuyo punto máximo de engelamiento es de -40°F.

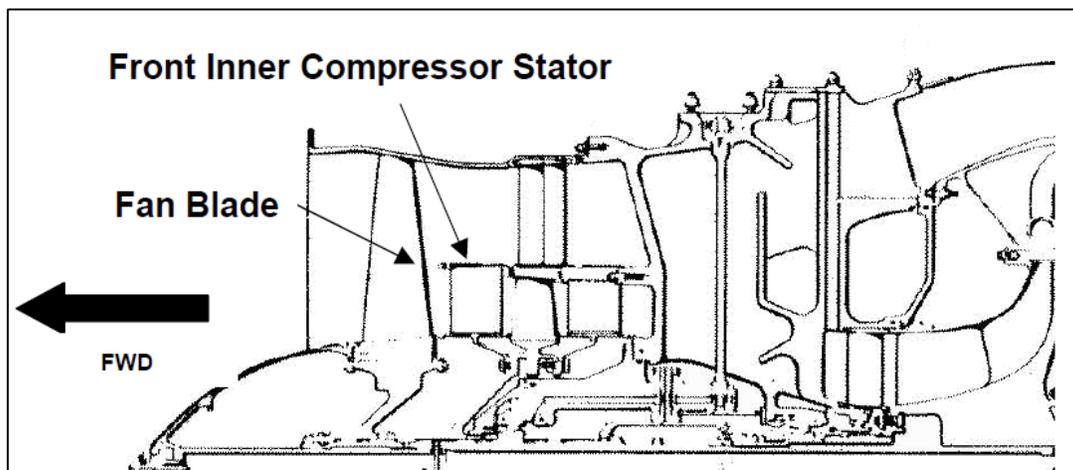
⁵⁶ Extraído del documento de fecha 25 de Agosto del 2005, emitido por la NTSB para la FAA en relación a las recomendaciones (A-06-56, 57, 58 y 59) producto de las investigaciones iniciales de pérdidas de potencia en aeronaves Beechjet 400A, pagina 4 de 9.

cuando los motores se apagaron. También informaron, que habían estado dentro y fuera de los toques de nubes poco antes de que sus motores se apagaran.

Los análisis meteorológicos demostraron que ambas aeronaves estaban volando sobre áreas con presencia de aire ascendente proveniente de las tormentas convectivas al inferior de las rutas de vuelo. En el momento en el que los motores del avión involucrado en el Evento de Norfolk, se estaba operando en un entorno donde predominaban condiciones remanentes de la tormenta tropical Alberto desde el norte, con presencia de tormentas convectivas con toques de 55.000 fts. En referencia a las condiciones meteorológicas, la NTSB mencionó que aunque no se sabe cómo eran las condiciones meteorológicas en el evento de Brasil, es bien sabido que sistemas convectivos de tormenta son casi una ocurrencia diaria en esa parte del mundo.

Después de los acontecimientos de Sarasota y Jacksonville, la P&WC realizó un estudio para determinar si era posible que los cristales de hielo a gran altitud se adhirieran y se aglomeraran al interior de los motores JT15D-5, hasta el punto de apagarse. El análisis reveló que sin usar el sistema engine anti-ice sí era posible que los cristales de hielo se aglomeraran y agruparan en la parte frontal del compresor estator y que la aglomeración de estos cristales originaban un "compressor surge" y/o la apagada de los mismos.

Los resultados de los estudios también sugirieron que los cristales de hielo pueden derretirse cuando pasan por la sección del fan, debido a un incremento de temperatura al comprimir el aire, y posteriormente se adquieren y congelan nuevamente en la parte frontal del compresor estator⁵⁷.



Vista de la parte delantera de un motor JT15D-5, haciendo énfasis en la sección estatora

⁵⁷ Extraído del documento de fecha 25 de Agosto del 2005, emitido por la NTSB para la FAA en relación a las recomendaciones (A-06-56, 57, 58 y 59) producto de las investigaciones iniciales de pérdidas de potencia en aeronaves Beechjet 400A, pagina 5 de 9.

En este tipo de motores la turbina de baja consta del fan y etapas posteriores de etapas estatoras de compresión. Cuando se activa el sistema anti-hielo de los motores, las etapas estatoras, borde de entrada del motor y el cono de ingreso de aire son calentadas por aire comprimido caliente proveniente del compresor de alta presión, para prevenir la formación de hielo.

En agosto del 2006, la NTSB consideró que la FAA debería requerir inmediatamente a las tripulaciones de Beechjet 400 sobre la activación del sistema de ignición y anti-hielo al operar a grandes altitudes cerca de actividad convectivas o antes de cualquier reducción de potencia, a no ser de que las tripulaciones puedan verificar que no hay humedad visible o que no se está volando cerca de actividad convectiva⁵⁸.

De igual manera, la NTSB manifestó que después de los eventos investigados en el equipo Beechjet 400, se aprendió que existe una percepción general por parte de las tripulaciones que vuelan a grandes altitudes, de que los cristales de hielo no son un peligro. Esta percepción es reforzada por el hecho de que los cristales de hielo no se adhieren a la estructura de la aeronave, en donde puede verificarse visualmente.

Después de las recomendaciones de la NTSB posterior al evento de Jacksonville, Raytheon emitió un comunicado de seguridad llamado Safety Communiqué N.269 dirigido a los operadores así:

Operators are also reminded that no lower temperature limit exists for the operation of anti-ice systems. Operators should be aware that air moving through the engine experiences a significant temperature increase as it passes through the compressor section. This increase could bring the air temperature to a range where internal ice formation might occur if Engine Anti-Ice were not operating. Operators should not assume ice formation to be impossible at very low ambient temperatures (i.e. -30 deg C or colder).

La NTSB consideró que el Safety Communiqué N.269 brindaba información importante en relación a precauciones sobre la formación de hielo, sin embargo, hizo énfasis en que mencionada información debería estar publicada en un formato más formal, como por ejemplo el AFM.

⁵⁸ Extraído del documento de fecha 25 de Agosto del 2005, emitido por la NTSB para la FAA en relación a las recomendaciones (A-06-56, 57, 58 y 59) producto de las investigaciones iniciales de pérdidas de potencia en aeronaves Beechjet 400A, página 7 de 9: *“The Safety Board believes that the FAA should immediately require Beechjet 400 pilots to activate the engine ignition and anti-ice systems at high altitude whenever they are in or near visible moisture, or near convective storm activity, or before any power reduction unless the pilots can verify that the airplane is not in or near visible moisture or convective storm activity”*.

La Hawker Beechcraft Corporation incorporó el Safety Communiqué N.269 en el AFM del Beechjet 400, sección 4, procedimientos normales así:

NOTE

There is no lower temperature limit for the operation of anti-ice systems. Do not assume ice formation is not possible at very low ambient temperatures (i.e. -30°C or colder).

Nota aclaratoria en la explicación de la operación de los sistemas anti-ice, Hawker Beechcraft Corporation, AFM, Section 4, Normal Procedures⁵⁹

Para finalizar el recuento de los cuatro eventos de doble apagada de motores en las aeronaves Beechjet 400 desde el año 2002, la NTSB remitió a la FAA las siguientes cuatro recomendaciones:

(A-06-56) Urgente. Requerir inmediatamente a las tripulaciones de Beechjet 400 el activar el sistema de ignición y anti hielo a grandes altitudes cuando estén volando en o cerca de humedad visible, o cerca de actividad convectiva, o antes de cualquier reducción de potencia a no ser de que las tripulaciones puedan verificar que no estén en o cerca de humedad visible o actividad convectiva.

(A-06-57) Requerir a Raytheon que incorpore la información relacionada con la operación del sistema anti hielo y la formación de hielo, contenida en el Safety Communiqué N.269 en los AFM de las aeronaves Beechjet 400.

(A-06-58) Incorporar la información relacionada con la operación del sistema anti hielo y la formación de hielo, contenida en el Safety Communiqué N.269 de Raytheon en los AFM de otras aeronaves con motores JT15D.

(A-06-59) Trabajar con fabricantes de motores y aeronaves, personal de la industria y autoridades de aeronavegabilidad, en una búsqueda activa para desarrollar detectores de hielo que puedan alertar a las tripulaciones sobre hielo interno en los motores y requerir que sean instalados en nuevas producciones de motores turbojet, como también en aquellos motores turbojet existentes.

⁵⁹ Documento consultado: AFM Junio 23 del 2011/167B, aprobado por la FAA.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Consulta de normatividades, investigaciones previas, teorías de englamiento en motores.
No se efectuaron simulaciones.

2. ANÁLISIS

2.1 Condiciones meteorológicas⁶⁰

Se realizaron análisis meteorológicos usando diferentes herramientas de entidades de alta pericia técnica, experiencia analítica y de experticia de alto nivel profesional para brindar productos meteorológicos confiables.

El análisis contempló la observancia minuciosa de la evolución de las condiciones meteorológicas desde las 00:15 UTC hasta las 07:45 UTC del 29 de Julio del 2015, lo que significa que esta evaluación estudió el comportamiento convectivo desde cuatro (04) horas antes del incidente grave hasta tres (03) horas después de que el HK4756 aterrizara en SKPQ.

A las 00:15 UTC la tripulación del HK4756 aún se encontraba en KFLY y a esa hora se evidenciaba un complejo convectivo sobre el departamento del Chocó, advectando humedad hacia el departamento de Antioquia, favoreciendo la presencia de un sistema de mal tiempo de menor proporción ubicado sobre OTÚ/VOR recargado al oeste hasta 20 millas náuticas. En el Punto Nominando de Interés (PNI), predominó la nubosidad de tipo estratocúmulo alcanzando niveles medios.

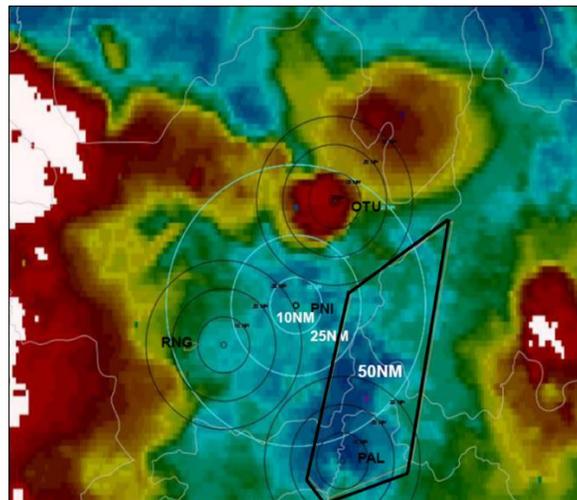


Imagen satelital de las 00:15 UTC del 29 de Julio del 2015

⁶⁰ Para referencia de escalas de temperaturas, consultar anexo "E" Escalas de temperaturas de imágenes satelitales con realce Oklahoma.

Para las 00:45 UTC se observó predominio de nubes fragmentadas. Por otra parte la formación de mal tiempo ubicada al oeste de OTÚ/VOR presentó topes más fríos, situación que evidenció desarrollo vertical del cumulonimbos, el cual alcanzó su fase de madurez generando lluvias de moderada intensidad, techo bajo y vientos fuertes.

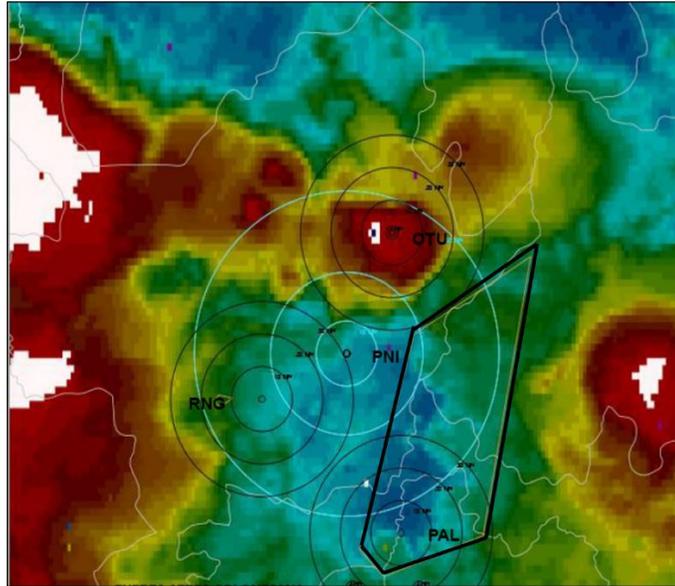


Imagen satelital de las 00:45 UTC del 29 de Julio del 2015

A la 01:15 UTC, es decir tres (03) horas antes del incidente grave, se observó disipación de la formación de mal tiempo sobre el OTÚ/VOR dejando nubosidad fragmentada, sin embargo en el sector de Ituango (30 NM al Noroeste de OTÚ/VOR) se presentó desarrollo convectivo de la nubosidad, alcanzando topes muy fríos y originando fenómenos de tormenta eléctrica y lluvias.

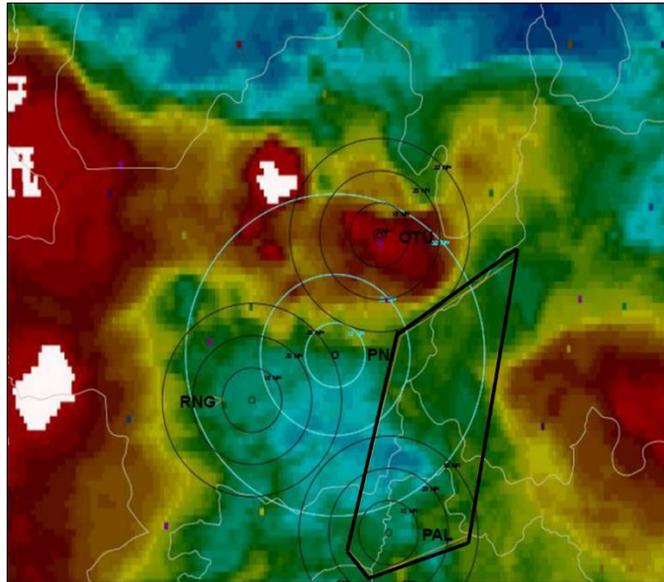


Imagen satelital de las 01:15 UTC del 29 de Julio del 2015

Treinta (30) minutos después se evidenció disipación de la nubosidad que afectaba el área de Ituango, así mismo se observó nubosidad tipo cumuliforme con desarrollo vertical y bastante humedad ingresando por el Este, desde el área restringida SKR10, posiciones ARMIR y ASANO desplazándose del sureste hacia el área de estudio.

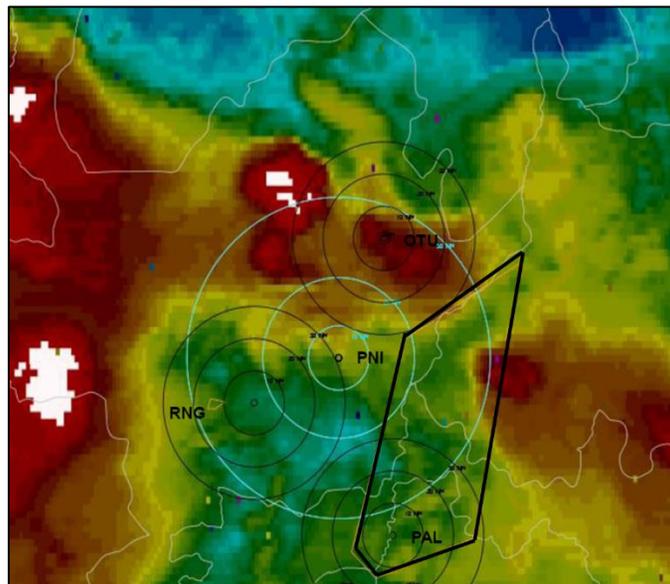


Imagen satelital de las 01:45 UTC del 29 de Julio del 2015

Siendo las 02:15 UTC se evidenció una tormenta unicelular con desarrollo convectivo en fase de formación, producida tanto por el ingreso de la nubosidad y humedad proveniente del Este, como por la nubosidad desgarrada de los dos sistemas en disipación ubicados en inmediaciones de OTÚ/VOR. En el área de estudio se observaron condiciones de lluvias y lloviznas. Para las 02:45 UTC, además del desarrollo vertical de la nubosidad acompañada de lluvias y tormentas eléctricas, se observaron múltiples células de tormenta en desarrollo especialmente al Este, establecidas sobre la parte norte del área restringida SKR10 al Noroeste de SKPQ, las cuales se desplazaron hacia el Oeste aglomerándose y dejando condiciones adversas como lluvias fuertes, tormenta eléctrica, vientos fuertes, turbulencia y engelamiento en el área de estudio.

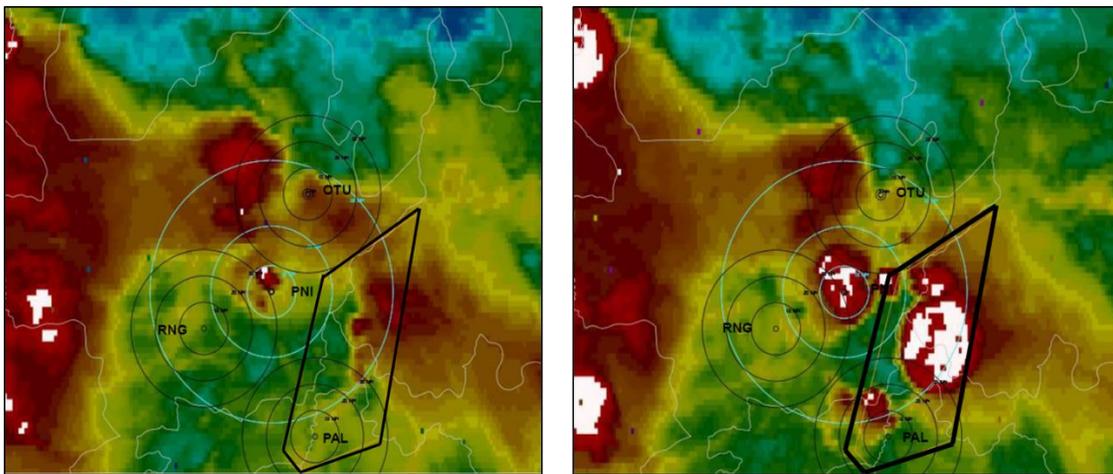


Imagen satelital de las 02:15 y 02:45 UTC del 29 de Julio del 2015

Posteriormente a las 03:15 UTC, exactamente una (01) hora antes de que el HK4756 presentara la apagada de los dos motores, se observó la agrupación de los diferentes sistemas convectivos en la parte norte del área restringida SKR10. Este sistema convectivo en su estado de madurez presentó topes bastante fríos, alcanzando niveles de vuelo aproximadamente hasta FL600, dejando como resultado vientos ascendentes y descendentes, presencia de engelamiento severo, turbulencia y lluvias fuertes.

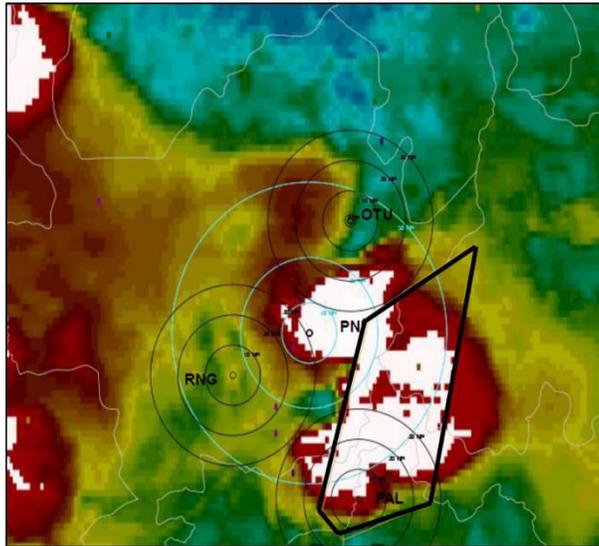


Imagen satelital de las 03:15 UTC del 29 de Julio del 2015

A las 04:15 UTC, hora del evento, la actividad convectiva continuó su desarrollo de forma más organizada, alcanzando los topes de temperatura más fríos (-70°C), compuesto por múltiples células de tormenta, generando fenómenos meteorológicos adversos, tales como tormenta severa, engelamiento severo, fuertes vientos ascendentes y descendentes, turbulencia de moderada a severa.

A las 04:45 UTC inició la disipación lenta del complejo convectivo acompañado de fuertes precipitaciones. Se observó además la desintegración en dos núcleos principales manteniendo las tormentas eléctricas severas y turbulencia en el área de estudio.

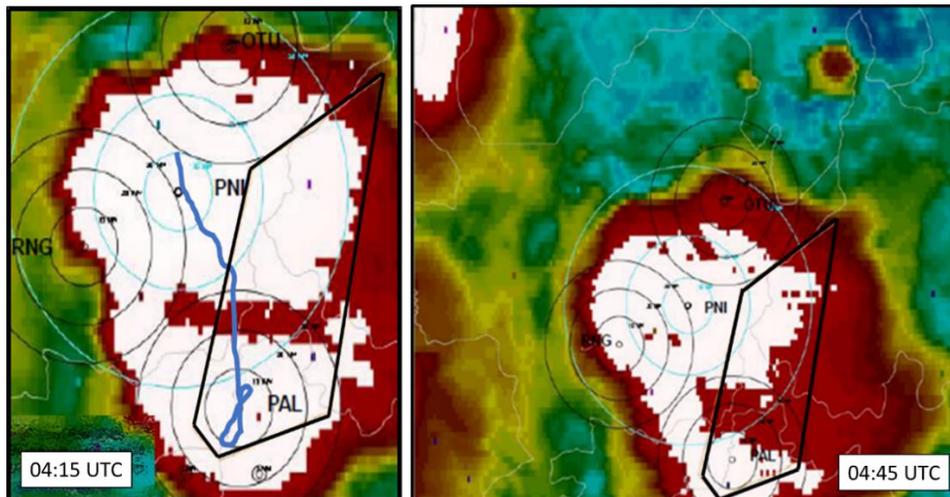


Imagen satelital de las 04:15 UTC y 04:45 UTC del 29 de Julio del 2015

Siendo las 05:45 UTC continuó la fase de disipación paulatina del complejo convectivo, se observaron topes menos fríos con presencia de nubosidad cubierta y fragmentada en niveles bajos y medios, igualmente se desgarró nubosidad tipo cirrus en niveles altos en los extremos del sistema, por otra parte continuaron los fenómenos de precipitación moderada, oscurecimiento y tormenta eléctrica. Se observó que inició el desarrollo de un nuevo sistema ubicado al norte de OTÚ/VOR después de 40NM. A las 06:15 UTC, es decir dos (02) horas después del evento, se observó predominio de nubosidad fragmentada en todos los niveles en un radio de más de 50NM, dejando presencia de actividad eléctrica, lluvias y lloviznas en el sector. Persistieron algunas nubes de tormenta hacia oeste de SKPQ. Continuó el desarrollo de la nubosidad al norte, denotando inestabilidad atmosférica en el área general.

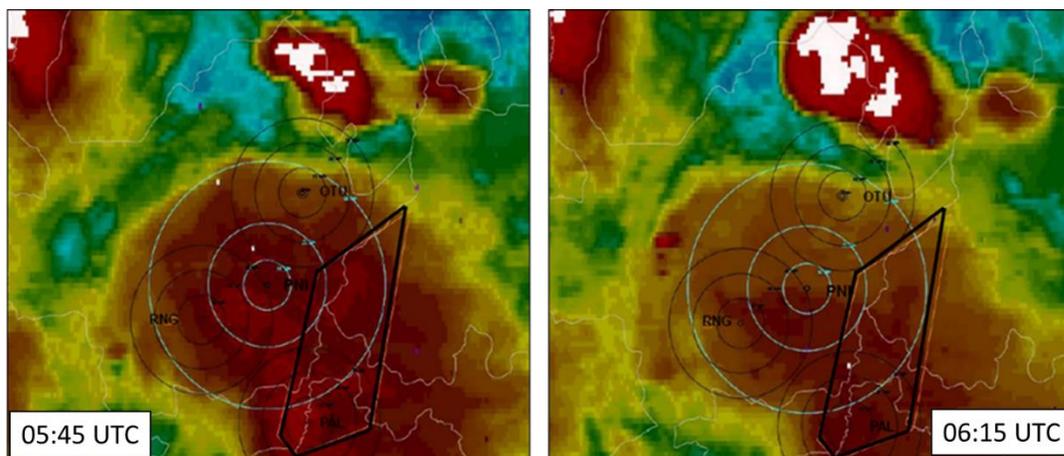


Imagen satelital de las 05:45 UTC y 06:15 UTC del 29 de Julio del 2015

Para las 06:45 UTC, 07:15 UTC y 07:45 UTC, los sistemas de nubosidad tuvieron tendencia a seguir disipándose y fragmentándose paulatinamente, dejando nubosidad fragmentada y fenómenos de lluvias y lloviznas. Hacia el norte de OTÚ/VOR continuó el desarrollo de la nubosidad de mal tiempo, se observó el desplazamiento de este sistema convectivo hacia el área de estudio, el cual después inició su disipación.

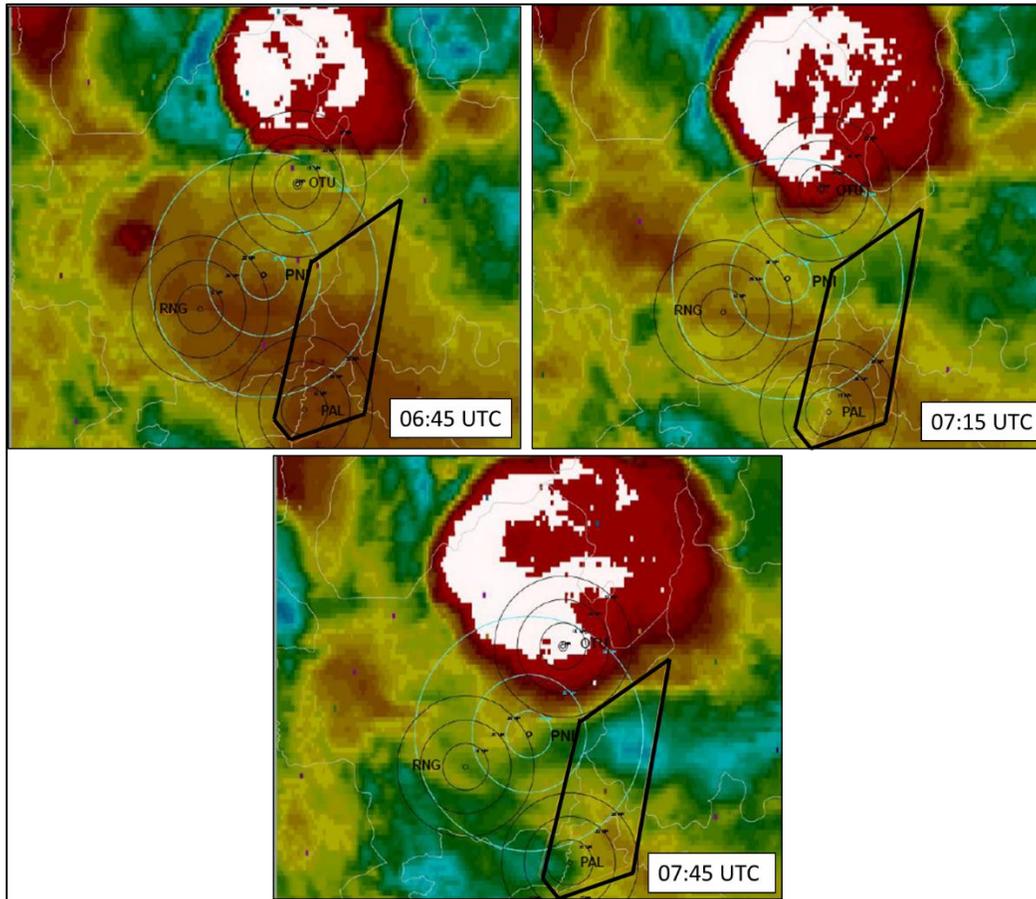


Imagen satelital de las 06:45 UTC, 07:15 UTC y 07:45 UTC del 29 de Julio del 2015

Para determinar el comportamiento del viento en altura se analizaron las cartas pronosticadas a las 00:00 UTC del 29 de Julio de 2015 por el modelo WRF 3.3. Se consultaron las cartas en los niveles FL450, FL240 y AL5000, niveles altos, medios y bajos de la troposfera, para las 03:00 UTC y 06:00 UTC del día 29 de Julio. Lo anterior, con la finalidad de suplir la carencia de datos de esta variable, puesto que no se contó con instrumentos que realizaran la medición en tiempo real. Para el nivel de vuelo FL450 a las 03:00 UTC el modelo pronosticó vientos predominantes del noreste con intensidades que oscilaron entre 10 y 15 nudos, con circulación anticiclónica en altura, favoreciendo el desarrollo vertical de la nubosidad.

En cuanto a las condiciones meteorológicas en los aeródromos de SKRG, SKPQ y SKBO, el análisis determinó que en el Aeropuerto Internacional de Rionegro (SKRG), predominaron las condiciones meteorológicas visuales durante las primeras horas de la noche. Después de las 03:00 UTC se observaron relámpagos hacia noreste y Este y a partir de las 05:00 UTC se presentó un incremento en la nubosidad en capas medias acompañadas de Cumulonimbus, tormenta eléctrica, lluvia y reducción de la visibilidad, por fenómenos que se extendieron hasta las 08:00 UTC. Después de las 09:00 UTC retornaron las condiciones visuales en el aeródromo.

En el Aeródromo de Palanquero (SKPQ) predominaron las condiciones meteorológicas visuales, sin embargo se observó bastante nubosidad fragmentada en capas bajas y medias con presencia de tormenta en las vecindades y lluvias aisladas después de las 07:00 UTC.

Para finalizar, en el Aeropuerto Internacional El Dorado (SKBO) predominaron las condiciones meteorológicas visuales, sin embargo se apreció que en las primeras 4 horas del lapso de estudio se presentaron lloviznas y lluvias aisladas que se disiparon después de las 03:00 UTC.

La imagen de engelamiento para las 00:00 UTC del 29 de Julio del 2015 muestra que entre 15.000ft y FL300 para el lapso comprendido entre las 00:00 UTC y las 05:59 UTC se pronosticaba engelamiento ligero a moderado, sobren los departamentos de Antioquia, Caldas y Santander.

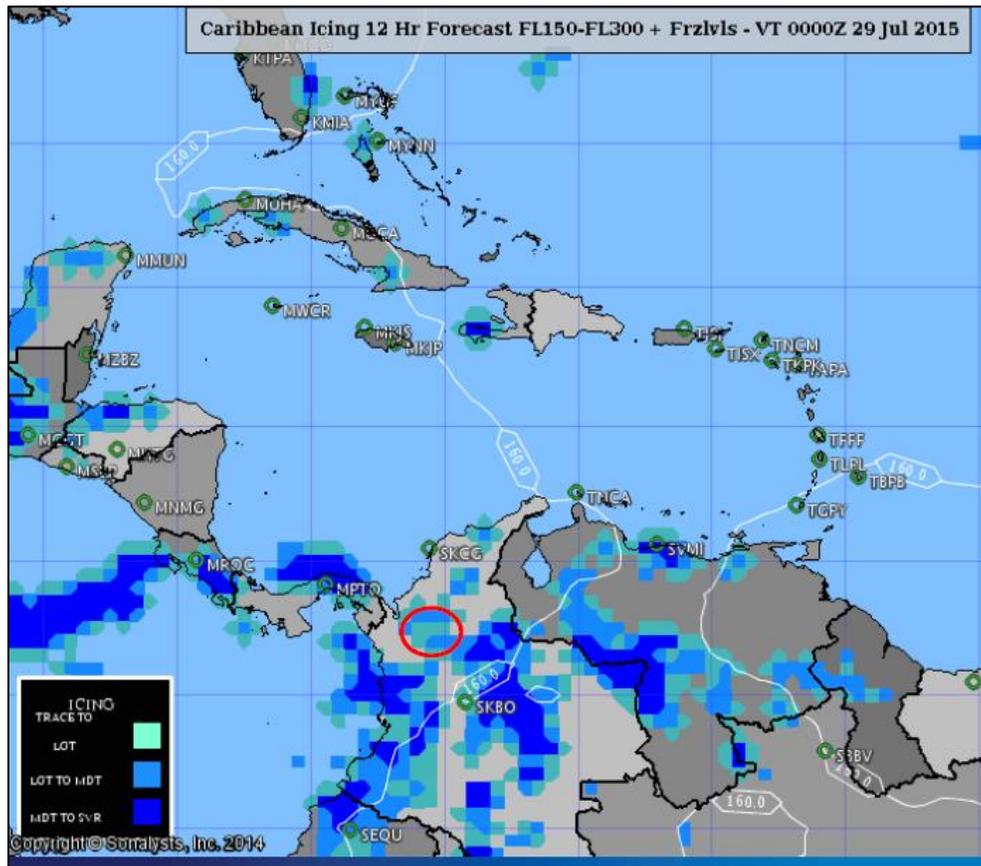


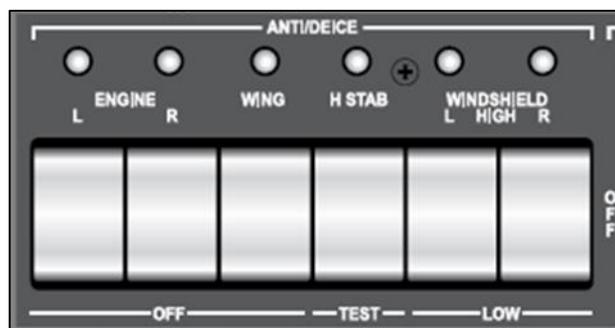
Imagen de engelamiento para las 00:00 UTC del 29 de Julio del 2015 entre 15.000 fts y FL300

2.2 Operación del BE-40

2.2.1 Generalidades de operación del BE-40

En la sección 3 del Pilot Operating Manual, se describe claramente los diferentes sistemas de la aeronave. Enfocando al sistema de protección contra el hielo y lluvia (Ice and rain protection) el BE-40, el manual menciona que la aeronave cuenta con subsistemas de protección contra el hielo, anti hielo, desempañamiento y lluvia. Estos subsistemas se dividen en tres tipos: Sistema de anti hielo en las entradas de los motores, sistema de anti hielo en los planos y sistema de desempañamiento en cabina (windshield).

De igual manera, describe que para calentar el exterior de la cabina de pilotos (windshield), el estabilizador horizontal, tubos pitot y sensor de ángulo de ataque se usa fuente eléctrica.



Principales interruptores del sistema⁶¹

En cuanto al sistema engine anti-ice, cada motor tiene instalado sus componentes del sistema para prevenir el desarrollo de hielo en las entradas de los motores. El sistema utiliza aire sangrado de los motores que proviene con alta temperatura desde el compresor, que calienta la circunferencia de la entrada de aire del motor y la etapa estatora del compresor de baja. De igual manera, este aire sangrado calienta el cono del fan (inlet cone) y la sonda T1 (T1 temperature probe).

Al seleccionar los interruptores de engine anti-ice se abren las válvulas respectivas que dan operación al sistema. Si durante la operación del sistema, la temperatura está por debajo de 48°C la luz ámbar anunciadora ENG ICE TEMP LO se iluminará, brindando a la tripulación información importante ya que el sistema no está suficientemente caliente. Es por

⁶¹ Fuente Pilot Training Manual Rev 1.1 2014, Flight Safety International.

esto que inmediatamente después de operar el sistema, esta luz encenderá durante aproximadamente un minuto hasta que la temperatura ideal para evitar el hielo sea alcanzada.

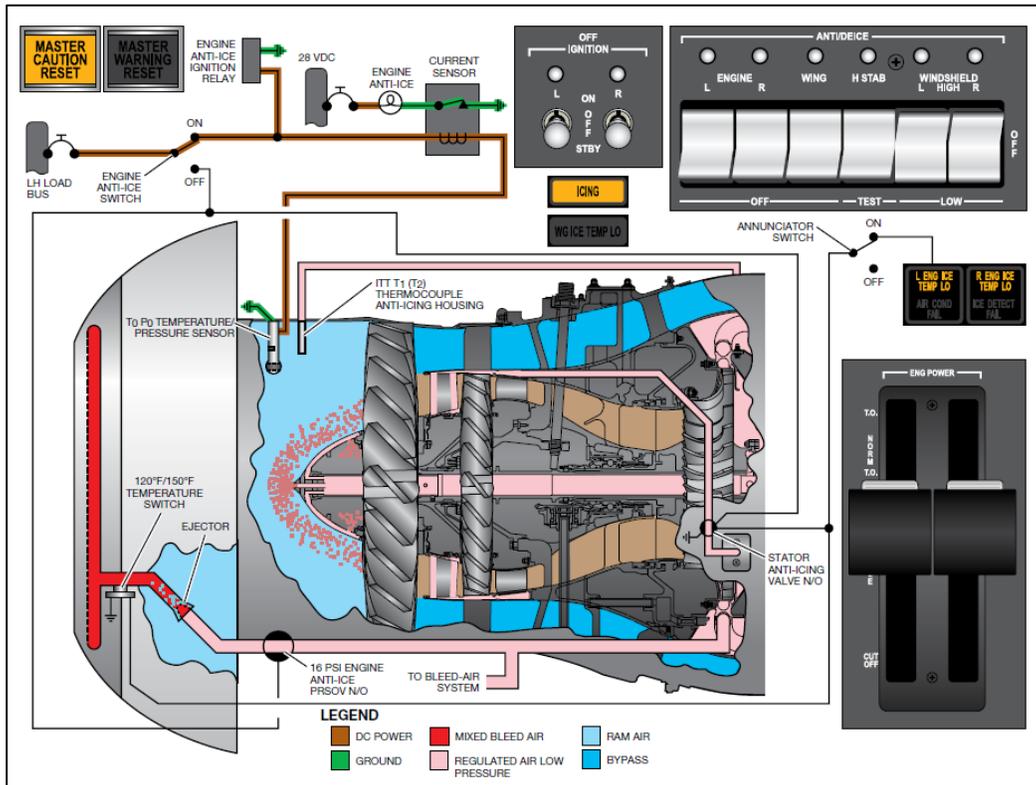
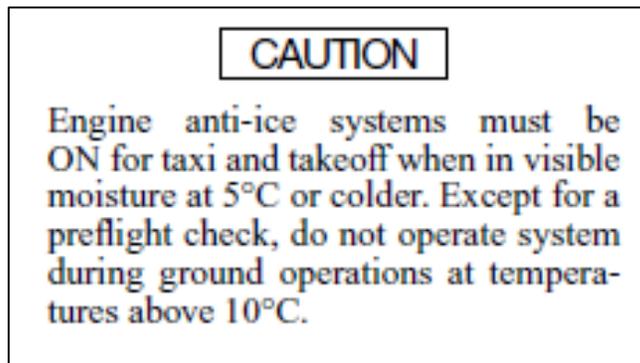


Diagrama del sistema de anti hielo en la entrada de aire y etapa estatora (air inlet and stator)⁶²

Es importante mencionar que cuando el interruptor de engine anti-ice es operado, también se activa el sistema de ignición y un sensor eléctrico que calienta la sonda POTO (POTO probe) ubicada antes de fan del motor.

⁶² Fuente: Pilot Training Manual Rev 1.1 2014, Flight Safety International.

El manual explica claramente el siguiente anuncio e precaución (caution):



Anuncio de precaución en la operación del sistema engine anti-ice⁶³

La aeronave cuenta con un detector de hielo estructural, instalado en la parte exterior delantera izquierda de la aeronave, que al sensor presencia de hielo, emite una señal que activa la luz ICING en el panel anunciador del copiloto.



Luz anunciadora de presencia de hielo estructural⁶⁴

El sistema de anti hielo de los planos es controlado por el interruptor WING ANTI-ICE en el panel superior de la cabina. Cuando el interruptor es operado se activan y abren el regulador de presión y válvula shutoff del sistema, permitiendo que se mantenga una temperatura superior a 60°C.

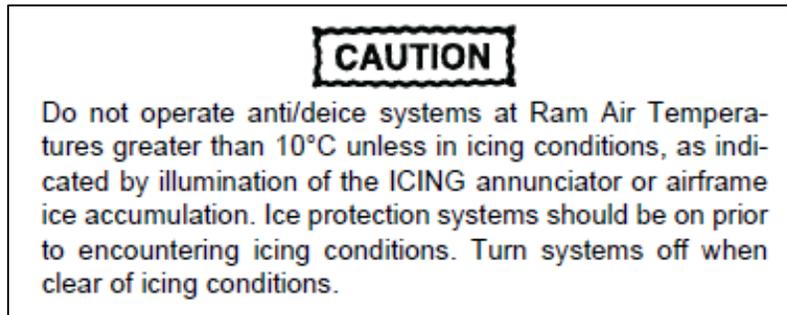


Principales luces anunciadoras relacionadas con sistemas de protección contra hielo y lluvia

⁶³ Fuente: Pilot Training Manual Rev 1.1 2014, Flight Safety International.

⁶⁴ Fuente: Pilot Training Manual Rev 1.1 2014, Flight Safety International.

La sección 4 del Airplane Flight Manual⁶⁵, que trata de procedimientos normales sobre el uso de los sistemas de/anti – ice en la operación en vuelo, establece que las tripulaciones no deben operar el sistema en temperaturas RAM superiores a 10°C.



Mensaje de precaución en la Sección 4, procedimientos normales del sistema

El AFM (ver anexo "C" Definición de condición de engelamiento en los motores según Hawker Beechcraft Corporation - AFM, Section 4 Normal procedures) para considerar hielo en los motores) establece que se considera condiciones de engelamiento en el motor cuando:

- Se presente la iluminación de la luz de ICING, acumulación de hielo estructural.
- A cualquier altitud con temperaturas de 10°C de RAT o inferior en condiciones de humedad visible ⁶⁶.
- En operaciones por encima de 20.000 fts MSL con RAT de 10°C o inferior y cualquiera de las siguientes condiciones:
 - Con una separación de 5.000 fts o inferior entre la trayectoria de vuelo y humedad visible relacionada con actividad convectiva.
 - Dentro de 10 NM de visibilidad horizontal con humedad visible relacionada con actividad convectiva.
 - En humedad visible.
 - En cualquier momento cuando alguna de las condiciones enunciadas anteriormente pueda ser verificada.

En relación al engelamiento en los motores, el AFM menciona dos notas extremadamente importantes, que dan guía al criterio de las tripulaciones para tomar acciones preventivas en relación a la generación de hielo en los motores cuando se vuela cerca a actividades

⁶⁵ En adelante AFM.

⁶⁶ El AFM establece que humedad visible es cualquier obstrucción a la visibilidad a no ser que ésta sea afectada por humo, polvo o cenizas.

convectivas y la posibilidad de generación de este tipo de hielo al operar a temperaturas muy bajas.

NOTE

Industry studies indicate that engine icing may be encountered in flight conditions with no indication of airframe icing, especially at high altitude in the vicinity of convective weather activity.

NOTE

There is no lower temperature limit for the operation of anti-ice systems. Do not assume ice formation is not possible at very low ambient temperatures (i.e. -30°C or colder).

Notas del AFM en relación al hielo en los motores

Es de resaltar que la Hawker Beechcraft Corporation ha establecido en el AFM unos criterios definidos sobre la generación de hielo en los motores, en donde se tienen en cuenta la operación a bajas temperaturas, grandes altitudes y la humedad visible. Si bien es cierto, la separación vertical entre el HK4756 y la actividad convectiva en territorio colombiano era superior a 5.000 fts ⁶⁷ y la visibilidad era ilimitada, la tripulación debió tener en cuenta que al estar volando cerca de actividad convectiva y temperatura exterior cercana a los límites de operación, podría generar el riesgo de engelamiento en los motores. (Ver notas arriba).

2.2.2 Restricciones y limitaciones de operación del BE-40

En el AFM, sección 4 operación del sistema de anti hielo de los motores y planos (engine and wing anti-ice system operation) se explican los procedimientos a ejecutar para usar estos sistemas.

Wing Anti-Ice System (If Desired)	
6. Thrust	90% N ₁ OR LOWER
7. Wing Anti-Ice	ON
8. Engine ITTs	CHECK INCREASE
9. Thrust	AS REQUIRED
10. Wing Anti-Ice Light	ILLUMINATED, AFTER WINGS HEAT TO TEMPERATURE.

Procedimiento normal para el uso de wing anti-ice

⁶⁷ Aproximadamente entre 8.000 fts a 10.000 fts.

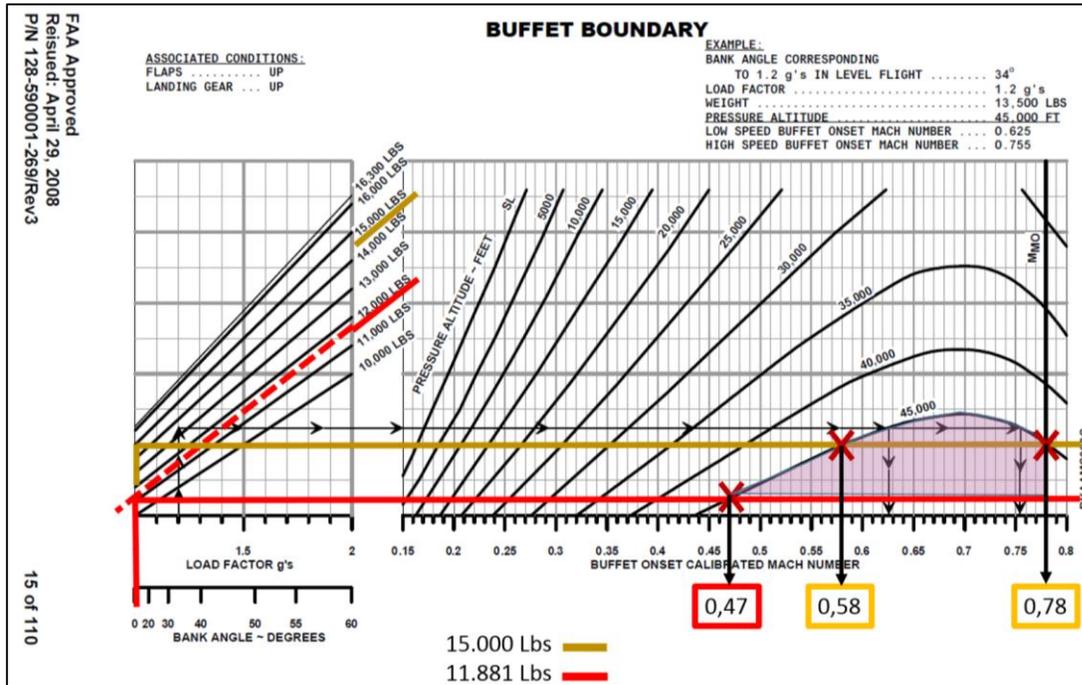
Aunque el incidente del HK4756 no se presentó por la generación de hielo estructural en la aeronave, el presente proceso investigativo consideró importante comprender y analizar la filosofía de operación y diseño de la aeronave BE-40 en relación a la operación de sus sistemas, siendo el sistema anti-ice el más importante a observar. En este orden de ideas, la Hawker Beechcraft Corporation establece en el procedimiento para utilizar el sistema wing anti-ice, se debe ajustar potencia a 90%N1 o inferior antes de seleccionar el sistema. Posteriormente el procedimiento establece que se debe verificar el incremento de temperatura ITT y posterior ajustar potencia nuevamente, manteniendo los límites de temperatura ITT establecidos.

En este análisis de contexto operacional del BE-40, es imperativo tener en cuenta las cartas de buffer boundary de la aeronave, esto en relación a la restricción de ajustar 90%N1 antes de seleccionar el sistema wing anti-ice. Se realizó un análisis (Ver gráficas abajo) sobre las velocidades Low Speed Buffet Onset Number y High Speed Buffet Onset Number para dos perfiles de vuelo a FL450 y en vuelo recto y nivelado⁶⁸. Los perfiles se diferencian entre ellos por el peso de las aeronaves: 15.000 lbs⁶⁹ y 11.881 lbs⁷⁰.

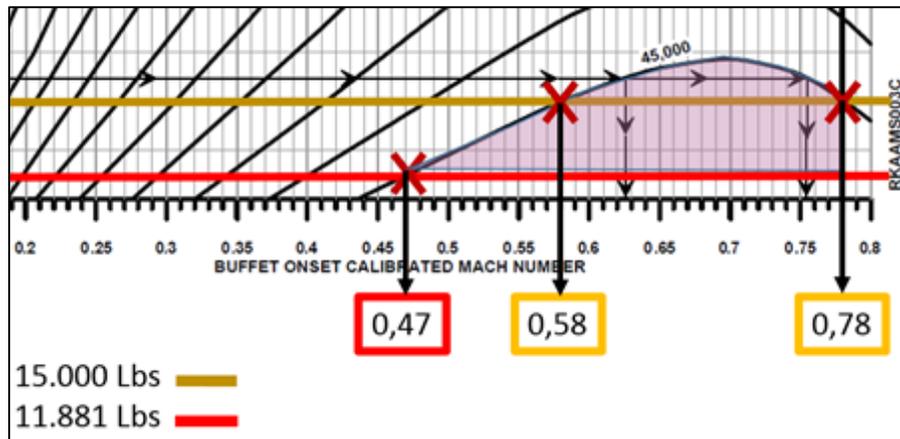
⁶⁸ Se asume 1 gravedad (g) en un vuelo recto y nivelado.

⁶⁹ Referencia de peso aproximado al ascender a este nivel de vuelo con máximo peso de despegue.

⁷⁰ Según el manifiesto de peso y balance para el vuelo KFL-SKBO, el HK4756 despegó de KFL con un peso de 15.692 lbs y hasta llegar a SKPQ había consumido 3.811 lbs, lo que permite concluir que el peso aproximado al momento del evento era de 11.881 lbs.



Gráfica de buffet boundary a FL450 para los pesos 15.000 lbs y 11.881 libras.



Gráfica de buffet boundary a FL450 para los pesos 15.000 lbs y 11.881 libras (Ampliada)

El análisis de la carta de buffet boundary permitió identificar que para el peso del HK4756 al momento de la emergencia (líneas rojas), la velocidad Low Speed Buffet Onset Number era de M0.47 (aproximadamente CAS 121 Knts) y M0.78 como la velocidad High Speed Buffet Onset Number que para este caso es la velocidad Mmo. Ahora bien, para una aeronave que por ejemplo, después de ascender a FL450 tenga un peso de 15.000 lbs, la velocidad Low Speed Buffet Onset Number sería de M0.58 (aproximadamente CAS 151

Knts) y M0.78 (aproximadamente CAS 209 Knts) como la velocidad High Speed Buffet Onset Number que para este caso es la velocidad Mmo. En este orden de ideas, la margen entre las velocidades CAS Low Speed Buffet y High Speed Buffet es de 58 Knts y 44 knts entre la velocidad CAS de crucero (aproximadamente 195 knts) y la velocidad Low Speed Buffet y High Speed Buffet.

Aunque en el proceso investigativo no se efectuaron ensayos en simuladores de precisión, se considera que una aeronave que se encuentre volando a FL450, M0.73, IAS de 195 Knts y 100%N1, la tripulación debería reducir a 90%N1 para seleccionar el sistema wing anti-ice, tomando precauciones de no demorar el reajuste de potencia para no acercarse peligrosamente a bajas velocidades. Aunque no es el caso del incidente grave del HK4756, se considera que esta restricción operacional, podría generar condiciones para que las tripulaciones de BE-40 eviten usar el sistema wing anti-ice a grandes altitudes y altos pesos.

2.2.3 Combustibles aprobados

En cuanto a los combustibles permitidos, las aeronaves BE-40 sin modificación por el kit 128-9008 pueden ser aprovisionadas con comercial kerocene, Jet A, Jet A-1, Jet B, JP-4, JP-5, JP-8, JP-8+100 y RP-3.

La Hawker Beechcraft Corporation establece que cuando el combustible no contenga inhibidores de hielo diluido, se debe adicionar MIL-DTL85470 para ser suministrado en cantidades entre 0.10% a 0.15% del volumen de combustible.⁷¹

⁷¹ Se desconoce el tipo de inhibidor anti hielo usado por la empresa contratada en KFL para suministrar combustible al HK4756, sin embargo, la compañía aérea demostró que el inhibidor que ésta usa cuando el combustible no contiene inhibidor diluido es MIL-DTL85470, es decir, el exigido por la Hawker Beechcraft Corporation.



Inhibidor usado por la empresa aérea ⁷² y exigido por la Hawker Beechcraft Corporation

2.3 Contexto operacional del HK4756

2.3.1 Estándares internos de operación

Como se mencionó anteriormente, al momento del evento la compañía aérea tenía establecido como un estándar operacional⁷³, utilizar el engine anti-ice un minuto cada hora de vuelo, siempre y cuando las condiciones meteorológicas descritas en el AFM para usar el engine anti-ice no se presentaran. Durante entrevistas realizadas a la tripulación y otras tripulaciones de BE-40, se evidenció que este estándar operacional era conocido e

⁷² Se desconoce el tipo de inhibidor anti hielo usado por la empresa contratada en KFL cuando suministró combustible al HK4756, sin embargo, la compañía aérea demostró que el inhibidor que usa cuando el combustible no contiene inhibidor diluido es MIL-DTL85470, es decir, el exigido por la Hawker Beechcraft Corporation.

⁷³ Algunas tripulaciones de BE-40 de la empresa aérea manifestaron que este es un procedimiento que suelen realizar. Sin embargo se solicitó a la compañía entregar al proceso investigativo una copia de mencionado procedimiento, a lo cual la oficina de Seguridad Operacional de la compañía manifestó que mencionado procedimiento no se encontraba documentado.

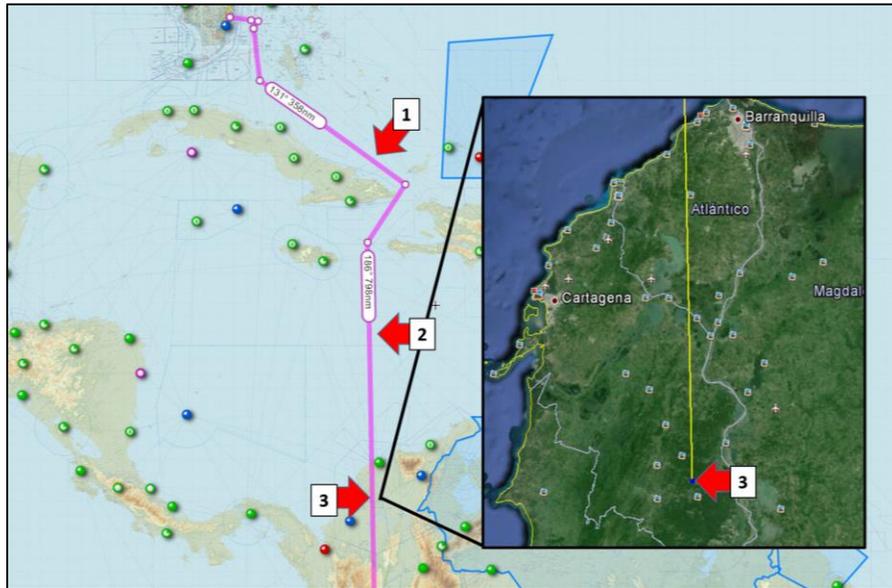
interpretado; sin embargo, la empresa informó que no tenían el procedimiento publicado ni documentado.

Según lo manifestado por la tripulación del HK4756, usaron el sistema de engine anti-ice un minuto cada hora y su último uso fue aproximadamente 40NM después de cruzar lateral el BAQ/VOR. De acuerdo a esta versión, desde el último uso del sistema engine anti-ice hasta la emergencia, la tripulación voló 220NM aproximadamente sin haber hecho uso del sistema engine anti-ice, lo que podría significar 31 minutos de vuelo⁷⁴ aproximadamente.

El Grupo de Investigación de Accidentes de la UAEAC, confirmó que el punto donde la tripulación del HK4756 afirmó haber actuado por última vez el sistema engine anti-ice, sí corresponde con los cálculos de millas náuticas voladas cada hora, siendo ésta la tercera vez que se usaba. (Ver imagen siguiente).

De igual manera, la tripulación en la hoja de reporte de vuelo y mantenimiento, reportó un total de 4:06 horas de vuelo en la ruta KFL-SKPQ, y teniendo en cuenta que desde la emergencia hasta el aterrizaje en SKPQ pasaron 00:28 minutos aproximadamente, más 00:31 minutos que corresponden al último uso del sistema engine anti-ice hasta la emergencia en vuelo, se podría concluir que el tercer uso del sistema engine anti-ice sí debería efectuarse en la posición en la cual la tripulación reportó haberlo hecho.

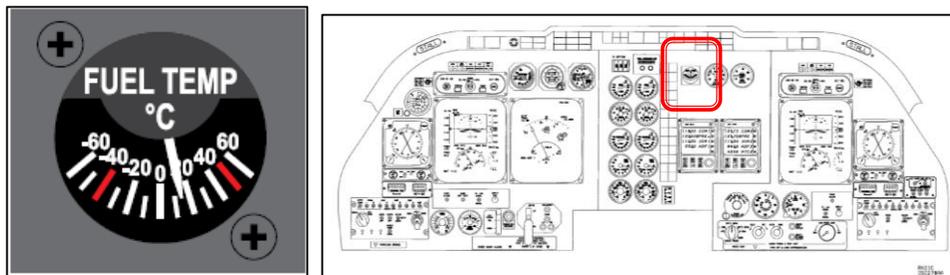
⁷⁴ Datos suministrados por la tripulación, registros de vuelo y fotografía de instrumentos de cabina casi dos horas antes del evento, permitió calcular la velocidad al ingresar a territorio colombiano de la siguiente manera: Ajuste de 100% N1, mach 0,73 y FL450. Lo que permite aproximar que el HK4756 volaba a 7,08NM por minuto, lo que significa que 220NM se recorren en 31 minutos aproximadamente.



Ruta de vuelo ejecutada señalizando los tres puntos en donde la tripulación reportó haber usado el sistema engine anti-ice⁷⁵

2.3.2 Temperaturas

La aeronave BE-40 tiene establecido dos límites de operación a bajas temperaturas. El primero de ellos es la temperatura mínima de combustible, cuyo límite son -40°C . En referencia a esto, la tripulación manifestó que normalmente esta indicación en cabina se verifica cada treinta minutos o cuando la tripulación así lo considere y que la temperatura de combustible antes de la emergencia se encontraba aproximadamente a -38°C .



Indicador de temperatura de combustible⁷⁶

⁷⁵ Cálculos efectuados con velocidad promedio de crucero y millas náuticas voladas por hora.

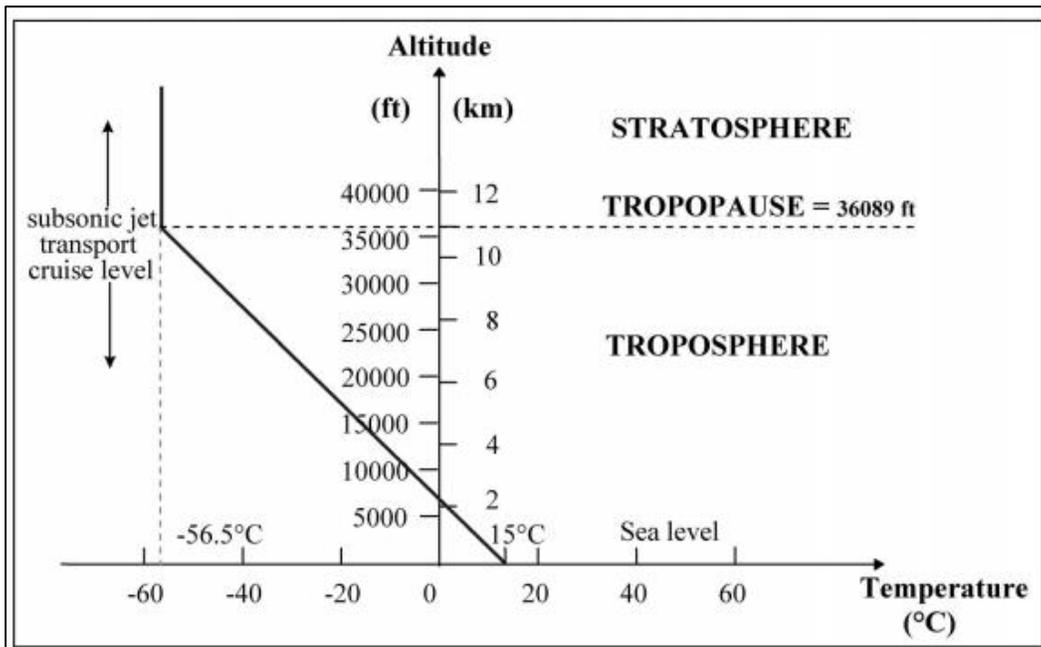
⁷⁶ Fuente: Pilot Training Manual Rev 1.1 2014, Flight Safety Foundation. Beechjet/Hawker POM.

El otro límite operacional relacionado con temperatura exterior se encuentra establecido en las operaciones en ruta *“Enroute Operations- ambient air temperature”*, que establece que no se debe volar con una temperatura de aire más baja que -65°C .

Es importante realizar un resumen teórico sobre el contexto de las temperaturas. A continuación se trata el tema:

La densidad del aire varía inversamente con la temperatura. Esta afirmación es cierta solamente a una presión constante. En la atmósfera, la temperatura y la presión disminuyen con la altitud, y tienen efectos sobre la densidad. Sin embargo, la caída de la presión a medida que la altitud aumenta por lo general tiene un efecto dominante, por lo tanto, los pilotos pueden experimentar que la densidad disminuya con la altitud.

La gráfica que a continuación se muestra, explica claramente las variaciones de temperatura en la atmosfera estándar.



Variación de la temperatura estándar internacional (ISA)⁷⁷

⁷⁷ The International Standard Atmosphere (ISA), Mustafa Cavcar, Anadolu University, Tukey.

$$T = T_0 - 2 \frac{h(\text{ft})}{1000}$$

Formula de modelamiento de temperatura⁷⁸

En donde $T = 15^\circ\text{C}$ (ISA estándar) $- 2^\circ\text{C} * (45000/1000)$

Por lo tanto $T = 15^\circ\text{C} - 90^\circ\text{C}$

Finalmente $T = -75^\circ\text{C}$

Ahora bien, en cuanto al BE-40 las tripulaciones tienen indicación de SAT y TAT en cabina. Para profundizar en estas indicaciones, es importante precisar que la temperatura del aire exterior (OAT) o la temperatura estática del aire (SAT) se refiere a la temperatura del aire alrededor de una aeronave, pero sin ser afectada por el paso del aire a través de la aeronave. SAT se utiliza generalmente en los cálculos de rendimiento.

La TAT es la temperatura de aire total⁷⁹, es decir, la temperatura de estancamiento. A medida que el aire es comprimido experimenta un aumento adiabático de la temperatura, por lo tanto la TAT es mayor (más caliente) que la SAT y a altos números mach, la diferencia puede ser significativa. La TAT es un insumo esencial para un ordenador de datos y calcular la TAS.

Por lo anterior, era imprescindible que la investigación de este incidente grave analizara en contexto operacional las condiciones de temperatura en las cuales el HK4756 estaba siendo operado antes de sufrir la apagada de los dos motores. Para este análisis se usaron datos factuales⁸⁰ (fotos abajo) de los datos de vuelo a FL450 a 523NM de MQU/VOR, es decir a aproximadamente 65 minutos antes de la emergencia.

⁷⁸ The International Standard Atmosphere (ISA), Mustafa Cavcar, Anadolu University, Turkey.

⁷⁹ TAT es Total Air Temperature.

⁸⁰ El material fáctico de apoyo fue una fotografía tomada por la tripulación del HK4756, usada para obtener datos de vuelo y registrarlos posteriormente en registro de parametrización de motores.



Datos de vuelo a FL450 a 523NM de MQU/VOR⁸¹

Ahora bien, la información factual obtenida de la fotografía expuesta anteriormente es totalmente coherente con la explicación teórica brindada sobre las temperaturas SAT y TAT.

Aunque se debe aceptar que las condiciones no son exactas comparadas con las reinantes al momento del incidente grave, brinda una evidencia clara sobre el contexto genérico de la operación del HK4756.

⁸¹ Fotografía suministrada por la tripulación del HK4756.

Es importante tener en cuenta el análisis meteorológico mencionado en los numerales 1.7 y 2.1 del presente informe, en donde se mencionó que una hora antes del incidente grave el sistema convectivo en su estado de madurez presentó topes bastante fríos, alcanzando niveles de vuelo aproximadamente hasta FL600, dejando como resultado vientos ascendentes y descendentes; y que para las 04:15 UTC (hora del evento) existía presencia de engelamiento severo, turbulencia, lluvias fuertes y las temperaturas más bajas alcanzadas (-70°C).

Los datos de vuelo a FL450 a 523NM de MQU/VOR indicaban que sin volar sobre condiciones meteorológicas adversas la SAT era de -68°C y la TAT era de -47°C, información que permite concluir que es altamente probable que la aeronave HK4756 estuviese siendo operada muy cerca de los límites mínimos de temperatura exterior justo antes del evento.

El principal fenómeno que interesa al proceso investigativo, es la presencia de cristales de hielo por encima de la actividad convectiva que se encontraba en el área de interés. Si bien es cierto, es comprobable que la tripulación del HK4756 no estaba volando en condiciones IMC, la actividad convectiva por debajo de la trayectoria de vuelo⁸² generó las condiciones ideales para que existiera una temperatura exterior cercana a los -70°C y corrientes ascendentes con aire húmedo generaran el peligro comúnmente conocido como Ice Crystal Icing⁸³, condición que es muy difícil de detectar porque no es mandatorio que exista hielo estructural, no existe indicación de temperatura o hielo en la etapa estatora de la turbina de baja y para el caso de la tripulación del HK4756, las condiciones nocturnas y la aparente cero humedad visible no daban indicación de peligro alguno.

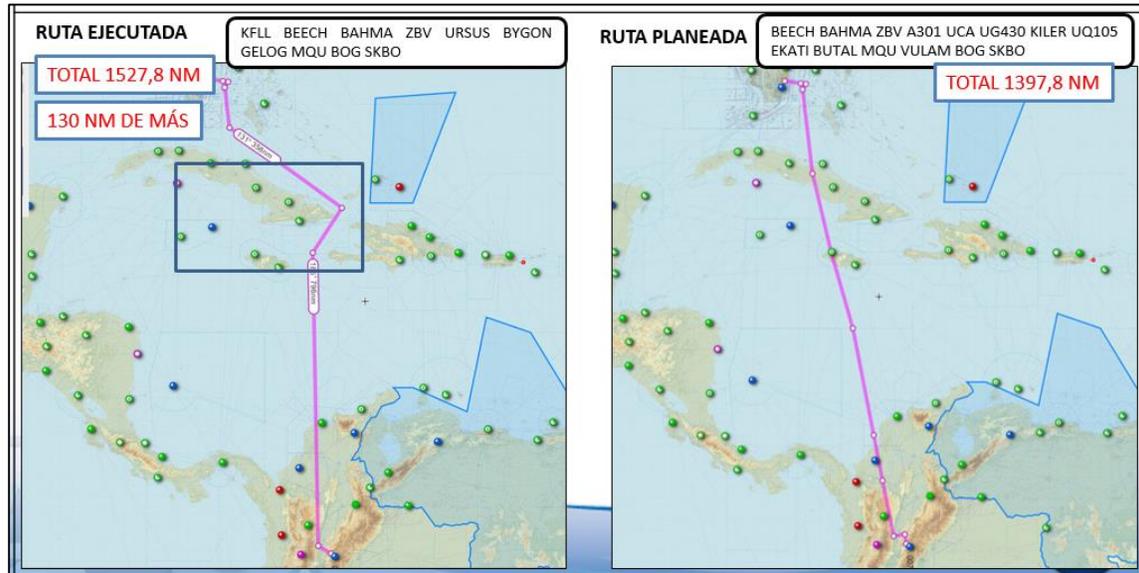
2.3.3 Modificación de la ruta de vuelo⁸⁴

La ruta solicitada en el plan de vuelo KFL-L-SKBO era el siguiente: BEECH BAHMA ZBV A301 UCA UG430 KILER UQ105 EKATI BUTAL MQU VULAM BOG SKBO, sin embargo, por razones que se desconocen, el Centro de Control de la Habana no autorizó al HK4756 a realizar sobrevuelo sobre espacio aéreo cubano, situación que originó un desvío obligatorio hacia el Este de la isla. Este desvío modificó la ruta de plan de vuelo de la siguiente manera: KFL-L BEECH BAHMA ZBV URSUS BYGON GELOG MQU BOG SKBO.

⁸² Separación vertical calculada entre el HK4756 y el sistema convectivo era de aproximadamente 8.000fts a 10.000 fts.

⁸³ Conocida en español como engelamiento por cristales de hielo.

⁸⁴ La empresa aérea informó que no tenía soportes de las coordinaciones y permisos solicitados para mencionado vuelo. El vuelo entre SKBO y KFL-L presentó inconveniente alguno.



Comparación entre la ruta modificada y la ruta inicialmente solicitada

El desvío URSUS-BYGON-GELOG (ver imagen izquierda) generó un incremento de 130NM a volar, por tal motivo, posterior al desvío la tripulación del HK4756 solicitó ascenso a FL450 y así reducir el consumo de combustible.

De acuerdo con los datos de consumo de combustible (fuel flow) de la hoja de reporte de vuelo y mantenimiento para el vuelo en mención, el HK4756 a FL430 estaba consumiendo 920 lbs de combustible por hora, lo que permite concluir que el desvío obligó a consumir aproximadamente 240 lbs de combustible adicionales a lo que estaba previsto en el plan de vuelo inicial⁸⁵.

2.3.4 Cálculo de peso al momento de la emergencia

Calcular el peso de la aeronave al momento de la emergencia, permite conocer en profundidad las condiciones en las cuales el HK4756 estaba operando al momento de la emergencia.

⁸⁵ La hoja de reporte de vuelo y mantenimiento en la ruta KFLB-SKPQ consignó los siguientes datos: IAS M0.73, RAT -39°C, ALT FL430 y FUEL FLOW 460 lbs por motor. El consumo total bajo estas condiciones es de 920 lbs, lo que quiere decir que el consumo por minuto era de 15.3 lbs. Ahora bien, 130NM a una velocidad de 0.73 M (≈ 486 Knts = 8.1 NM/MIN) se recorren en aproximadamente 16 minutos, lo que permite concluir que aproximadamente (\approx) en el desvío se consumieron 240 lbs de combustible.

Según el manifiesto de peso y balance para el vuelo KFL-SKBO, la aeronave despegó de KFL con un peso de 15.692 lbs y a hasta llegar a SKPQ había consumido 3.811 lbs, lo que permite concluir que el peso aproximado al momento del evento era de 11.881 lbs.

2.4 Teorías analizadas y profundizadas

2.4.1 Teoría del engelamiento interno en los motores

Las partículas de hielo pueden ser de tamaño considerables, desde micras hasta centímetros, todo depende de las condiciones atmosféricas reinantes. Hace muchos años se pensaba que las partículas de hielo no generaban ningún peligro para la aviación, porque supuestamente no se adherían a la estructura de la aeronave. En los últimos 25 años se han presentado cerca de 240 eventos relacionados con engelamiento y en 62 de estos eventos el factor determinante ha sido el engelamiento interno de los motores a causa de los cristales de hielo⁸⁶.

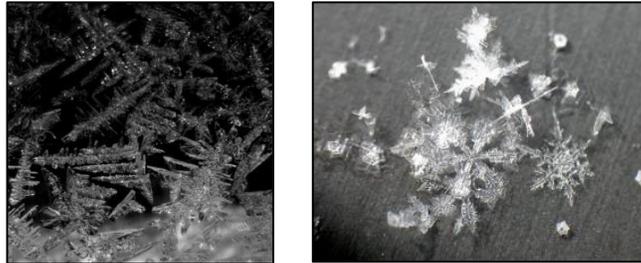
El efecto de los cristales de hielo en motores de turbina no se entiende tan fácil como el gran conocido concepto de las gotas superenfriadas. Investigaciones internacionales previas han comprobado que las partículas de hielo obstruyen el flujo de aire y el funcionamiento de componentes.

Los eventos se han presentado en las tres fases de vuelo: ascenso, crucero y descenso, siendo ésta fase en donde más se han presentado, puntualmente cuando se efectuaron reducciones de potencia. La capacidad de los motores para tolerar cristales de hielo está directamente relacionada con el flujo de aire de entrada y disminuye por dos factores. El primero: a medida que la densidad disminuye con la altitud y cuando se reduce potencia (flujo de aire reducido), en donde la proporción de partículas de hielo es mayor en relación al flujo de aire total, conocido también como efecto "scoop factor" y segundo, a baja potencia la temperatura del metal en la sección de compresión es menor que con ajustes superiores de potencia, por lo que es más susceptible a la acumulación de hielo.

Por tal razón es altamente probable que los eventos se presenten cerca a zonas de alta reflectividad asociados con núcleos de tormentas y sistemas convectivos, como también en la parte superior a estos sistemas o yunques, producto de corrientes de aire ascendente que liberan grandes cantidades de humedad a niveles superiores, alcanzando temperaturas de hasta -50°C a FL390. Las tripulaciones pueden garantizar que cerca de sistemas convectivos de baja presión y alto poder en estado de formación y madurez, se

⁸⁶ The Ice Particle Threat to Engines in Flight, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 2006-206. Realizado por Jeanne G. Mason, J. Walter Strapp y Philip Chow.

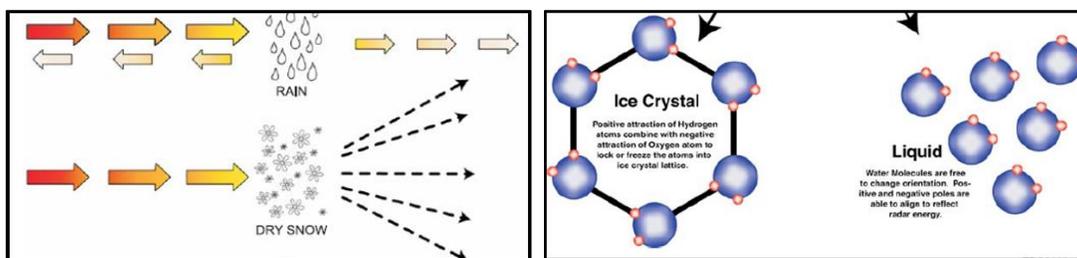
puede asegurar que en el entorno existiría un dominio de partículas de hielo, sin que a simple vista sea perceptible al ojo humano por presencia de gotas superenfriadas.



Cristales de hielo^{87 88}

Las tripulaciones que conozcan la teoría anteriormente mencionada en este proceso investigativo, podrían prevenir ingresar en áreas donde exista el peligro de sufrir engelamiento en los motores. Sin embargo, algunos eventos se han presentado aun cuando las tripulaciones han efectuado desvíos para evitar áreas de mal tiempo. Ahora bien, es imperativo mencionar que las razones por las cuales la gran mayoría de tripulaciones no detectan este peligro genérico en la operación aérea, es porque las partículas de hielo no son detectadas por los radares meteorológicos instalados en las aeronaves.

Los radares funcionan con tecnología que capta la presencia de cuerpos con alta reflectividad, como por ejemplo el agua. El entrenamiento habitual de las tripulaciones se ha enfocado en identificar y tomar acción en relación al hielo convencional o estructural, que a simple vista puede verse en el entorno y evitar las áreas con retornos peligrosos representados en los radares meteorológicos.



Explicación de la baja reflectividad de los cristales de hielo ⁸⁹

⁸⁷ Fuente: https://www.google.com.co/search?q=ice+crystal+radar+reflectivity&rlz=1C1KMZB_enCO682CO683&espv=2&biw=937&bih=1011&source=lnms&tbn=isch&sa=X&ved=0ahUKEwiK9frihtPNAhWMHh4KHdpkAU0Q_AUIBigB#imgrc=AoyIT-ywLa1n3M%3A

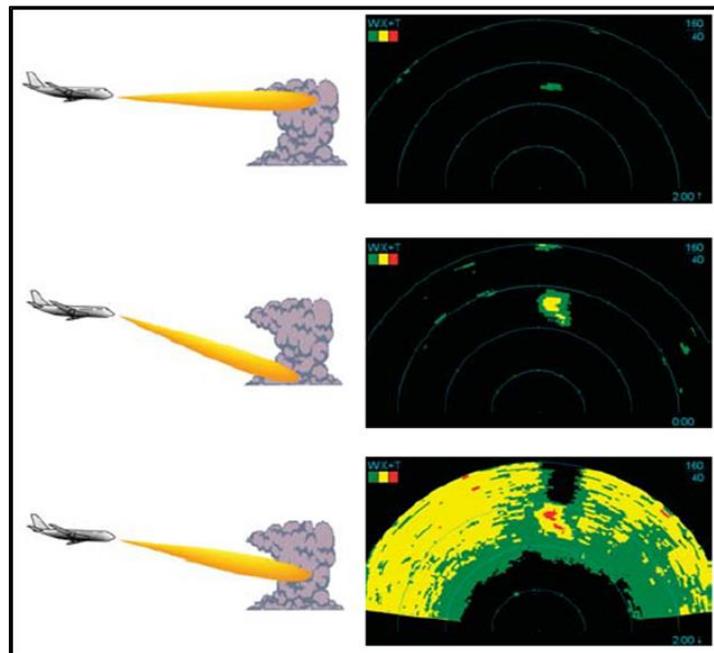
⁸⁸ Fuente: http://www.weather.gov.hk/m/article_e.htm?title=ele_00458

⁸⁹ Fuente: Rockwell Collins.

Los cristales de hielo tienen partículas que no pueden cambiar la orientación para reflejar una respuesta a la señal del radar, por lo que son extremadamente difíciles de ser detectadas por el radar (la energía del radar penetra los cristales sin generar reflectividad). Lo opuesto ocurre con el agua líquida.

Por lo anterior, una buena práctica operacional es que a grandes altitudes las tripulaciones manipulen el ángulo de la antena (Tilt) y la ganancia (Gain) de los radares meteorológicos, para escanear por debajo de la trayectoria de vuelo y verificar si existe o no gran reflectividad y determinar si hay presencia de células convectivas.

En el trópico, las células convectivas pueden alcanzar la tropopausa, alcanzando FL600. Si su tope no es visible, las tripulaciones pueden determinar si exceden o no los límites operacionales de las aeronaves y un desvío de mínimo 20 NM de separación lateral es la mejor opción.



Técnica del cambio del ángulo de la antena (Tilt) para identificar actividad convectiva por debajo de la trayectoria de vuelo ⁹⁰

Por ejemplo, Airbus en los manuales de los radares Rockwell Collins WXR Multiscan, recomiendan usar una técnica que permite a las tripulaciones escanear las condiciones meteorológicas por debajo de las trayectorias de vuelo y así calcular con relativa aproximación la separación vertical entre la trayectoria de vuelo y la actividad convectiva.

⁹⁰ Fuente: Collins WXR-2100 Multiscan radar.

$$h(\text{ft}) = d(\text{NM}) \times \text{Tilt}(\text{°}) \times 100$$

h(ft) is the difference between the radar top altitude and the aircraft altitude.

d(NM) is the distance between the aircraft and the storm cell.

Tilt(°) is the tilt setting for which the storm cell image disappears from the ND.

Example: A weather return that disappears from the ND at 40 NM with a tilt setting of 1 ° down, indicates that the top of the storm cell is 4 000 ft below the aircraft altitude.

Formula y técnica recomendada por Airbus para identificar la separación vertical entre la trayectoria de vuelo y la actividad convectiva⁹¹

De esta manera, las tripulaciones de BE-40 ⁹² podrían identificar la separación vertical entre la actividad convectiva y la trayectoria de vuelo y asegurarse con relativa aproximación⁹³ que exista una separación mínima de 5.000 fts, tal como lo establece la sección 4, procedimientos normales, en relación al engelamiento en los motores.

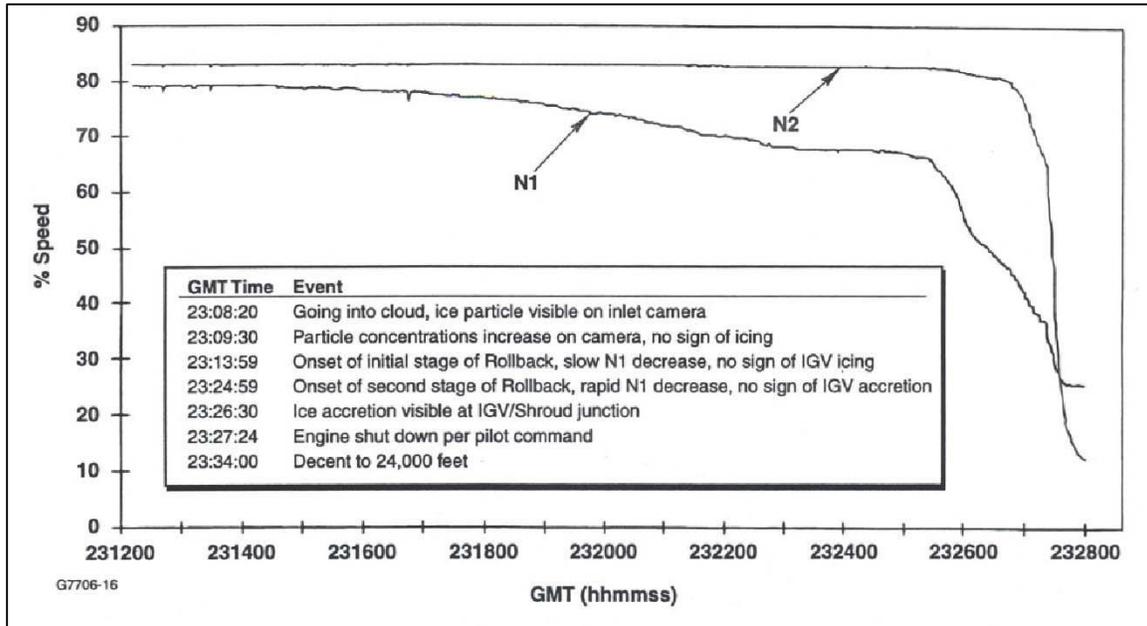
2.4.2 Teoría del N2 con bajas indicaciones

Muchos de los eventos mencionados anteriormente se han caracterizado por indicaciones extremadamente bajas de N2 después de que los motores se han apagado. Algunas tripulaciones han logrado reencender al menos un motor. Esto se debe a que a medida de que la aeronave desciende, ingresa a áreas más cálidas, permitiendo que los bloques de hielo dentro del motor sean liberados o derretidos, permitiendo el reencendido. Sin embargo, aquellos eventos en los cuales no se ha podido reencender, se debe a que la temperatura exterior durante el descenso, no han sido suficientemente altas como para desbloquear los componentes congelados o derretir el hielo que impide el ingreso de aire suficiente para la ignición.

⁹¹ Fuente: Airbus y Collins WXR-2100 Multiscan radar.

⁹² Si la Beechcraft Hawker Corporation así lo establece.

⁹³ Por ejemplo: una tripulación que utilice el Angulo de antena tilt y detecte toques de nubes convectivas a -2° tilt, a una distancia de 40NM, significa que la separación vertical entre la trayectoria de vuelo y el tope de nubes puede aproximarse a -8.000 fts. Se explica así: -2° * 40NM * 100 = -8000fts.



Caso de ejemplo, en donde las revoluciones N2 estuvieron muy bajas posterior a un evento ⁹⁴

En el caso del HK4756 las indicaciones de 0%N2 durante el descenso indican que el eje de la turbina de alta de ambos motores estaba totalmente estático. El descenso sobre condiciones meteorológicas adversas en IMC no generó cambios significativos de temperaturas para que los motores del HK4756 se descongelaran internamente. De hecho, una baja velocidad relativa⁹⁵ facilita notoriamente la continua adhesión de hielo interno en los motores, considerando también que las condiciones de mal tiempo hayan contenido gotas superenfriadas que ingresaron a los motores.

2.5 Método investigativo

Después de efectuar un robusto análisis en donde se contemplaron los hechos factuales, las condiciones meteorológicas, la filosofía de operación del BE-40, sus generalidades, sus restricciones y limitaciones, el contexto operacional del vuelo HK4756, los estándares de operación al interior de la compañía aérea, la operación en bajas temperaturas, la teoría de cristales de hielo, las bajas revoluciones N2, los fallidos intentos de reencendido y los antecedentes presentados en otras aeronaves y propiamente en el equipo BE-40, se dio

⁹⁴ Fuente: The Ice Particle Threat to Engines in Flight, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 2006-206. Realizado por Jeanne G. Mason, J. Walter Strapp y Philip Chow.

⁹⁵ Baja velocidad causa un enfriamiento de las superficies de la aeronave. Al incrementar potencia y por ende la velocidad, las diferentes superficies de la aeronave se calientan.

paso a obtener de cada producto de análisis arriba mencionados, elementos fiables que generaron aportes de valor para descartar o fortalecer hipótesis que hasta este momento se encontraban vigentes.

Un método investigativo como el Ishikawa permitió identificar las causas y efectos previos a la doble apagada de motores del HK4756. Antes de explicar el modelo usado, se describen a continuación las hipótesis descartadas.

2.5.1 Hipótesis descartadas

Debido a que el incidente grave se presentó por alguna circunstancia relacionada con la operación y funcionamiento de los motores, se pudieron descartar rápidamente las hipótesis que indicaban lo contrario, por lo que el centro del enfoque investigativo se centró en los motores del HK4756.

En este orden de ideas, identificando las hipótesis genéricas en relación al funcionamiento de este tipo de motores, se podría afirmar que dejan de funcionar cuando se carece de combustible, fuente eléctrica o aire.

En cuanto al combustible se refiere, las pruebas determinaron que había combustible en planos, no estaba contaminado, el combustible era suministrado a las cámaras de combustión de los motores y no se presentaron fallas en los controles de combustible. Si el combustible estuviese contaminado, los motores no se hubiesen apagado simultáneamente⁹⁶.

El sistema eléctrico de la aeronave y del motor, así como el sistema de ignición operaban correctamente, al igual que todos los subsistemas relacionados con componentes electrónicos para el control del combustible.

De manera tal, que la única hipótesis genérica que no se podría descartar es la relacionada con el sistema de admisión o la manera como el aire ingresaba a los motores.

2.5.2 Modelo Ishikawa

Centrando la atención investigativa a la alimentación de los motores por aire, algunas de las incógnitas básicas que se desprendieron de la hipótesis genérica vigente, fueron: ¿Por qué los motores se apagaron casi simultáneamente?, ¿Qué condición relacionada con el aire permite que los motores se apaguen casi simultáneamente?, ¿Qué acciones o inacciones de la tripulación pueden causarlo?, ¿Cuáles son las condiciones meteorológicas que podrían afectar el ingreso de aire al motor?, ¿En qué parte del motor se afectó el ingreso del aire?, ¿Por qué se ha presentado 4 veces en el equipo BE-40?

⁹⁶ La probabilidad de que los motores se hubiesen apagado simultáneamente por contaminación de combustible (hielo, hongos, etc) es prácticamente nula.

2.5.2.1 Admisión de aire - nuevas hipótesis descartadas

El modelo Ishikawa impide que teorías sin soporte lógico o técnico ingresen al modelamiento, generando un segundo filtro para descartar nuevas hipótesis relacionadas con la admisión del aire a los dos motores JT15D-5.

Los motores no se hubiesen apagado casi simultáneamente si alguna acción externa al método natural de ingreso de aire hubiese estado involucrada, es decir, que solo una acción externa produjo que el ingreso de aire a los motores se redujera de manera simultánea: la reducción de potencia (acción simultánea sobre las palancas de potencia). Por lo anterior, es altamente probable que la tripulación haya reducido potencia al descender a FL260.

Ahora bien, si de este descarte de hipótesis se desvirtuó alguna falla en los motores que impida el flujo adecuado de aire para su funcionamiento, las siguientes preguntas son aun validas: ¿si los motores no se apagan por reducir potencia para descender, porque se apagaron en la aeronave HK4756?

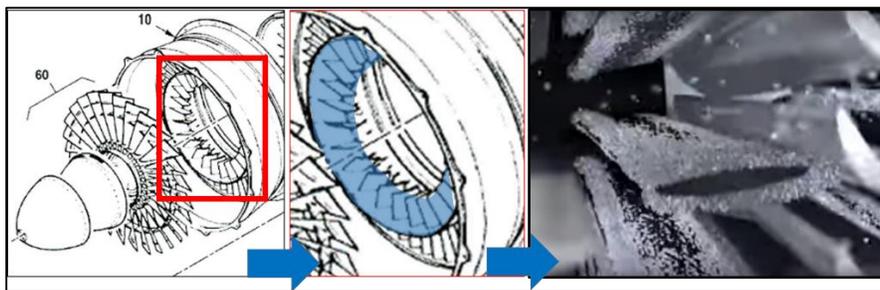
Esta última pregunta generó un significativo aporte mayéutico: existió alguna circunstancia anormal que aún con una ligera reducción de potencia, el aire que ingresó no fue suficiente para el funcionamiento de los motores. Lo que permitió mantener activa la hipótesis de que en alguna parte de los motores, algo interrumpió el flujo de aire para combustión.

Entonces, si algo interrumpió el flujo de aire y desde el principio se descartó alguna falla de los motores, la única circunstancia posible es que el origen de este estancamiento fuera externo y esta respuesta se podría encontrar en el entorno.

En este orden de ideas, las preguntas vigentes siguen siendo ¿Cuáles son las condiciones meteorológicas que podrían afectar el ingreso de aire al motor?, ¿ En qué parte del motor se afectó el ingreso del aire?.

Ahora bien, retomando los numerales de la presente investigación que den fundamentos para solucionar las inquietudes que aún siguen vigentes, se articularon los análisis meteorológicos mencionados en los numerales 1.7 y 2.1 y su alta influencia en el funcionamiento de los motores si el último uso de sistema engine anti-ice se hizo 31 minutos antes de la emergencia, la teoría de cristales de hielo del numeral 2.4.1, las bajas revoluciones N2 de los motores, mencionado en el numeral 2.4.2 y finalmente, teniendo en cuenta lo mencionado en los numerales 1.18.4 y 1.18.5 en relación a antecedentes de cristales de hielo en motores JT15D-5 y otros motores, son soportes investigativos robustecidos con argumentos sólidos para dar inicio al análisis con el método Ishikawa, dejando las siguientes hipótesis vigentes:

- 2.5.2.1.1 La evidente obstrucción de aire para el funcionamiento de los motores y su influencia simétrica para producir un apagado simultáneo de motores es información que fortalece la hipótesis de que: **existió una obstrucción de aire por fuente mecánica, ajena a los motores.**
- 2.5.2.1.2 Las condiciones meteorológicas ideales para la generación de cristales de hielo, a aproximadamente 8.000 fts a 10.000 fts de separación entre el nivel de vuelo del HK4756 y el tope de las tormentas del sistema convectivo, sin el uso del sistema engine anti-ice, fortaleció la hipótesis de que: **la obstrucción mecánica fue generada por cristales de hielo en áreas susceptibles para aglomerar hielo, con mayor razón si no se combate o previene con el uso de calefacción.**
- 2.5.2.1.3 Los eventos similares en otros motores y cuatro propiamente en motores JT15D-5, permitió concluir de que lo ocurrido al HK4756 coincidió con los hallazgos comunes: vuelo por encima de FL380, sistemas convectivos cercanos y sin uso del sistema engine anti-ice, lo que permitió fortalecer la hipótesis de que: **la obstrucción mecánica fue generada por cristales de hielo en la etapa estatora de la turbina de baja.**
- 2.5.2.1.4 El descenso sin potencia⁹⁷ desde FL450 hasta estar por debajo de la altitud para reencendido en vuelo (ver anexo "D" Tabla de reencendido en vuelo - Air start envelope), el obligado descenso en IMC sobre las condiciones meteorológicas adversas, con presencia de humedad visible y la indicación de 0%N2, fortaleció la hipótesis de que: **durante el descenso también se generó hielo en el eje N2 lo que imposibilitó reencendidos satisfactorios, mientras se aglomeraba más hielo en la etapa estatora.**



Imágenes que responden a la convergencia de las cuatro hipótesis vigentes relacionadas con cristales de hielo

⁹⁷ 28 minutos se contabilizaron desde la apagada de motores hasta el aterrizaje en SKPQ. Se calcula que desde la emergencia hasta el primer intento de reencendido pudieron transcurrir entre 10 a 15 minutos. Un descenso sin potencia, con motores apagados, sin probabilidad de calefacción, extremas bajas temperaturas y humedad visible en IMC, son condiciones ideales para que las condiciones de englamamiento interno en los motores se agraven.

A todas luces, las cuatro hipótesis anteriores son las que se contemplaron para que a través del modelo Ishikawa se identificara las condiciones latentes y fallas activas.

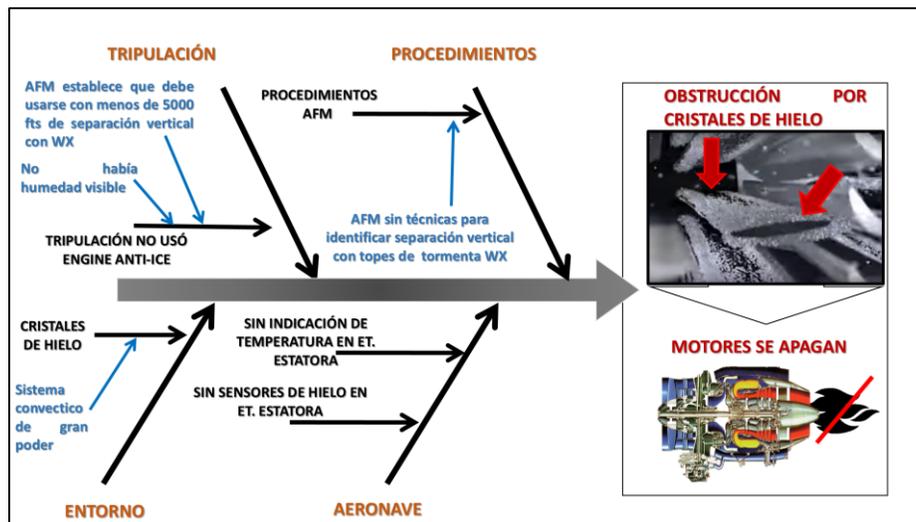
2.5.2.2 Modelo Ishikawa

El modelo Ishikawa es conocido también como el diagrama de causa y efecto o diagrama de espina de pescado. El modelo Ishikawa ayuda a identificar posibles causas de un problema específico y sus efectos.

En el numeral 2.5.2.1 se logró determinar el **EFEECTO: Aglomeración de cristales de hielo en la etapa estatora de la turbina de baja que ocasionó la interrupción de flujo de aire para el funcionamiento de los dos motores JJT15-D-5 del HK4756.**

Definir el efecto es el primer paso para iniciar a establecer el modelo sobre el incidente grave. Ahora bien, los análisis que se han postulado hasta este momento permiten identificar las causas influyentes, que surgen de la siguiente pregunta: **¿Qué causó que se obstruyera el ingreso de aire a los motores del HK4756 con cristales de hielo?**

Como categorías de causas se tuvieron en cuenta: la tripulación, procedimientos, entorno y aeronave.



Modelo Ishikawa aplicado al proceso investigativo⁹⁸
¿Qué causó que se obstruyera el ingreso de aire a los motores del HK4756 con cristales de hielo?

⁹⁸ Para simplicidad del método, solo se muestran las causas principales. Ver numeral 3.1, conclusiones para profundizar.

Para finalizar, el efecto fue la obstrucción de ingreso de aire por cristales de hielo que ocasionaron que los motores dejaran de funcionar.

Fueron 5 las causas genéricas principales que dieron origen a este efecto: tripulación no usó sistema engine anti-ice, procedimientos en AFM susceptibles de mejora, aeronave sin sistemas de detección de hielo o indicación de temperatura en etapa estatora de la turbina de baja y generación de cristales de hielo.

3. CONCLUSIONES

3.1 Conclusiones

- 3.1.1 Desde el año 2002 se han presentado cuatro eventos similares de apagada de uno o dos motores en aeronaves BE-40, cuyos hallazgos comunes han sido: operación cercana a humedad visible o cerca de actividad convectiva, operación por encima de FL380, sin presentar fallas en componentes de los motores y el engine anti-ice no se estaba usando.
- 3.1.2 Los motores PCE-JA0182N y PCE-JA0194 instalados en la aeronave HK-4756 tenían cumplido el ASB N. A7611R1 desde el año 2008.
- 3.1.3 La formación del sistema convectivo se generó producto del desarrollo y desplazamiento de dos sistemas convectivos con gran presencia de nubosidad y humedad.
- 3.1.4 Este sistema convectivo estuvo acompañado de fenómenos meteorológicos adversos para la aviación tales como: tormenta eléctrica severa, lluvias fuertes, vientos ascendentes y descendentes, turbulencia de moderada a severa, engelamiento severo entre 15.000ft y FL300, cizalladura del viento en altura y vientos en superficie muy fuertes con probabilidad de microburst, generando ráfagas descendentes.
- 3.1.5 Las condiciones meteorológicas fueron propicias e ideales para la generación de cristales de hielo a gran altitud. A la hora del evento, se alcanzaron los topes más fríos de temperatura (-70°C).
- 3.1.6 La separación vertical entre el HK4756 y el tope de nubes superaba los 5.000ft que la Beechcraft Hawker Corporation establece como criterio para el uso de sistema engine anti-ice.
- 3.1.7 La Beechcraft Hawker Corporation no establece políticas o estándares operacionales documentados sobre el uso del sistema anti-ice cuando las condiciones dadas en el AFM para seleccionar mandatoriamente el engine anti-ice no se presenten, es decir en operación de altura, baja temperatura, aire claro y separación vertical superior a 5.000 fts con la actividad convectiva.
- 3.1.8 Se descarta que los motores se hayan apagado por contaminación de combustible.
- 3.1.9 Se descarta que los motores se hayan apagado por factores técnicos.

- 3.1.10 Se descarta que los motores se hayan apagado por falta de combustible debido a que la aeronave aterrizó con 689 libras remanentes en la aeronave.
- 3.1.11 El desvío al Este del espacio aéreo cubano generó un consumo adicional de aproximadamente 240 libras de combustible.
- 3.1.12 La aeronave aterrizó en SKPQ con 689 lbs de combustible. Según el Manual de Políticas y Normas, numeral 5.1.9.1, la empresa aérea tiene establecido para aeronaves B400A llegar a SKBO con 1000 lbs de combustible.
- 3.1.13 Al volar sobre topes de nubes con temperaturas cercanas a los -70° C, aire frío, sin engine anti-ice, cristales de hielo (característicos por encima de topes de nubes aún en aire claro) se formaron en la etapa estatura detrás del fan, obstruyendo la entrada de aire comprimido para combustión.
- 3.1.14 La generación de cristales de hielo fue una condición muy difícil de detectar porque no existía hielo estructural, ni indicación de temperatura o hielo en la etapa estatura de la turbina de baja y las condiciones nocturnas y la aparente cero humedad visible no daban indicación de peligro alguno.
- 3.1.15 La tripulación debió tener en cuenta que al estar volando cerca de actividad convectiva y temperatura exterior cercana a los límites de operación, podría generar el riesgo de engelamiento en los motores, tal cual como lo establece el AFM.
- 3.1.16 La aeronave BE-40 tiene restricciones de operación para el uso de wing anti-ice, exigiendo que la potencia máxima es de 90% N1 para seleccionarlo. Cuando se opera al nivel máximo de vuelo operacional permitido (FL450), altos pesos y la velocidad mínima y máxima (buffet boundary) se distancian entre 50-40 knts, puede generar una condición que operacionalmente restrinja el criterio de las tripulaciones de esta aeronave para el uso del sistema wing anti-ice.
- 3.1.17 La Beechcraft Hawker Corporation establece claramente en el AFM las condiciones para considerar engelamiento en los motores.
- 3.1.18 La Beechcraft Hawker Corporation incorporó al AFM, las recomendaciones de operación, enunciadas en el Safety Communiqué N.269, producto de eventos anteriores en el equipo BE-40.
- 3.1.19 Los dos intentos de reencendido posiblemente fueron insatisfactorios porque el hielo seguía adherido a la etapa estatura. Al descender sin potencia en condiciones IMC con fuerte precipitación, causó la adhesión de más hielo, imposibilitando el ingreso del aire suficiente para la combustión, situación que

es coherente con la versión de la tripulación de que la indicación N2 de ambos motores estaba en 0%N2.

- 3.1.20 Los ajustes de baja potencia para descender, en combinación con altas velocidades pueden afectar la operación de los motores (de cualquier tipo-Jet-), porque al operar con ajustes bajos de potencia, es mayor cantidad de agua y hielo que ingresan al motor. Cuando las temperaturas exteriores son suficientes para permitir que el agua o hielo se evaporen, la evaporación en grandes proporciones causa efectos que ponen en detrimento el proceso de combustión y conducen a que los motores pierdan potencia o se apaguen.
- 3.1.21 Las comunicaciones entre la tripulación del HK4756, ACC BOG y el Centro de Control de la Base Aérea Germán Olano (SKPQ) fueron un factor esencial que contribuyó al éxito de la gestión de la emergencia.
- 3.1.22 La tripulación efectuó un excelente procedimiento de emergencia, basado en acertados procesos de toma de decisiones, correcto desempeño humano, uso adecuado del CRM y determinación de prioridades, los cuales en conjunto, garantizaron que no se presentara un accidente aéreo.

3.2 Causa(s) probable(s)

Volar sobre topes de nubes con temperaturas cercanas a los -70° C, aire frío, sin engine anti-ice seleccionado, cristales de hielo se acumularon rápida y progresivamente en la etapa estatura detrás del fan de los motores, obstruyendo la entrada de aire, que con la mínima reducción de potencia causó el apagado de ambos motores.

3.3 Factores Contribuyentes

La investigación determinó que el incidente grave se produjo por una combinación de los siguientes factores:

- 3.3.1 Condiciones meteorológicas con actividad convectiva hasta niveles FL350, con presencia de temperaturas cercanas a los -70° C, aire frío y muy posiblemente con presencia cristales de hielo (característicos por encima de topes de nubes aún en aire claro).
- 3.3.2 Generación de cristales de hielo que generaron engelamiento en la etapa estatura de la turbina de baja, a una separación vertical mayor (8.000-10.000 fts) de la que establece el AFM (5.000 fts) para considerar la posibilidad de engelamiento interno.

- 3.3.3 Operación en entornos muy cercanos a los límites de bajas temperaturas de la aeronave sin uso del sistema engine anti-ice.

Taxonomía OACI

Hielo, ICE, (ICE)

4 RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

A la ORGANIZACIÓN DE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL-OACI

REC.01-201530-2

Para la que la ORGANIZACIÓN DE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL recomiende realizar un estudio en profundidad sobre el peligro genérico de la aviación mundial -generación de cristales de hielo en los motores/ice crystal icing-, que propenda por dar directrices sobre la necesidad de producir investigación y motivar el desarrollo de tecnología aplicada para incorporar detectores de hielo y/o sensores de temperatura en la etapa estatora de motores Jet, turbofan y turboprop, que brinden a las tripulaciones información imperativa y necesaria sobre las condiciones de hielo/temperatura en la etapa estatora.

A la AUTORIDAD AERONÁUTICA DE COLOMBIA - UAEAC

REC.02-201530-2

Para que a través de la Secretaria de Seguridad se emita una circular informativa sobre los peligros asociados al **ENGELAMIENTO CON CRISTALES DE HIELO EN LOS MOTORES** (ice crystal icing). El objetivo de la circular es alertar a las tripulaciones, áreas de entrenamiento, operaciones, instrucción de vuelo y ATC, sobre los peligros asociados a la generación de hielo en los motores por cristales de hielo presentes en la atmosfera, aún cuando se vuela en aire claro, sin humedad visible y en condiciones VMC. La circular deberá contener como mínimo los siguientes temas básicos: 1) la generación de hielo en los motores, 2) condiciones meteorológicas necesarias, 3) la operación en altas altitudes y bajas temperaturas 4) teoría de generación del hielo aun cuando no se esté volando en condiciones de mal tiempo o sin humedad visible, 5) la errónea percepción de que en el trópico no es posible que esta condición de hielo se presente, 6) condición que puede presentarse sin que la tripulación perciba hielo estructural en la aeronave y 7) teoría del buffet boundary.

Plazo de ejecución de 60 días a partir de la fecha de publicación del informe final en la página WEB de la entidad.

A HAWKER BEECHCRAFT CORPORATION

REC.03-201530-2

Para que la HAWKER BEECHCRAFT CORPORATION realice un estudio que aporte soluciones operacionales en donde no se afecte la seguridad operacional al utilizar el wing anti-ice system en altas altitudes de operación, debido a que el procedimiento descrito en AFM, section 4, Normal Procedures, Engine and wing anti-ice system operation, las tripulaciones deben reducir potencia a 90%N1 o inferior para seleccionar el sistema.

Ésta recomendación se contempla en el contexto operacional en donde a niveles de vuelo por encima de FL400 las velocidades de pérdida y sobre velocidad son muy cercanas entre ellas (buffet boundary-coffin corner), generando condiciones para no usar el sistema.

REC.04-201530-2

Para que la HAWKER BEECHCRAFT CORPORATION adelante estudios que finalmente generen modificaciones al procedimiento descrito en AFM, section 4, Normal Procedures, anti/deice systems (in-flight operation), relacionados con:

- Incrementar la separación vertical mínima entre la ruta de vuelo y la humedad visible asociada a actividad convectiva, como condición para considerar hielo en los motores por encima de FL200 y RAT -10°C o menos.
- Criterios concretos para identificar humedad visible en condiciones nocturnas.
- Criterios de la tripulación para usar engine anti-ice en condiciones nocturnas sin presencia de humedad visible.

REC.05-201530-2

Para que la HAWKER BEECHCRAFT CORPORATION incorpore en el AFM técnicas recomendadas para calcular con relativa aproximación, la separación vertical entre la ruta de vuelo y los topes de nubes, usando el radar meteorológico.

(Por ejemplo, la Rockweel Collins, establece técnicas basadas en fórmulas matemáticas, usando el Tilt y el rango).

REC.06-201530-2

Para que la HAWKER BEECHCRAFT CORPORATION incorpore en el AFM, normal procedures, el criterio para usar el engine anti-ice determinado tiempo antes de iniciar el descenso, cuando en crucero no se ha usado el sistema recientemente.

A LA EMPRESA SEARCA S.A.

REC.07-201530-2

Para que la empresa aérea estandarice por escrito el procedimiento para el uso del sistema anti-ice en el equipo BE-40 teniendo en cuenta lo descrito en el AFM, section 4, Normal Procedures, anti/deice systems (in-flight operation), haciendo especial énfasis en la NOTA:

“Industry studies indicate that engine icing may be encountered in flight conditions with no indication of airframe icing, especially at high altitude in the vicinity of convective weather activity”

La estandarización deberá contemplar el uso del sistema engine anti-ice:

- Más de una vez por hora y durante más tiempo.
- Si se efectúan cambios de niveles.
- Si se presentan cambios de temperaturas o si se desconocen factores exteriores que den lugar a incertidumbres.

Nota: La recomendación debe ser cumplida sin esperar pronunciamiento de la HAWKER BEECHCRAFT CORPORATION.

De igual manera, esta estandarización deberá ser incorporada a los manuales que estipule la autoridad aeronáutica al respecto. Se deberá enviar copia de la estandarización a la Secretaría de Seguridad con un plazo de ejecución de 30 días a partir de la fecha de publicación del informe final en la página WEB de la entidad.

REC.08-201530-2

Para que la empresa aérea estandarice en las listas de chequeo el uso del sistema anti-ice en el equipo BE-40 minutos antes de iniciar descenso, teniendo en cuenta lo descrito en el AFM, section 4, Normal Procedures, anti/deice systems (in-flight operation), hacienda especial énfasis en la NOTA:

“Industry studies indicate that engine icing may be encountered in flight conditions with no indication of airframe icing, especially at high altitude in the vicinity of convective weather activity”

Nota: La recomendación debe ser cumplida sin esperar pronunciamiento de la HAWKER BEECHCRAFT CORPORATION.

Plazo de ejecución de 30 días a partir de la fecha de publicación del informe final en la página WEB de la entidad.

Este informe final se terminó a los 15 días del mes de Junio del 2016.

Coronel GUSTAVO ADOLFO IRIARTE

Grupo Investigación de Accidentes
Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil

Anexo "A" Posición e indicación de sistemas al inspeccionar la cabina de pilotos durante acciones iniciales del 29 de Julio del 2015

Posición e indicación de sistemas al inspeccionar la cabina de pilotos durante acciones iniciales					
Interruptor / sistema	Posición	Indicación	Interruptor / sistema	Posición	Indicación
Fuel consumed-lbs		3811	Heater STATIC left	OFF	
Master Left GEN	NORM		Heater STATIC right	OFF	
Master Right GEN	NORM		Fuel xfeed	NORM	
Battery	OFF		CVR circuit brake (Left side)	OUT	
Left Engine anti-ice	OFF		Left Comm panel	NORMAL	
Right Engine anti-ice	OFF		Defog blower	DEFOG	
Wing anti-ice	OFF		N1 setting	98,2	
H stab	OFF		Landig gear	DOWN	
Left Windshield	OFF		Cabin press	OFF	
Right Windshield	OFF		Hyd press	NORM	
GEN reset left	OFF		Engine power (power levers)	CUT OFF	
GEN reset right	OFF		Rudder trim	NEUTRAL	NEUTRAL
Inverter #1	OFF		Pitch trim	DISC	GREEN
Inverter #2	OFF		Pitch trim	N.UP	
Ignition left	OFF		Anti skid	OFF	
Ignition right	OFF		Roll trimm	BOTH	
Jet pump left	NORM		Roll & rud trim	NORM	
Jet pump right	NORM		Speed brake	NORM	
Boost pump left	OFF		Flaps	UP	
Boost pump right	OFF		Engine sync	OFF	
Fuel trans left	AUTO		Air cond	OFF	
Fuel trans right	AUTO		Blower fwd-hi-aft	OFF	
Heater AOA Left	OFF		Cabin tem ctl	HOT-MAN	Minus 20°C
Heater AOA Right	OFF		Oxigen		1500 PSI
Heater PITOT left	OFF				
Heater PITOT right	OFF				

Anexo "B" Cálculos de combustible

ítem	Información	Cantidad en libras JET A-1	
		Cálculo A	Cálculo B
1	Combustible suministrado en KFLI por empresa contratada.	3718 (*1)	3718 (*1)
2	Combustible de salida KFLI-SKBO	4500 (*2)	4500 (*5)
3	Combustible de llegada a SKPQ	800 (*3)	689 (*6)
4	Combustible consumido:	3700 (*4)	3811 (*7)

Observaciones (*):

(*1) Según documentación de la empresa contratada para suministrar combustible en KFLI (Ticket 28/07/2015 a las 20:34:32 HL-KFLI), suministró 550 Galones Gal +P o 3718 lbs, lo que significa que 1 Galón = 6,76 Lbs.

(*2 y 3) Según datos reporte de vuelo y mantenimiento.

(*4) Resultado de la resta entre el combustible de salida de KFLI, menos combustible de llegada a SKPQ. (4500 lbs – 800 lbs= 3700 lbs).

(*5) Según datos del manifiesto de peso y balance.

(*6) Resultado de la resta entre el combustible de salida de KFLI, menos la indicación de combustible consumido al llegar a SKPQ. (4500 lbs – 3811 lbs= 689 lbs).

(*7) Indicación del totalizador (cabina) de combustible consumido.

Notas:

El cálculo B generó una mejor aproximación al cálculo de combustible remanente al llegar a SKPQ. La información factual de 3811 lbs consumidas generó un aporte determinante.

Anexo "C" Definición de condición de engelamiento en los motores según Hawker Beechcraft Corporation

Hawker Beechcraft Corporation

Model 400A

Section 4

Normal Procedures

ANTI/DEICE SYSTEMS (IN-FLIGHT OPERATION)

CAUTION

Do not operate anti/deice systems at Ram Air Temperatures greater than 10°C unless in icing conditions, as indicated by illumination of the ICING annunciator or airframe ice accumulation. Ice protection systems should be on prior to encountering icing conditions. Turn systems off when clear of icing conditions.

GENERAL

Engine icing conditions are defined as:

- Illumination of the ICING annunciator.
- Airframe ice accumulation.
- At all altitudes and RAT of 10°C or less in visible moisture (any obstruction to visibility should be considered visible moisture unless it can be determined to be smoke, dust or ash).
- Above 20,000 ft MSL and at RAT of 10°C or less and any of the following conditions:
 - Within approximately 5000 ft above visible moisture associated with convective activity.
 - Within approximately 10 nm horizontally of visible moisture associated with convective activity.
 - In visible moisture.
 - At any time that the conditions listed above cannot be verified.

NOTE

Industry studies indicate that engine icing may be encountered in flight conditions with no indication of airframe icing, especially at high altitude in the vicinity of convective weather activity.

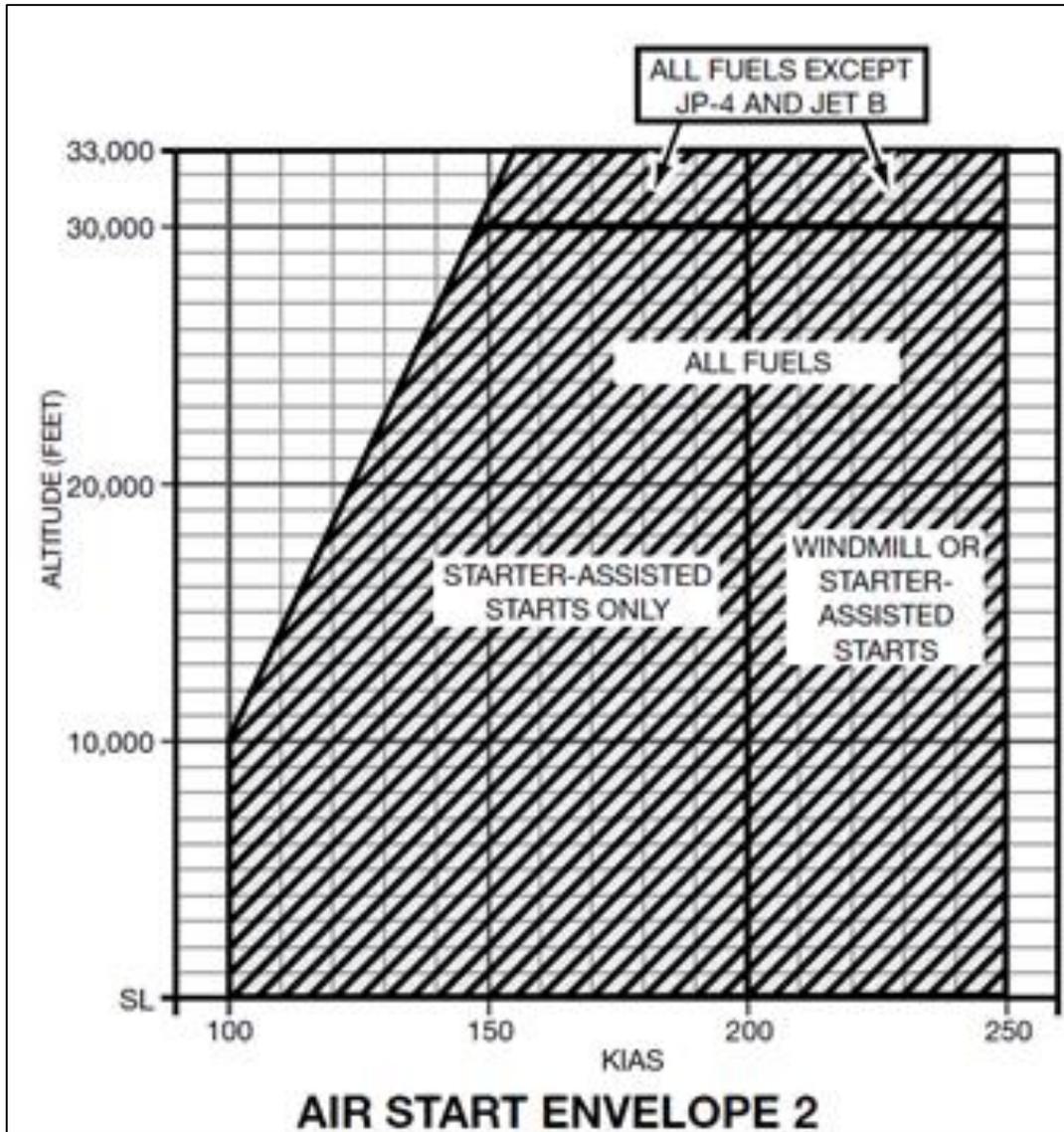
NOTE

There is no lower temperature limit for the operation of anti-ice systems. Do not assume ice formation is not possible at very low ambient temperatures (i.e. -30°C or colder).

Airframe icing conditions are defined as:

- Illumination of the ICING annunciator.
- Airframe ice accumulation.

Anexo "D" Tabla de reencendido en vuelo - Air start envelope



Anexo "E" Escalas de temperaturas de imágenes satelitales con realce Oklahoma.





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