



C.E. N° 096/11

ACLARACIONES

Se emite el presente Informe Provisional, de acuerdo con lo establecido en el Anexo 13 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, párrafo 6.6, que expresa: “Si el informe (final) no puede ponerse a disposición del público en un plazo de 12 meses, el Estado que lleve a cabo la investigación pondrá a disposición del público una declaración provisional en cada aniversario del suceso, indicando los pormenores del progreso de la investigación y cualquier cuestión de seguridad operacional que se haya suscitado”.

La presente información está sujeta a cambios y modificaciones acorde a datos solicitados aún pendientes de respuesta, ulteriores análisis y procesos de evaluación e investigación. El Informe Final contendrá oportunamente las Secciones de ANÁLISIS, CONCLUSIONES y RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD, como así también todos los Apéndices necesarios para el soporte del mencionado Informe, que no se incluyen aún en el presente documento.

INFORME PROVISIONAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Localidad de Caltrauna, entre Los Menucos y Prahuaníyeu, provincia de Río Negro

FECHA: 18 MAY 11

HORA: 23:50 UTC aproximadamente

AERONAVE: Avión

MARCA: Saab

MODELO: 340 A

MATRÍCULA: LV-CEJ

PILOTO: Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea de Avión

COPILOTO: Licencia de Piloto Comercial de 1^{ra} Clase de Avión

PROPIETARIO: Empresa de Transporte Aéreo

Nota: Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar del accidente corresponde al huso horario -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 18 MAY 11, el piloto con su tripulación y 18/1 (18 pasajeros adultos / 1 bebé) en la aeronave matrícula LV-CEJ, despegaron a las 23:05 hs del Aeropuerto (AP) Neuquén (SAZN), ubicado en la Provincia del mismo nombre, para realizar un vuelo de transporte de pasajeros (OLS 5428) con destino al AP

Comodoro Rivadavia (SAVC), en la provincia de Chubut.

1.1.2 Una vez alcanzado aproximadamente 17.800 ft (próximo a FL 180) y sin haber llegado al nivel de vuelo planificado, que era FL 190, solicitó iniciar descenso para FL (nivel de vuelo) 140 por encontrarse en condiciones de formación de hielo.

1.1.3 Mientras se hallaba a FL 140, se produjo la pérdida de control de la aeronave, precipitándose a tierra, impactando contra el terreno e incendiándose.

1.1.4 El accidente ocurrió de noche y en condiciones IMC.

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	3	18/1	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	--	--	--

1.3 Daños en la aeronave

A raíz del violento impacto contra el terreno y posterior incendio, la aeronave resultó destruida.

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 Piloto

1.5.1.1 El piloto de 45 años de edad, era titular de la Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea de Avión (PTLA), con Habilitaciones para, Vuelo por Instrumentos, Vuelo Nocturno; Monomotores y Multimotores Terrestres hasta 5.700 kg; C212; DHC8 y SF34.

1.5.1.2 De acuerdo con el informe de la Dirección de Licencias al Personal de la ANAC, el Piloto no registraba antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores y su última foliación en el legajo aeronáutico fue del 25 AGO 10, encontrándose habilitado para realizar el vuelo.

1.5.1.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase I, para la licencia de PTLA, se encontraba vigente hasta el 30 JUN 11, sin limitaciones ni observaciones.

1.5.1.4 Su experiencia en horas de vuelo a la fecha del accidente, de acuerdo con lo informado por el Operador, era la siguiente:

Total de horas de vuelo:	6.902,1
En los últimos 78 días:	166,9
En los últimos 30 días:	62,2
El día del accidente:	6,1
En el tipo de avión accidentado:	2.181,5

1.5.2 Copiloto

1.5.2.1 El Copiloto de 37 años de edad, era titular de la Licencia de Piloto Comercial de 1^{ra} Clase de Avión (PC1CA), con Habilitaciones para, Vuelo por Instrumentos, Vuelo Nocturno; Monomotores y Multimotores Terrestres hasta 5.700 kg; SF34.

1.5.2.2 De acuerdo con el informe de la Dirección de Licencias al Personal de la ANAC, el Copiloto no registraba antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores y su última foliación en el legajo aeronáutico fue del 25 NOV 10, encontrándose habilitado para realizar el vuelo.

1.5.2.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase I, para la Licencia de PC1CA, se encontraba vigente hasta el 31 AGO 11, sin limitaciones ni observaciones.

1.5.2.4 Su experiencia en horas de vuelo a la fecha del accidente, de acuerdo con lo informado por el Operador, era la siguiente:

Total de horas de vuelo:	1.340,3
En los últimos 78 días:	151,8
En los últimos 30 días:	75,4
El día del accidente:	6,1
En el tipo de avión accidentado:	285,7

1.5.3 Tripulante de Cabina de Pasajeros

1.5.3.1 La Tripulante de Cabina de Pasajeros, de 25 años de edad, era titular de la Licencia de Tripulante de Cabina de Pasajeros con habilitación para SF34, TCPTAS (Tripulante de Cabina de Pasajeros Tareas Auxiliares Bajo Supervisión).

1.5.3.2 De acuerdo con el informe de la Dirección de Licencias al Personal de la ANAC, la misma, no registraba antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores y no existía copia de la última foliación en su legajo aeronáutico. Se encontraba habilitada para realizar el vuelo.

1.5.3.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase II, para la Licencia de TCP, se encontraba vigente hasta el 31 ENE 12, sin limitaciones ni observaciones.

1.5.3.4 Su experiencia en horas de vuelo a la fecha del accidente, de acuerdo con lo informado por el Operador, era la siguiente:

Total de horas de vuelo:	1.034,6
En los últimos 78 días:	63,8
En los últimos 30 días:	38,9
El día del accidente:	6,1
En el tipo de avión accidentado:	1.034,6

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

Aeronave de transporte fabricada en 1985 por Saab Scania Suecia, modelo 340A, con número de serie 025. Se trataba de un avión bi-turbohélice, de estructura semi-monocasco, de construcción mayormente metálica, presurizado y equipado con tren de aterrizaje triciclo retráctil.

1.6.2 Célula

1.6.2.1 Al momento del accidente contaba con un total general (TG) de 41.422,6 hs y 44.477 ciclos totales. Su mantenimiento se llevaba a cabo de acuerdo con el plan establecido por el fabricante y aprobado por la autoridad aeronáutica (plan progresivo y periódico). La última inspección (de tipo: Fase 2) que realizó la Empresa operadora, fue el 22 ABR 11, cuando la aeronave contaba con 41.234,4 hs de TG.

1.6.2.2 Contaba con Certificado de Aeronavegabilidad Estándar en categoría Transporte, emitido por la Dirección de Aeronavegabilidad el 25 JUL 10, registrando en esa oportunidad, 39.443,7 hs de TG y 42.697 ciclos. El Certificado de Matriculación se encontraba emitido el 22 JUL 10 a nombre del Explotador aéreo.

1.6.3 Motores

1.6.3.1 Tipo turbohélice, fabricados por General Electric Aircraft Engines, EE.UU.; ambos modelo CT7-5A2, de 1.600 SHP cada uno; Certificado Tipo (FAA) E8NE. Los motores fueron identificados como: posición 1, S/N° GE-E-367185KUD, posición 2, S/N° GE-E-367165DKU. Ambos motores se encontraban certificados para el uso de combustible JET A-1; mismo tipo de combustible que se cargaba en la aeronave. Poseen una potencia de despegue limitada a 5 min. de 1.735 SHP.

1.6.3.2 El motor N° 1 tenía 38.592,1 hs de TG y 41.779 ciclos totales. La última inspección (limpieza de etapas de compresor) que realizó el Operador, fue el 05 MAY 11, cuando el motor tenía 38.527,6 hs de TG. El motor N° 2 tenía 34.408,9 hs de TG y 41.779 ciclos totales. La última inspección (limpieza de etapas de compresor) que realizó el Operador, fue el 05 MAY 11, cuando el motor tenía 34.344,5 hs de TG.

1.6.4 Hélices

1.6.4.1 Las hélices fueron fabricadas por Dowty Rotol, UK (Reino Unido de Gran Bretaña e Irlanda del Norte). Ambas de paso variable, de cuatro palas de material compuesto. Ambas modelo R389/4-123-F/25, N° serie DRG/8770/84, en la posición 1 y N° serie DRG/1728/84, en la posición 2.

1.6.4.2 Al momento del accidente, la hélice N° 1 contaba con un TG de 37.104,9 hs, mientras que la N° 2 un TG de 35.289,0 hs.

1.6.5 Peso y balanceo de la aeronave

1.6.5.1 El cálculo de los pesos de la aeronave, de acuerdo con el “Manifiesto de Peso y Balanceo” del Operador para el vuelo NEU-CRV (OLS 5428) del 18 MAY 11, firmado por el Despachante y el Comandante de la aeronave, al momento del despegue era el siguiente:

Operativo:	8.780 kg
Pasajeros (18/1):	1.386 kg
Carga:	257 kg
Combustible:	2.100 kg
Total al Despegue:	12.523 kg
Máximo de despegue (PMD):	12.930 kg
Diferencia:	407 kg, en menos respecto al PMD

1.6.5.2 De acuerdo con las investigaciones, el centro de gravedad se encontraba dentro de la envolvente aprobada en el mismo documento.

1.7 Información meteorológica

1.7.1 El informe del Servicio Meteorológico Nacional (SMN) con datos inferidos, obtenidos de los registros horarios de las estaciones meteorológicas Neuquén, San Carlos de Bariloche, Maquinchao y San Antonio Oeste, interpolados al lugar del accidente, imágenes del GOES 12, y del modelo numérico ETA SMN. Visto también el mapa sinóptico de superficie de 00:00 UTC del día 19 de mayo, era: Viento: 320°/05 kt, visibilidad: 8 km, fenómeno significativo: lluvia débil, nubosidad: 5/8 ST 600 m, 8/8 NS 1.500 m, temperatura: 11,5° C, temperatura punto de rocío: 4,7° C, presión a nivel de la estación: 1.010,5 hPa y humedad relativa: 63 %.

1.7.2 En la imagen satelital GOES 12 IR, realizada con temperatura de topos nubosos y vapor de agua del día 18 MAY 11 a las 23:50 UTC, donde se observa cielo completamente cubierto por nubosidad baja y media estratiforme con algunos desarrollos verticales de nubosidad cumuliforme con topos que se pueden inferir de la imagen de topos nubosos entre -32° y -40° C, producto de un sistema frontal frío que hacía su ingreso sobre el centro y norte de la Patagonia, pudiendo determinarse viento con velocidad entre 20 y 25 kt. Se destaca lo expresado en el análisis pormenorizado realizado por el Servicio Meteorológico Nacional, en cuanto a la formación de hielo en vuelo: “De acuerdo al rango de temperatura, temperatura de punto de rocío, humedad relativa y a la distribución nubosa presente entre FL190 y FL080 la probabilidad de engelamiento era alta.”

1.7.3 De acuerdo con lo expresado en la entrevista realizada a la tripulación de la misma Empresa aérea, que había realizado momentos antes la ruta en sentido inverso desde Comodoro Rivadavia a Neuquén, el piloto manifestó que las condiciones meteorológicas en ruta eran buenas a nivel 140, sin formación de hielo y VMC (condiciones meteorológicas visuales).

1.7.4 De acuerdo a lo publicado en el AIP ARGENTINA, AD 2.11, el horario de la Oficina MET en el AP Neuquén es de lunes a viernes de 09:00 a 16:00 hs UTC; fuera de ese horario, la Oficina MET operativa es OVM AEROPARQUE.

1.7.5 En el lugar del accidente hubo tres testigos no calificados que durante la entrevista manifestaron que las condiciones meteorológicas eran buenas al momento del accidente, nubosidad alta, mitad de cielo cubierto y despejado hacia el Este, con una temperatura estimada en 10° C.

1.8 Ayudas a la navegación

La información se encuentra con aspectos pendientes de obtención, compilación y bajo análisis.

1.9 Comunicaciones

1.9.1 Las comunicaciones que se efectuaron durante el vuelo fueron normales en ambos sentidos entre TWR NEU, FIR EZE, no así con el FIR CRV; debido a que en la zona del accidente no habría suficiente cobertura de frecuencia VHF disponible.

1.9.2 Esta deficiencia podría ser mitigada mediante la utilización de comunicaciones HF. De acuerdo con la información emitida por la DA de la ANAC, esta aeronave no contaba con dicho equipamiento.

1.9.3 El lapso desde la última comunicación normal en vuelo, hasta que se dio el aviso de emergencia fue entre 4 y 5 minutos. En este tiempo no se pudo obtener ninguna información del vuelo accidentado, sólo el aviso de emergencia escuchado por otra aeronave que se encontraba volando en la FIR CRV, cumpliendo la ruta Aeroparque – Comodoro Rivadavia, con FL350.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en una zona rural, localidad de Caltrauna, entre Los Menucos y Prahuaníyeu, provincia de Río Negro.

1.10.2 La mencionada zona de impacto contra el terreno, era de tipo duro (roca y piedra laja), ubicada entre cerros cuya elevación con respecto al nivel medio del mar es 2.741 ft.

1.10.3 Las coordenadas geográficas del lugar eran: 41° 06' 07" S - 067° 56' 33" W.

1.11 Registradores de vuelo

1.11.1 De acuerdo a lo establecido en el Anexo 13 de OACI, la National Transportation Safety Board (NTSB) de los EE.UU. tomó intervención en el presente accidente, como Estado de diseño y fabricación del sistema propulsivo de la aeronave a través de su Representante Acreditado y los Asesores correspondientes. Dado a que en la Argentina no se cuenta con los equipos necesarios para la totalidad de la tarea, ni tampoco con la experiencia necesaria para trabajar con equipos destruidos e incendiados, ese organismo ofreció sus instalaciones, en el marco del Acuerdo de Mutuo Entendimiento e Intercambio celebrado entre la NTSB y la JIAAC.

1.11.2 Se trasladaron ambos registradores al Departamento Ingeniería y Desarrollo – División Registradores de Vehículos de NTSB, conservándose todas las medidas de seguridad y resguardo pertinentes al caso, en coordinación con el Juzgado interviniente. El envío y retorno del material se realizó sin novedad, manteniéndose todo el material en las condiciones originales del hallazgo, con su documentación adjunta.

1.11.3 Equipos

1.11.3.1 Registrador de Voces de Cabina (CVR):

Fabricante: Fairchild Modelo: A-100A, S/Nº 60238, Medio de registro: cinta magnetofónica, Tiempo de registro: 26 min, Canales de registro: 4, Canales con registros: 3.

Estado del equipo: severamente dañado por impacto e incendio.

Estado del medio de protección interno: dañado parcialmente por impacto e incendio.

Requerimientos de supervivencia: TSO C-51a.

1.11.3.2 Registrador de Datos de Vuelo (FDR):

Fabricante: Lockheed Aeronautical Systems (LAS), Modelo: 209, S/Nº 2575, Medio de registro: cinta magnética, Tiempo de registro: 25 hs, Modo de registro: formato digital de codificación binaria de almacenamiento en seis "tracks" (pistas) de señal analógica. Cada bloque de registro ocupa aproximadamente ¼ de pulgada de la cinta, de funcionamiento bidireccional y sinfín (registro según estandarización ARINC 573).

Estado del equipo: severos daños por impacto e incendio.

Estado del medio de protección: Parcialmente dañado por el impacto.

1.11.4 Apertura y evaluación

1.11.4.1 Registrador de voces de cabina (CVR)

1.11.4.1.1 El CVR evidenciaba signos de aplastamiento y penetración, con destrucción de la estructura externa (impacto y penetración) y el medio protector de registros (estructura resistente y protección térmica). Presentó evidencias de haber sido afectado por un lapso de tiempo considerable al incendio. La baliza

ULB (“Underwater Locator Beacon”) se encontraba dañada, pero resistió el impacto y permaneció anclada al equipo.

1.11.4.1.2 Mediante la utilización de herramientas manuales se extrajo la estructura protegida, con el medio de registro, apartando y preservando el resto del equipo. Al retirar el subconjunto y proceder a su apertura, se detectó que la protección térmica interna había sido afectada por el incendio. En la extracción de la última cubierta de protección mecánica se observaron fracturas y daños que llegaban hasta el propio medio de registro, cabezales de grabación y demás componentes internos.

1.11.4.1.3 Durante la extracción de la cinta magnetofónica se encontró que estaba cortada, con un sector desprendido y recuperado. El daño se detectó en la proximidad de la cinta (cinta polimérica de “Mylar®” recubierta con material ferromagnético) a los cabezales de grabación, donde al momento del impacto quedó retenida y trabada.

1.11.4.1.4 A pesar de los daños y desprendimiento, se realizó un trabajo de limpieza y reconstrucción, retornando la continuidad de toda la extensión del elemento. A continuación, se bobinó la cinta en un carretel específico del equipo de lectura, para su desgrabación y digitalización.

1.11.4.1.5 Si bien este tipo de tecnología de CVR está diseñado para registrar 30 minutos (regrabables), se pudieron obtener aproximadamente 26 minutos de grabación con una calidad de audio “pobre” (de acuerdo a la evaluación realizada por personal especializado de NTSB y expuesta en el Informe DCA 11RA059 Attachment I), de tres de los canales: *HOT-1*: Canal correspondiente al micrófono del Comandante, *HOT-2* Canal correspondiente al Copiloto y *CAM*: micrófono de área de cabina o micrófono ambiente. El cuarto canal de registro, que en este caso no poseía grabación, es el de “passenger address” o de aviso y comunicación a los pasajeros.

1.11.4.1.6 Se realizó transcripción textual de los contenidos que pudieron ser interpretados, dada la calidad del audio. Se aplicaron filtros de ruido y ecualizaciones para mejorar la calidad original y realizar la interpretación.

1.11.5.1 Registrador de datos de vuelo (FDR)

1.11.5.1.1 El equipo FDR tenía signos de impacto y daños por incendio, sin embargo presentaba un estado de conservación mejor que el CVR. Durante la secuencia del impacto se desprendió el módulo interno protegido donde se encontraba ubicada la cinta. A pesar de ese desprendimiento, el contenedor soportó las aceleraciones y conservó resguardado el medio de registro.

1.11.5.1.2 Durante la apertura del conjunto, se detectó que la cinta se encontraba dañada y cortada, en la zona próxima a la ubicación de los cabezales de grabación. La falla se produjo debido a la violencia del impacto, seccionando la cinta y quedando retenida en la última posición de grabación.

1.11.5.1.3 Se extrajeron ambos carretes donde la cinta sinfín se desplazaba y

se procedió a una cuidadosa limpieza, para luego realizar la reconstrucción de los sectores dañados. Se utilizaron técnicas manuales de empalme, mediante el empleo de adhesivos específicos y cinta “líder” de refuerzo.

1.11.5.1.4 Cuando se logró reconstruir la cinta, fue nuevamente bobinada, para ser colocada en el equipo específico de interpretación y decodificación de los registros binarios a unidades de ingeniería. Ese equipo tiene la capacidad de interpretar los bloques de 64 unidades (12 bits de longitud) de información por segundo que registra el FDR LAS 209. Cada “paquete” de 64 unidades está formado por “subframes” internos de un segundo de duración, dispuestos en bloques de a 4 “subframes”. Cada una de esas unidades elementales de registro de datos, posee una codificación inequívoca que identifica el valor correspondiente a cada uno de los parámetros.

1.11.5.1.5 Este tipo de registrador almacena la información de vuelo en dos variantes. Por un lado, en unidades de ingeniería los correspondientes a valores numéricos (ej. velocidad indicada, presión de altitud, ángulo de rolido, etc.) y por otro en “parámetros discretos” para aquellos que son valores adimensionales correspondientes al funcionamiento (despliegue, activación u operación) de un conjunto o dispositivo de a bordo (ej. posición de tren de aterrizaje, alarma de fuego en los motores, modo de operación del piloto automático, etc.).

1.11.5.1.6 El equipo LAS 209 S/Nº 2575, poseía un total de 115 parámetros registrados, de los cuales 74 corresponden a valores discretos, 66 de aquellos pertenecen a los modos de funcionamiento del sistema de piloto automático (según Apéndice “A” Informe NTSB DCA 11RA059). Los restantes parámetros con valores numéricos corresponden a: 5 de día y hora, mientras que los restantes 36 representan las variables de la mecánica de vuelo, valores atmosféricos (temperatura exterior y presión de altitud), actuación de comandos aerodinámicos y los valores de funcionamiento del sistema propulsivo.

1.11.6 Obtención de la información del FDR

1.11.6.1 A través del equipo decodificador específico se pudo obtener un total aproximado de 2 horas y 29 minutos de registro de datos. Durante el proceso de lectura y digitalización de la cinta se produjeron numerosos “huecos” (“drop-outs”) de faltas de información, debido al deterioro que se produjo en la cinta. Con el objetivo de dar continuidad a los datos decodificados, se realizó una edición manual con la técnica de “wave-form editing”.

1.11.6.2 La técnica de “wave-form editing” es un método predictivo empírico de obtención de valores que consiste en interpretar la forma de la sinusoidal en que se representan los valores binarios a medida que son descargados y digitalizados, por lo que: si existen “huecos” en la sinusoidal, se observa dónde está la falla, asignándole un valor (cero o uno) de acuerdo a la posición (cresta, valle, tendencia positiva, tendencia negativa, etc.). De esa manera se logra dar continuidad a los parámetros, respetando los valores registrados originalmente.

1.11.6.3 La conversión de unidades se realizó de acuerdo a lo establecido en la documentación técnica del fabricante del equipo. Para la presentación gráfica de

parámetros, de acuerdo con los procedimientos normalizados por parte del laboratorio donde se realizó la tarea, se asignó valores positivos a las actuaciones en ascenso y virajes o ángulos hacia la derecha. Es decir, se entiende gráficamente que es positivo: actitud de ascenso, rolido hacia la derecha, guiñada a la derecha y deflexión positiva de superficies de comando aerodinámico.

1.11.6.4 Por su parte, los valores de parámetros discretos fueron expresados como “verdadero” y “falso”, correspondiéndose con “sí” o “no”, o bien “conectado” o “desconectado”.

1.11.6.5 Con la información extraída del FDR se pudo representar la totalidad del vuelo anterior al que se produjo el accidente y los últimos 43 minutos aproximadamente del vuelo que finalizó en accidente. Debido a los daños que presentó la cinta, no se pudieron obtener completamente los valores correspondientes a los últimos 18 segundos del vuelo. Se continuó el proceso de “wave-form editing” para intentar la recuperación de esos segundos, pudiéndose sólo recuperar 2 segundos de los restantes.

1.11.6.6 Con la información obtenida se realizaron 16 gráficos donde se representaron los valores significativos para la investigación. Para la normativa internacional y argentina, tanto el audio como la transcripción poseen carácter de “Confidencial” (párrafo 5.12 del Anexo 13 de OACI, párrafo 13.35 del RAAC Parte 13 y párrafo 5.12 del RIAAC), “...a menos que las autoridades competentes en materia de administración de justicia de dicho Estado determinen que la divulgación de dicha información es más importante que las consecuencias adversas, a nivel nacional e internacional, que podría tener tal decisión para esa investigación o futuras investigaciones.” (Anexo 13).

1.11.6.7 Con los datos obtenidos, también se realizó un estudio aerodinámico de las condiciones de la mecánica del vuelo, evaluando y representándose el ángulo de ataque de la aeronave a lo largo de la trayectoria, el coeficiente de sustentación durante el vuelo, el coeficiente de resistencia a lo largo de la operación (en ambos casos con sus correspondiente variaciones) y coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque.

1.11.7 Mejora de la calidad del audio del CVR

1.11.7.1 Con la coordinación del Juzgado interviniente en la causa, se accedió al laboratorio de Escopometría de la Policía Federal Argentina, donde se realizaron filtraciones independientes de los canales del CVR. Se ecualizaron y filtraron distintas frecuencias a los efectos de poder interpretar mejor las conversaciones y sonidos propios de interés para la investigación.

1.11.7.2 El resultado obtenido no fue óptimo, debido a que la grabación de origen no tenía la calidad necesaria para poder realizar un análisis más exhaustivo. Sin embargo, la mayoría de las conversaciones relativas a la operación de la aeronave pudieron ser entendidas.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 El accidente se produjo sobre una zona de cerros.

1.12.2 La aeronave se precipitó sobre el terreno en un ángulo de aproximadamente 20° de nariz abajo, una inclinación lateral hacia la izquierda de aproximadamente 40° y un rumbo aproximado NO; recorriendo la parte principal del fuselaje sobre el terreno una distancia de 4 m, desde el primer impacto, incendiándose en ese lugar.

1.12.3 La mayor concentración de los restos de la aeronave y cuerpos de los ocupantes quedaron distribuidos desde el primer impacto con rumbos que forman un ángulo de dispersión de los restos, que va desde los 300° hasta los 350° y menor cantidad de restos, en un radio de aproximadamente 200 m alrededor de ese punto principal de impacto.

1.12.4 Como consecuencia de la violencia del impacto, el combustible se esparció, produciendo un incendio sobre la zona del accidente, afectando gran parte de la aeronave y los cuerpos.

1.13 Información médica y patológica

No se conocen antecedentes médico / patológicos de la tripulación que hubiesen influido en el accidente.

1.14 Incendio

1.14.1 El incendio se produjo después del primer impacto contra el terreno, produciendo la mayor intensidad del fuego sobre la zona más importante de los restos (fuselaje, empenaje, alas).

1.14.2 La dispersión del fuego sobre el terreno tuvo una ubicación en un ángulo que va desde el rumbo 300° a 350° desde el punto de impacto principal.

1.15 Supervivencia

1.15.1 Por el nivel de violencia con que se produjo el impacto y posterior incendio, no se pudieron constatar las condiciones de los elementos de seguridad abordo, tales como cinturones, asientos, etc.

1.15.2 El Informe de Búsqueda y Salvamento dependiente de la Regional Sur de la ANAC, expresó sintéticamente que:

182355 UTC El ACC CRV comunicó al Centro de Búsqueda y Salvamento de la Regional Sur la novedad sobre la aeronave comercial OLS 5428, SF34 procedente de Neuquén con destino Comodoro Rivadavia sin comunicación con el ACC CRV, informado por el piloto de un C550, que escuchó en la frecuencia 125,5 "MAY DAY" en tres oportunidades.

190004 UTC Se establece contacto con la Unidad Regional perteneciente a la

Policía de la Provincia de Chubut, a efectos de establecer una red de comunicación extendida con las comisarías o puestos policiales, próximos a la ruta de navegación.

Se gestiona FPL (plan de vuelo) suplementario.

Se informa a la IX Brigada Aérea, Comodoro Rivadavia.

Se solicitó al turno del Centro de Control de Misiones Argentinas (ARMCC) ubicada en la I Brigada Aérea, Palomar, la posible activación del Transmisor Aeronáutico de Emergencia (ELT) de la aeronave.

Se informó al Turno de la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil (sede Central).

190035 UTC Se da conformidad al mensaje de la Fase Peligro a las direcciones establecidas.

Se recibe información de Plan de Vuelo, Manifiesto de Peso y Balanceo y mensajes FPL y SPL.

Se solicita estado meteorológico en ruta a la Oficina de Pronóstico de Comodoro Rivadavia.

190150 UTC Se contacta con personal de Defensa Civil de la localidad de Los Menucos, provincia de Río Negro, quienes informan que en proximidades del lugar fue observado la caída y una "bola de fuego", y que se dirigen hacia el lugar los medios concurrentes.

190230 UTC Personal de Defensa Civil de Los Menucos informa que el personal convocado llegó al lugar, se le recomendó que el personal actuante no altere el sector del accidente.

190435 UTC Dicho personal informa que en el lugar del accidente no hay sobrevivientes.

190522 UTC Personal de Defensa Civil de la provincia de Río Negro reconfirma que el lugar del accidente está ubicado a 40 km del paraje Prahuaníyeu y que no hay sobrevivientes. A continuación se informa al personal de turno de la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil.

1.15.3 Se consultó a la oficina COSPAS SARSAT, sobre la detección satelital (ELT), la cual informó que no hubo recepción de señal.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 En el lugar del accidente se procedió a realizar una identificación de los restos, tal como quedaron luego del suceso, individualizando los componentes principales y su estado general. Para esa tarea se contó con la colaboración de los Representantes Acreditados de los Estados (NTSB de los EE.UU., como

Estado de diseño y fabricación de los motores y la SHK de Suecia, como Estado de diseño y fabricación de la aeronave), junto a sus Asesores designados, de acuerdo con lo establecido en el Anexo 13 de OACI. Los investigadores de la JIAAC y los especialistas relevaron los restos, aislando los componentes necesarios para la prosecución de la investigación, en cada área específica.

1.16.2 Por su parte, la AAIB (Air Accident Investigation Branch, Reino Unido de Gran Bretaña e Irlanda del Norte) designó un Representante Acreditado, que si bien no viajó al lugar del suceso, ha prestado colaboración en lo relacionado a la documentación técnica de las hélices.

1.16.3 Dos testigos no calificados, que se encontraban cerca del lugar del accidente y observaron los instantes anteriores al impacto, manifestaron durante la entrevista que, la aeronave pasó sobre su casa a baja altura, que se escuchaba el ruido de los motores, que iba con las luces de colores prendidas y que no observaron fuego; asimismo, comentaron que lo vieron alejarse hacia el Este con un viraje hacia la izquierda, que se perdió detrás de la loma e inmediatamente escucharon una explosión y el humo negro.

1.16.4 Relacionado con el despacho de la aeronave en el AD NEU, el despachante de la Empresa operadora de la aeronave en Neuquén manifestó durante la entrevista que, a la llegada de la aeronave a NEU, le dio el "briefing" a la tripulación en las oficinas de la empresa y en la cabina del avión, del vuelo de NEU a CRV, donde le informó que las condiciones meteorológicas en la ruta eran buenas, de acuerdo con la información suministrada por el SMN; asimismo, el piloto no hizo ningún comentario sobre las condiciones de la ruta y que había tenido información meteorológica del piloto de otra aeronave que procedía de CRV y que había aterrizado minutos antes.

1.16.5 También comentó que, la información meteorológica la obtienen de Internet, de la Página Oficial del SMN, como es costumbre en todas las escalas de la empresa y que la tripulación no se presentó en la oficina meteorológica de NEU (ver horario de atención en 1.7.4).

1.16.6 Del mismo modo manifestó que hasta el momento del accidente, no había recibido por intermedio de la empresa, instrucción ni boletines informativos referente a engelamiento en tierra y vuelo.

1.16.7 Referente a la programación de los pilotos en los vuelos, el programador de la Empresa operadora manifestó durante la entrevista que para realizar la programación de las tripulaciones se recibía información relacionada con cada piloto, copiloto y auxiliar de cabina, del Jefe de Operaciones, Jefe de Flota y Jefe de Instrucción, con la cual se realizaba la programación mensual de los tripulantes, teniendo en cuenta las limitaciones de las Disposiciones 26/2000 y 26/2003 del Decreto (PEN) 671/94 que regula la actividad de las tripulaciones de vuelo; finalizada la misma se hacía pública a todo el personal de la empresa.

1.16.8 Asimismo, expresó que para el vuelo accidentado se efectuó el cambio de uno de los tripulantes que realizó la operación desde su base (Rosario), por pedido del mismo.

1.16.9 Trazabilidad y mantenimiento

1.16.9.1 Se obtuvo la documentación técnica y de aeronavegabilidad a través del Operador de la aeronave y la autoridad aeronáutica (Dirección de Aeronavegabilidad – ANAC). Del análisis de la misma se desprende que:

- La aeronave poseía su Certificado de Aeronavegabilidad de acuerdo con la normativa aplicable, como así también se encontraba incorporada en las Especificaciones de Operación de la Empresa, de acuerdo a la Orden DA 8300.10.

- Inmediatamente luego de ocurrido el suceso, la Dirección de Aeronavegabilidad designó un Inspector para que se trasladara a la base de mantenimiento del Operador (Rosario – Prov. de Santa Fe), a los efectos de reunir la totalidad de la documentación de mantenimiento de la aeronave accidentada.

- De la totalidad de la información obtenida se pudo determinar que dos Directivas de Aeronavegabilidad (AD) no estaban cumplimentadas al momento del accidente, se trataba de las siguientes:

Hélice instalada en posición izquierda: P/N° R389/4-123-F/25 – S/N° DRG8770/84 (Cubo P/N° 660714259 – S/N° CW1255)

AD 2008-0033 (Boletín de Servicio SF340-61-A106), aplica a la hélice

Tarea requerida: Inspección visual en zona de las camisas de sujeción de toma de pala de hélice

Período de cumplimiento: 1.600 hs

Último cumplimiento: 02 NOV 09 a las 35.121,9 hs (TG hélice)

Próximo cumplimiento: 36.721,9 hs (TG hélice)

TG hélice al momento del accidente: 37.104,9 hs

AD vencida en: 383 hs

AD 2009-0005 (Boletín de Servicio SF340-61-95), aplica al cubo

Tarea requerida: Inspección por ultrasonido del cubo de hélice (detección de fisuras)

Período de cumplimiento: 1.200 hs

Último cumplimiento: 02 NOV 09 a las 16.425,6 hs (TG cubo), 35.121,9 hs (TG hélice)

Próximo cumplimiento: 36.321,9 hs (TG hélice)

TG hélice al momento del accidente: 37.104,9 hs

AD vencida en: 783 hs

Hélice instalada en posición derecha: P/N° R389/4-123-F/25 – S/N° DRG1728/84

AD 2008-0033 (Boletín de Servicio SF340-61-A106), aplica a la hélice

Tarea requerida: Inspección visual en zona de las camisas de sujeción de toma de pala de hélice

Período de cumplimiento: 1.600 hs

Último cumplimiento: 09 JUL 09 a las 33.310,8 hs (TG hélice)

Próximo cumplimiento: 34.910 hs (TG hélice)

TG hélice al momento del accidente: 35.289 hs
AD vencida en: 379 hs

AD 2009-0005 (Boletín de Servicio SF340-61-95), no aplica al cubo instalado (P/N° 660714289).

- Según lo informado por la Empresa a la DA, la omisión del cumplimiento de ambos documentos, se debió a un error en la carga de tareas en el sistema de control de las Directivas de Aeronavegabilidad.

- Si bien ambas directivas no se encontraban cumplimentadas al momento del suceso, no existen evidencias de fallas estructurales de ninguna de las dos hélices durante el vuelo.

- El último asiento en el Registro Técnico de Vuelo (RTV folio # 00011516), copias obrantes en la Empresa operadora, data del 16 MAY 11, correspondiente al vuelo OLS 5427 de SACO a SAAR en donde no se observan novedades. Asimismo se analizaron las novedades asentadas en todos los registros técnicos desde el 13 ENE 11 (RTV folio # 00010576).

1.16.9.2 A través de la Dirección de Aeronavegabilidad se obtuvo también información de la siguiente documentación de mantenimiento:

- Copias del Certificado de Aeronavegabilidad, Matriculación, Registro de Propiedad y situación legal ante el Registro Nacional de Aeronaves.
- Registro de las tareas de mantenimiento cumplimentadas.
- Programa de Mantenimiento de Aeronavegabilidad Continuada.
- Manual General de Mantenimiento.
- Reporte de confiabilidad mecánica.
- Reporte de interrupción mecánica.
- Reporte resumido de actividad mensual de flota.
- Informe de Inspecciones de Vigilancia de Oportunidad y Programadas al organismo de mantenimiento del Operador.

1.16.9.3 Del análisis de la documentación puede observarse que:

- El Programa de Mantenimiento de la aeronave posee ocho revisiones, la última data del 05 JUL 10. De acuerdo a lo documentado, se cumplieron las normas requeridas, estando dicho programa vigente, apto y elegible para la aeronave LV-CEJ al momento del suceso.

- En el programa puede observarse que ha quedado expresado que el N/S° 025 (correspondiente al LV-CEJ) no posee sistema de comunicaciones HF –Section II Systems and Powerplant, Referencia a la Job Card: 231201– de acuerdo a autorización de la Dirección de Tránsito Aéreo.

- El Manual General de Mantenimiento de la Empresa, documento A-275 de la Gerencia de Mantenimiento fue desarrollado y revisado el 31 AGO 10 por parte de las autoridades de la Empresa, siendo presentado y visto por la Dirección de Aeronavegabilidad el 07 ENE 2011. El documento contiene el desarrollo de los

procedimientos generales para la inspección y mantenimiento de los productos aeronáuticos del Operador acorde a lo requerido por la autoridad aeronáutica.

- De los registros de Informe Mensual de Inspecciones y Trabajos de Mantenimiento, no surgen otras novedades que pudieran haber influido en la aeronavegabilidad y confiabilidad en el servicio de la aeronave accidentada.

- Se obtuvieron copias de Actas y protocolos de Auditorías de la DA a la Organización de mantenimiento del operador, tanto en su base como en las escalas. De su lectura y análisis se desprende que no fueron halladas novedades significativas, que pudieran haber influido como amenazas al presente suceso.

1.16.10 Otros aspectos técnicos

1.16.10.1 Investigación de campo

1.16.10.1.1 Los investigadores de la JIAAC, junto con la asistencia de los Representantes Acreditados de la SHK y la NTSB verificaron los restos de la aeronave LV-CEJ en el lugar del suceso, aislando componentes para posteriores análisis.

1.16.10.1.2 De lo analizado en los restos y componentes se determinó que: la aeronave impactó el terreno entera, sin haber experimentado el desprendimiento de alguna parte en vuelo. De acuerdo con los daños de los motores se determinó que los mismos se encontraban funcionando y entregando potencia al momento del impacto. Dado el grado de destrucción, no pudo verificarse fehacientemente el ángulo de paso de las palas de las hélices.

1.16.10.2 Revisión del sistema propulsivo

1.16.10.2.1 El motor modelo CT7-5A2 está conformado por cuatro módulos principales: caja de accesorios, zona fría (compresor), zona caliente y turbina de potencia.

1.16.10.2.2 Durante la investigación de campo, y con el apoyo de los Asesores del Representante Acreditado del Estado de diseño de los motores, se pudo determinar que las zonas frías de ambos motores: etapas de compresor axial (cinco etapas rotoras axiales), conjunto de álabes guía y los conjuntos de estator de compresor fueron recuperados en distintos lugares. A pesar de la dispersión y los daños, se pudo observar en los componentes analizados un patrón de marcas, melladuras y daños coincidentes con el sentido de giro del motor.

1.16.10.2.3 Recuperadas las partes dispersas de la zona caliente del motor derecho y las instaladas en el izquierdo (como los ejes principales de potencia), se pudo constatar que, a pesar de la destrucción de los componentes, no existían evidencias de fallas incontenidas ni fuego previo al accidente. Los ejes presentaban el mismo patrón de marcas y daños que indicaban el sentido normal de giro del motor con energía.

1.16.10.2.4 Las cajas de accesorios de ambos motores fueron recuperadas

parcialmente debido al grado de destrucción. Se identificaron algunos trenes de engranajes dañados severamente, sin que se evidenciaron signos de daño previo.

1.16.10.2.5 Respecto a las hélices, pudieron hallarse en el terreno dieciocho fragmentos principales que correspondían a ambos conjuntos. A pesar del grado de destrucción, se pudo determinar el origen comparando los números de fabricación. No se hallaron discrepancias de elegibilidad o trazabilidad, comparado los datos con los que constaban en la documentación de mantenimiento. El grado de destrucción y dispersión de los fragmentos indican que las palas hicieron contacto contra el terreno en funcionamiento.

1.16.10.3 Aislación de componentes para ensayos

Una vez finalizada la investigación de campo, se procedió a seleccionar componentes de interés para la prosecución de la investigación, según el siguiente detalle:

- Registradores de vuelo (CVR y FDR).
- Válvulas neumáticas del sistema de control del deshielo de alas.
- Instrumentos recuperados de la cabina de vuelo.
- Panel de fusibles de la cabina de vuelo.
- Panel anunciador de alarmas de la cabina de vuelo (*).
- Control de disparo de los matafuegos de motor.
- Palanca de accionamiento del tren de aterrizaje.

() Dado el grado de destrucción de las partes y la inercia del impacto, el panel se desarmó al desprenderse, extraviándose varias luces indicadoras. Posteriormente, dos de ellas fueron recuperadas en el lugar del suceso por parte de personal de la Asociación de Pilotos de Líneas Aéreas, organismo que entregó los indicadores hallados al Juzgado interviniente y oportunamente fueron remitidas a la JIAAC para continuar con las investigaciones. Los indicadores hallados eran los correspondientes a: "Aviónics" (indicador de discrepancias de aviónica) y "Doors" (indicador de puertas abiertas o no trabadas). La misma Asociación recuperó placas identificadoras y otros elementos que fueron remitidos del mismo modo.*

Una vez terminada la tarea de aislar y preservar los elementos de interés en la investigación; los restos fueron liberados al Juzgado interviniente.

1.16.10.4 Ensayos y exámenes realizados en el Estado de Diseño y Fabricación de la aeronave

Se remitieron a la SHK ambas válvulas del sistema de control de deshielo y el panel central de alarmas, para que bajo su supervisión sean analizados y revisados en detalle.

1.16.10.4.1 Válvulas de deshielo de alas

- Bajo la supervisión de la SHK, se remitieron a las instalaciones de Saab Support Services (MRO Division Malmslatt), ambos componentes que equipaban a la

aeronave accidentada, donde se realizó el desarme e inspección de los restos. De acuerdo a los daños evaluados por los especialistas, la única función posible de comprobar fue la de los accionadores o interruptores de presión (pressure switches); cabe señalar que la función del sistema de deshielo y de las válvulas mismas, se encuentran asociados a la indicación y función de esos interruptores.

- Del análisis de los restos, el fabricante (Informe OFUOME/12:046) con el aval de la SHK informaron que: en base a los exámenes realizados sobre ambos componentes en forma independiente y los daños evaluados; se concluye que ambos interruptores de presión del sistema de deshielo de los planos se encontraban generando una indicación verdadera, con la que se alimentaba la información de la cabina de vuelo y del sistema como conjunto. Las discrepancias de indicación en el control del sistema eléctrico durante el ensayo, se debieron al gran nivel de destrucción, daños y exposición a altas temperaturas (incendio).

1.16.10.4.2 Actualmente se encuentra en análisis, el Panel Central de Alarmas, en laboratorios específicos designados y bajo la supervisión de la SHK.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era propiedad de una Empresa, cuyo Certificado de Explotador de Servicios Aéreos autorizaba a realizar: "Servicios Regulares y No Regulares Internos e Internacionales de Transporte Aéreo de Pasajeros, Carga y Correo, Utilizando Aeronaves de Gran Porte".

1.18 Información adicional

1.18.1 El 12 JUL 11, la JIAAC emitió en carácter de adelanto y acorde al párrafo 6.8 del Anexo 13 de OACI, una Recomendación sobre Seguridad Operacional, relacionada con la operación de aeronaves propulsadas por motores alternativos y turbohélices en tiempo frío o bajo condiciones pronosticadas de posible formación de hielo.

1.18.2 Se encuentran bajo análisis, otros sucesos ocurridos a este tipo de aeronave, relacionados con la pérdida de control debido a acumulación de hielo estructural, investigados en otras partes del mundo, y que han sido objeto de estudio para la emisión de recomendaciones sobre seguridad y propuestas para posibles modificaciones a la aeronave. Tales son los casos de los siguientes incidentes:

- 11 NOV 98, Eildon Weir, Victoria, Australia, investigado por la ATSB (Australian Transport Safety Bureau).
- 18 JUN 04, Albury, Victoria, Australia, investigado por la ATSB.
- 02 ENE 06, San Luis Obispo, California, investigado por la NTSB (EE.UU.).

1.18.3 Sistemas de protección para condiciones de engelamiento

1.18.3.1 El Saab 340 A es una aeronave certificada bajo norma FAR 25 (Certificado Tipo A52UE) para el transporte aéreo. Según los requerimientos de certificación para la aviación de transporte, este avión posee sistemas de protección contra la formación y acumulación de hielo en vuelo (ref. CFR 14 FAR 25.1419, en concordancia con los requerimientos de la autoridad europea).

Los dispositivos de protección son:

- Calefactor eléctrico de borde de ataque de pala de hélice.
- Calefactor eléctrico de toma de aire de motores.
- Sistemas de botas neumáticas desheladoras en los bordes de ataque de las alas.
- Sistema de botas neumáticas desheladoras en el borde de ataque del conjunto de cola (superficie vertical y horizontal).
- Calefactor eléctrico de parabrisas.

Vinculado a la misma norma de certificación, esta aeronave se encontraba cumpliendo los requisitos del Apéndice C “Requerimientos especiales de certificación – operación en condiciones de engelamiento”.

1.18.3.2 El Manual de Vuelo de la Aeronave (AFM), Saab AFM 340A Rev. 53 del 26 FEB 2010, como también el Manual de Operaciones (AOM) contienen la información necesaria para el vuelo. Según lo expresan esos documentos la aeronave es apta para volar de modo seguro en el 99% de las condiciones que expresa el Apéndice C de la FAR 25.

El Suplemento N°1 del AFM “Operations in cold and icing conditions” desarrolla los conceptos, procedimientos y técnicas para el vuelo seguro en esas condiciones. Inicialmente se define al vuelo en condiciones de engelamiento como dos formas típicas de presentarse:

- Condición máxima intermitente: variables de vuelo que se presentan en una atmósfera de nubosidad cumuliforme.
- Condición máxima continua: comprende variables en una atmósfera de nubosidad estratiforme.

Identificando las condiciones de la atmósfera en cuanto al tipo de nubosidad, se requiere determinar el contenido de agua líquida (g/m^3) y tamaño efectivo de las gotas de agua, para evaluar si las condiciones son aptas o no para un vuelo seguro.

1.18.3.3 Utilización de los sistemas de a bordo

Sistema calefactor de palas de hélice:

El sistema de deshielo consta de superficies de calefacción eléctrica que protegen de forma cíclica los bordes de ataque de las palas, desde la raíz hasta aproximadamente un 45% de su longitud. Cuando el sistema se conecta, posee

dos modos de utilización “normal” y “máximo”. El sistema no posee la capacidad de derretir completamente el hielo, sino de reducir el nivel de adhesión en la pala, desprendiéndose debido a la influencia de la fuerza centrífuga. El sistema no debe ser operado en temperaturas por encima de los -5°C .

No es recomendada la utilización del sistema en modo máximo con temperaturas por encima de lo recomendado. Las palas de hélice son de material compuesto, por lo que poseen baja conductividad térmica, es decir, que si se aumenta la temperatura en el borde de ataque no habrá la suficiente conductividad para eliminar el hielo sobre la superficie de la pala, quedando éste adherido y continuando el mecanismo de acumulación.

El modo natural de protección de la pala es la actuación de la fuerza centrífuga, por lo que ante una acumulación importante de hielo, aumentar las revoluciones de la hélice generará un aumento proporcional de la fuerza centrífuga, colaborando en la eliminación del hielo. El calefactor de protección ha sido optimizado para utilizarlo en ascenso y crucero normal, combinando su funcionamiento con el factor físico de la fuerza centrífuga.

Con el sistema operando y en condiciones de englamiento siempre queda un residual en la pala, por detrás de la superficie calefaccionada; ese remanente se lo conoce como hielo residual (“run back ice”); dependiendo de la cantidad de hielo remanente acumulado, se puede producir un detrimento en la respuesta aerodinámica de la pala, perdiendo hasta un 30% del empuje.

El Manual de Operaciones de la Aeronave (AOM) requiere la activación del calefactor de palas cuando se observe formación de hielo, con temperaturas de -5°C o menos. Deberá utilizarse en modo “NORM” cuando la OAT sea entre -5°C a -12°C y en modo “MAX” cuando la temperatura sea de -13°C ó menor.

Sistema antihielo de motor:

El sistema de protección de hielo del motor está diseñado para prevenir la acumulación de hielo en todo momento. Es un sistema térmico eléctrico de corriente alterna alimentado por el generador del propio motor.

El sistema debe ser operado en temperaturas por debajo de los $+5^{\circ}\text{C}$; la respuesta mínima requiere una utilización continua de al menos 5 minutos, hasta abandonar completamente las condiciones de englamiento o atmósfera adversa.

Sistema de botas desheladoras:

El sistema de protección está conformado por un conjunto de bordes de ataque de goma hueca (tubos internos) resistente, que asociado al sistema neumático de la aeronave –sangrado de aire desde los motores– se inflan y desinflan cíclicamente. Durante el inflado aumenta el volumen del borde de ataque, desprendiendo el hielo que se forma sobre su superficie.

Esas botas neumáticas protegen los bordes de ataque de las alas (tanto interno como externo) y los bordes de ataque del estabilizador vertical y el horizontal.

Según lo expresado por el AFM, para que el sistema de botas sea realmente efectivo, debe ser operado apenas es detectada una mínima formación de hielo. El correcto uso y ciclado del sistema evita la formación de “puentes de hielo” (“ice bridging”), fenómeno que se produce cuando la bota no es efectiva completamente, quedando formaciones de hielo residual sobre el borde de ataque, agravando progresivamente la situación. De todos modos el AFM expresa que esa amenaza posee una muy baja probabilidad de materializarse.

De acuerdo con lo expresado en el AFM, el sistema de botas debe ser operado siempre que existan condiciones de engelamiento, es decir: cuando la OAT sea de +5° C o menor con presencia de humedad (nubosidad, niebla, lluvia, nieve, etc.), cuando se conozcan o se observe formación de hielo y cuando no existan certezas sobre las condiciones atmosféricas respecto a la potencial formación de hielo.

Por su parte, el AOM, Suplemento N°1 “Operations in cold weather and icing conditions”, párrafo 4.6, hace referencia a que el sistema de botas desheladoras debe ser operado en el modo “CONT”, es decir modo de ciclado automático continuo donde el mismo conjunto comanda el inflado y desinflado periódicamente; sin embargo cuando las condiciones de engelamiento son severas es necesario operar las botas de modo manual, en paralelo al modo continuo. La tripulación, a través del modo manual, tiene la opción de requerir un ciclado de botas antes que se inflen automáticamente, las veces que crea necesario y luego continuar en modo “CONT” hasta abandonar las condiciones atmosféricas desfavorables.

El sistema de botas únicamente podrá ser apagado cuando la temperatura sea de +5° C o superior y cuando no existan condiciones atmosféricas que propicien la generación del fenómeno de engelamiento.

1.18.4 Adicionalmente, existe una modificación de la arquitectura del sistema de piloto automático (Mod. N° 2650), que permite incrementar el margen de seguridad durante el vuelo en condiciones de engelamiento. Este sistema es un kit opcional propuesto por la autoridad aeronáutica canadiense, que el S/N° 025 no tenía incorporado.

1.18.4.1 La defensa descrita, llamada “Ice Speed System”, se trata de una configuración de alarma de pérdida de sustentación (vibrador de la columna de comando “Stick Shaker / Pusher”) que se activa a una velocidad de pérdida superior a la del avión no contaminado. El cálculo se fundamenta en una estima de acumulación de hielo de una pulgada, en forma de cuerno doble, sobre el borde de ataque del perfil.

1.18.4.2 Las aeronaves que poseen instalada esa modificación, tienen en su AFM una diferencia en las limitaciones de velocidad.

1.18.5 El fabricante de la aeronave emitió un video documental para los operadores de Saab 340 y 2000, sobre la operación en condiciones de engelamiento, donde se muestran didácticamente los procedimientos normados

por el Manual de Vuelo para la operación en aquellas condiciones. Según lo expresado por el fabricante, el video se encuentra disponible desde 2008, en versiones DVD y a través de su página web.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

1.19.1 Análisis de las performances en condiciones de engelamiento

1.19.1.1 Con los datos obtenidos del registrador de datos de vuelo, tanto NTSB, como el fabricante Saab desarrollaron sendos análisis aerodinámicos y de performances correlacionados con las condiciones meteorológicas presentes en el momento del suceso.

1.19.1.2 De acuerdo con la información analizada, probablemente la aeronave se encontraba volando en una atmósfera de engelamiento con gotas superenfriadas por encima de las dimensiones tenidas en cuenta en la certificación de la aeronave (FAR 25 Apéndice C). El análisis concuerda con el informe meteorológico que indicaba condiciones de severo engelamiento en la zona de vuelo desde FL070 a FL180.

1.19.1.3 A través del Servicio Meteorológico Nacional, se consultó la posibilidad de determinar analítica o empíricamente, la dimensión de las gotas, con el objetivo de precisar la condición de engelamiento. Los especialistas del SMN confirmaron que en base a los datos existentes, no se pudo comprobar fehacientemente la dimensión de las gotas superenfriadas.

1.19.2 Animación del vuelo del accidente

1.19.2.1 Con la información procesada en el laboratorio de NTSB y la supervisión de la SHK y la JIAAC, se realizó en las instalaciones del fabricante Saab -ubicadas en Linköping, Suecia- una recreación animada del vuelo. Se utilizó el sistema "Flightscape" donde se interpretó la mecánica de vuelo con los datos del FDR e insertaron las conversaciones del CVR de modo coordinado.

1.19.2.2 La animación muestra una vista de la cabina de vuelo, sus instrumentos y comandos con todos los movimientos y datos tal como se dieron durante el vuelo real. En una vista superior se observa el progreso de la trayectoria de la aeronave y por encima la transcripción del CVR. El audio corresponde al micrófono de área del CVR.

1.19.3 Recreación del vuelo en simulador

En las instalaciones de la Academia de Vuelo Oxford, Arlanda, Suecia; se realizaron vuelos en simulador "full motion" del modelo SF 340A recreando similares condiciones y parámetros que los que se obtuvieron del FDR en el vuelo del accidente. El simulador se encontraba al mando de un Investigador Operativo de la JIAAC, con amplia experiencia como Comandante de aeronaves turbohélice y de un instructor de vuelo del fabricante, que introducía la condición para comprobar la posibilidad de recuperación del control ante maniobras anormales. Cabe aclarar que el simulador emulaba la contaminación con hielo mediante un

aumento del peso, pero no era posible recrear las degradaciones aerodinámicas debido a sus efectos.

C.A. de BUENOS AIRES, mayo de 2012

Informe preparado por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil (JIAAC), con apoyo de las Autoridades de Investigación de Accidentes de Suecia (SHK) y de EE.UU. (NTSB).

INFORME PROVISIONAL