Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil

ANEXO

C.E. N° 096/11

ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el suceso, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago /44) Ratificado por Ley 13.891 y en el Artículo 185 del CÓDIGO AERONÁUTICO (Ley 17.285), esta investigación tiene un carácter estrictamente técnico, no generando las conclusiones, presunción de culpas o responsabilidades administrativas, civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba de tipo judicial, sino con el objetivo fundamental de prevenir futuros accidentes e incidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial que, en relación con el suceso pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

INFORME FINAL

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

FECHA: 18 de mayo de 2011 HORA: 23:48 UTC (aprox.)

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 1ra 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 de mayo de 2011, el piloto-comandante de aeronave (CMTE) con su tripulación, compuesta por copiloto (COP) y tripulante de cabina de pasajeros (TCP), iniciaron el vuelo OSL 5428 desde el Aeropuerto Internacional de Rosario (SAAR) en la provincia de Santa Fe a las 20:35 h, con destino final al Aeropuerto Internacional de Comodoro Rivadavia (SAVC) en la provincia de Chubut.

1.1.2 El vuelo tenía previstas escalas intermedias en el Aeropuerto Internacional de Córdoba (SACO), Mendoza (SAME) y Neuquén (SAZN), según la planificación de la empresa. Para la realización del vuelo, la empresa afectó a la aeronave Saab 340A matrícula LV-CEJ.

1.1.3 Una vez realizadas las escalas intermedias en Córdoba (SACO) y Mendoza (SAME), el piloto aterrizó la aeronave a las 22:20 h en el aeropuerto de Neuquén. Luego de reabastecer combustible y realizar el despacho correspondiente, la tripulación y 19 pasajeros (18 pasajeros adultos y 1 infoa) a bordo, se dispusieron a realizar el último tramo del vuelo OSL 5428, desde el aeropuerto Neuquén (SAZN) con destino final el aeropuerto de Comodoro Rivadavia (SAVC). El despegue se realizó a las 23:05 h.

1.1.4 Posterior al despegue, la aeronave comenzó el ascenso por la AWY T 105, para alcanzar el FL 190 según el plan de vuelo. Tras volar 24 minutos, el piloto niveló la aeronave con 17800 ft, con este nivel voló aproximadamente 9 minutos. Por las condiciones meteorológicas de engelamiento encontradas a esta altitud, la tripulación técnica inició el descenso para el nivel de vuelo FL 140. El cambio de nivel a FL 140 tomó 5 minutos, durante esta fase de vuelo las condiciones de formación de hielo se incrementaron de modo progresivo.

1.1.5 Una vez nivelado con FL 140, las condiciones de formación de hielo eran severas. La aeronave voló aproximadamente 2 minutos en actitud de vuelo recto y nivelado, incrementándose la acumulación de hielo en la misma.

1.1.6 A continuación, el avión entró en pérdida de sustentación total, lo que produjo la pérdida de control, por lo que evolucionó hacia una actitud de vuelo anormal., se precipitó a tierra e impactó contra el terreno, con posterior incendio. Todos los ocupantes de la aeronave fallecieron y la misma resultó destruida.

1.1.7 El accidente ocurrió de noche y en condiciones IMC.

1.2 Lesiones a personas

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

1.3 Daños en la aeronave

La aeronave resultó destruida a raíz del violento impacto contra el terreno y posterior incendio.

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), tenía habilitaciones para vuelos por instrumentos, vuelo nocturno; en monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kg. Además poseía las habilitaciones para Casa 212, De Havilland DHC8 y Saab 340A.

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. Su última foliación en el legajo aeronáutico fue el 25 de agosto de 2010. El piloto estaba 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 de junio de 2011. No poseía limitaciones ni observaciones.

1.5.1.4 Según la documentación obtenida, su experiencia en horas de vuelo a la fecha del accidente, y 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

1.5.1.5 Según la documentación existente en el legajo, el piloto computó un total de 90 días de vacaciones en los últimos 36 meses.

1.5.2 Copiloto

1.5.2.1 El Copiloto de 37 años de edad, era titular de la Licencia de Piloto Comercial de 1ra Clase de Avión (PC1), poseía habilitaciones para vuelo por instrumentos, vuelo nocturno, en monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kg. Además poseía la habilitación para Saab 340A.

1.5.2.2 De acuerdo con el informe de la Dirección de Licencias al Personal de la ANAC, el Primer Oficial no registraba accidentes. Su última foliación en el legajo aeronáutico fue el 25 de noviembre de 2010. El copiloto estaba habilitado para realizar el vuelo.

1.5.2.3 Su certificado de aptitud psicofisiológica, Clase I, para la Licencia de PC1, se encontraba vigente hasta el 31 de agosto de 2011, no poseía limitaciones ni observaciones.

1.5.2.4 Según la documentación obtenida, su experiencia en horas de vuelo a la fecha del accidente, y lo informado por el Operador, era la siguiente:

Total de horas de vuelo:	1340,3
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

1.5.2.5 No tuvo vacaciones debido al tiempo transcurrido desde que comenzó a cumplir funciones como piloto en la empresa (aproximadamente 6 meses).

1.5.3 Tripulante de Cabina de Pasajeros

1.5.3.1 La tripulante, de 25 años de edad, era titular de la Licencia de Tripulante de Cabina de Pasajeros con habilitación para SF34.

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

1.5.3.3 Su certificado de aptitud psicofisiológica, Clase II, para la Licencia de TCP, se encontraba vigente hasta el 31 de enero de 2012. No poseía limitaciones ni observaciones.

1.5.3.4 De acuerdo a la documentación obtenida, su experiencia en horas de vuelo a la fecha del accidente, y 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

1.5.3.5 Según la documentación obrante en el expediente, la tripulante de cabina de pasajeros, computó un total de 90 días de vacaciones en los últimos 36 meses.

1.5.4 Despachante de Aeronave

1.5.4.1 El despachante de aeronave de 47 años de edad, era titular de la

licencia de Despachante de aeronave y poseía la habilitación para aeronaves SF34 que fue otorgada en 2008 por la empresa operadora.

1.5.4.2 Su certificado de aptitud psicofisiológica Clase III, se encontraba vigente hasta el 06 de abril de 2014. No poseía limitaciones ni observaciones.

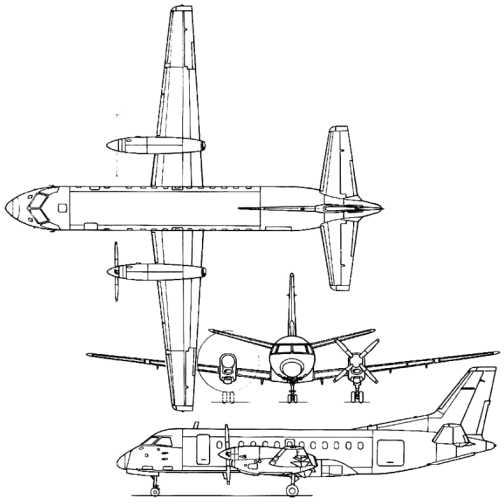
1.5.4.3 El despachante de aeronave era contratado por una empresa privada que tercerizaba el servicio de Despacho Operativo y Tráfico a la empresa aérea en cuestión.

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

Aeronave de transporte fabricada en 1985 por Saab Scania Suecia, modelo 340A, número de serie 025. Se trataba de un avión bi-turbohélice, de estructura semi-monocasco de 19,73 m de largo, 21,44 m de envergadura y una superficie alar de 41,81 m^2 (perfil aerodinámico MS (1) 0113). La estructura es de construcción mayormente metálica, con cabina presurizada y equipado con tren de aterrizaje triciclo retráctil. El Saab 340A S/N 025 se encontraba certificado para el trasporte de pasajeros, de acuerdo a lo establecido por la norma FAR 25 (Certificado Tipo A52EU).

La aeronave posee una configuración de cabina para un máximo de 37 pasajeros. La velocidad máxima operativa (V_{MO})es de 250 kt; la limitación de velocidad de nunca exceder (V_{ne}) es de 282 kt.



Esquemas gráficos de la aeronave Saab 340 A accidentada.

1.6.2 Célula

1.6.2.1 Al momento del accidente contaba con un total general (TG) de 41.422,6
h 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 de abril de 2011, cuando la aeronave contaba con 41.234,4 h de TG.

1.6.2.2 Contaba con certificado de aeronavegabilidad Estándar en categoría Transporte, emitido por la Dirección de Aeronavegabilidad el 25 de julio de 2010, registrando en esa oportunidad, 39.443,7 h de TG y 42.697 ciclos. El certificado de Matriculación se encontraba emitido el 22 de julio de 2010 a nombre del explotador aéreo.

1.6.3 Motores

1.6.3.1 Sistema propulsivo turbohélice, fabricado por General Electric Aircraft Engines, EE.UU. Ambos motores eran modelo CT7-5A2, de 1600 SHP cada uno. Se encontraban certificados de acuerdo al Certificado Tipo (FAA) E8NE. Los motores fueron identificados como: posición 1, S/N° GE-E-367185KUD, posición 2, S/N° GE-E-367165DKU. En ambos motores se requería el uso de combustible JET A-1. Poseen una potencia de despegue limitada a 5 min. de 1735 SHP.

1.6.3.2 El motor N° 1 tenía 38.592,1 h de TG y 41.779 ciclos totales. La última inspección (limpieza de etapas de compresor) que realizó el Operador, fue el 5 de mayo de 2011, cuando el motor tenía 38.527,6 h de TG. El motor N° 2 tenía 34.408,9 h de TG y 41.779 ciclos totales. La última inspección (limpieza de etapas de compresor) que realizó el Operador, fue el 5 de mayo de 2011, cuando el motor tenía 34.344,5 h 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 h, mientras que la N° 2 un TG de 35.289,0 h.

1.6.5 Peso y balanceo de la aeronave

1.6.5.1 El cálculo de los pesos de la aeronave realizados durante el despacho operativo que figura en él , “Manifiesto de Peso y Balanceo” del Operador para el vuelo NEU-CRV (OLS 5428) del 18 de mayo de 2011, al momento del despegue era el siguiente:

Operativo:	8.780	kg
Pasajeros (18/x/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 El cálculo de los pesos de la aeronave, que surge de la investigación para el vuelo NEU-CRV (OLS 5428) del 18 de mayo de 2011, al momento del despegue era el siguiente:

Operativo:	8.780	kg
Pasajeros (18/x/1):	1.386	kg
Carga:	257	kg
Combustible:	2.450	kg
Total al Despegue:	12.873	kg
Máximo de despegue (PMD):	12.930	kg
Diferencia:	57	kg en menos respecto al PMD

1.6.5.3 El peso de la aeronave al momento del despegue estaba 57 kg en menos del PMD y el centro de gravedad se encontraba dentro de la envolvente certificada.

1.6.5.4 En el manifiesto de peso y balanceo utilizado para el despacho de vuelo figura un valor de peso máximo de despegue (PMD - MTOW) de 12.930 kg (de acuerdo a boletín de servicio Saab). Mientras que en las especificaciones de operación aprobadas por la autoridad aeronáutica en diciembre de 2009 aprobación Nº 0000204 figura un valor de PMD (MTOW) 12700 kg, para la aeronave LV-CEJ.

1.6.5.5 El Manual de Operaciones del Explotador - MOE VOL 2. “Manual de despacho”, al momento del accidente no tenía las tablas de análisis de pista para el aeropuerto de Neuquén, ni Comodoro Rivadavia.

1.7 Información meteorológica

1.7.1 El informe del Servicio Meteorológico Nacional (SMN) fue desarrollado con datos obtenidos de los registros horarios de las estaciones meteorológicas de Neuquén, San Carlos de Bariloche, Maquinchao y San Antonio Oeste, que fueron interpolados al lugar del accidente. Se incorporaron 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, las condiciones meteorológicas eran: viento 320º/05 kt, visibilidad 8 km, fenómeno significativo lluvia débil, nubosidad: 5/8 ST 600 m, 8/8 NS 1.500 m, temperatura: 11,5º C, temperatura punto de rocío: 4,7º C, presión a nivel de la estación: 1.010,5 hPa y humedad relativa: 63 %.

1.7.2 Información meteorológica utilizada para el despacho operativo:

a) METAR de las 22:00 (solo se transcribe el de las 22:00)

18 - 22:00 BARILOCHE 320/10 KT 7KM FBL RA CONS 4St1000FT 4Sc2000FT 8Ns5900FT 08/05 Q1010.1
18 - 22:00 COMODORO RIVADAVIA 320/06KT 30 KM 2Ac9900FT 8Sc19800FT 10/M04 Q1008.0
18 - 22:00 ESQUEL 290/15KT 30KM 2Ac9900FT 7Cs19800 07/M06 Q1007.1
18 - 22:00 NEUQUEN 050/01KT 20 KM 1Sc6900FT 4Ac9900FT 15/04 Q1010.7
18 - 22:00 RIO GALLEGOS 320/06KT 30KM 3Sc3500FT 5As6900FT 04/M01 Q997.3
18 - 22:00 TRELEW 270/02KT 30KM 2Cu4500FT 3Cs19800FT 11/02 Q1009.2

b) TAF

18 – 16:00 – TAF SAZN 181600Z 1818/1918 29003KT CAVOK TX15/1918Z TN08/1910Z BECMG 1822/1823 34015KT BECMG 1904/1906 36005KT BECMG 1916/1918 25015KT
18 – 16:00 – TAF SAZC 181600Z 1818/1918 29020KT 4000RADZ BKN018 BKN 050 TX10/1818Z TN 08/1910Z BECMG 1905/1908 30005KT 2000 RASN 6Sc1000FT 5Sc2000FT
18 – 16:00 – TAF SAVC 181600Z 1818/1918 25025KT CAVOK TX15/1819Z TN07/1911Z BECMG 1823/1901 30015KT

c) Pronareas

18 – 15:00 – PRONAREA FIR EZE VALIDEZ 1604 SOBRE MAPA DE 1200 UTC
SIGFENOM: FRENTE FRÍO INGRESANDO POR EL SW DE LA FIR INCREMENTA LA NUBOSIDAD ESTRATIFORME CON PRECIPITACIONES.
CORRIENTE EN CHORRO: NIL
TURBULENCIA: FBL/MOD al S/SW de la FIR BTN FL050/FL200 Y MOD VER/EZE BTN FL200/250.
ENGELAMIENTO: FBL SW DE LA FIR BNT FL080/FL150.
ISOTERMA DE CERO GRADOS: VER/EZE FL078 VER/OSA fl105 VER/NEU (ESTIMADA) FL100.
TROPOPAUSA: VER/EZE FL362M56 VER/OSA FL415M063 VER/NEU (ESTIMADA) FL390M63.
WIND/T: DIA CDU ROS SVO PAR GUA AER EZE FDO MOR ENO PAL NIN OSA GPI PEH LYE BCA DIL MDP NEC FL030/32015P09 FL065/33015P05 FL100/30015P00 FL165/24030M12 FL230/24030M26 FL300/24065M42 FL360/24070M55 NEU BAR CHP FL030/30020P10 FL065/29030P03 FL100/29050M12 FL230/27060M25 FL300/27065M41 FL360/27070M56
FSCT: DIA CDU SVO PAR GUA ROS AER EZE MOR PAL ENO NIN DIL 1604 02005KT CAVOK LYE PEH GPI OSA 1604 36010KT CAVOK NEC MDP 1604 36015KT 9999 3SC1800FT 2CU2000FT BCA 1604 36020G30KT 9999 3SC3000FT 5AC10000FT NEU 1604 29003KT CAVOK BECMG 2223 34015KT BAR CHP 1604 29015KT 4000 RADZ 6SC1800FT 6NS5000FT."

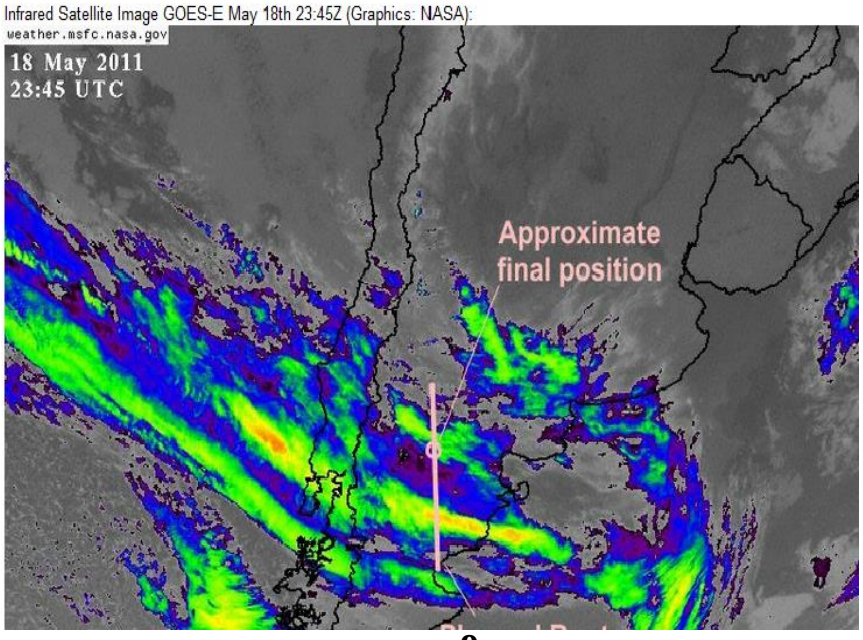
18 – 09:00 – ACTUALIZACION FIR CRV VALIDEZ 1016 UTC SOBRE MAPA 0900 UTC NO SIG.

1.7.2.1 Al momento del despacho del vuelo, la tripulación no disponía de imágenes satelitales impresas del frente frío.

1.7.3 Pronarea obtenidos del SMN, durante el proceso de investigación

18 – 1500 - PRONAREA FIR CRV VALIDEZ 1604 SOBRE MAPA 1200 UTC
SIGFENOM: FRENTE FRIO 53S-65W-ADO-IND-ESQ MOVIÉNDOSE AL NE SIN ACTIVIDAD, SOLO EN PRECORDILLERA CON NUBOSIDAD BAJA Y MEDIA QUEBRADA Y PRECIPITACIONES AISLADAS.
CORRIENTE EN CHORRO: VTO MAX VER/CRV: FL350/29097KT VER/GRA FL290/33095KT.
TURBULENCIA: MOD EN PROXIMIDADES DE VTO MÁXIMO Y EN ÁREA FRONTAL
ENGELAMIENTO: FLB EN PRECORDILLERA N BTN FL030/150
ISOTERMA DE CERO GRADOS: VER/CRV FL055 VER/GAL: FL025
TROPOPAUSA VER/CRV: FL350M60 VER/GAL: FL285M49
WIND/T: VIE SAN AMQ ESQ IND TRE DRY FL030/27020P12 FL065/27020P05 FL100/28030M03 FL165/29050M18 FL230/29075M27 FL300/29085M42 FL360/29085M52 GRE SJU SCZ ECA GAL GRAN USU FL030/30030M00 FL065/28030M06 FL100/28035M15 FL165/29045M31 FL230/29050M48 FL300/30060M54 FL360/31060M51 CRV PTM ADO FL030/29020P03 FL065/27025M03 FL100/27030M12 FL165/29050M24 FL230/290085M40 FL300/30120M48 FL360/3011051M51
FCST: VIE SAN 1604 34015KT CAVOK BECMG 2201 20715KT 9999 2SC4500FT 6AC9000FT MAQ IND DRY TRE 1604 25015KT 9999 2SC4000FT 4AC10000FT ESQ 1604 27025G35KT 9999 1604 25025KT CAVOK GAL GRAN 1604 27020G60KT 99993 CU4000FT USU 1604 29015KT 9999 4SC500FT BECMG 1922 34015KT MLV 1604 30025KT 9999 5SC1800FT 6AS9000FT BECMG 2022 250KT 9999 – RA 6SC 2000 FT 5 AS8000FT.”

1.7.4 Imagen satelital de las 23:45 UTC – GOES E



1.8 Ayudas a la navegación

1.8.1 El Aeropuerto de SAZN, al momento del accidente contaba con las siguientes ayudas a la navegación (según AIP Argentina SAZN AD 21.5):

- NDB 332 kHz
- VOR/DME 116.7 MHz
- ILS/LOC 110.3 MHz
- GP/DME 335.0 MHz

1.8.2 La aeronave voló en la ruta AWY T 105 Ruta de Navegación de Área, del Espacio Aéreo Inferior, cuyas características están descriptas en el documento AIP Argentina ENR. 3.0.1 Rutas ATS, Generalidades.

1.9 Comunicaciones

1.9.1 Posterior al despegue y durante la fase de ascenso, la tripulación técnica del vuelo OSL 5428 se comunicó en frecuencia 123,7 Mhz con personal de la torre de control de vuelo del aeropuerto de Neuquén, a las 23:15 h para informar la posición ILTOS (punto de notificación salida del TMA Neuquén). En ese punto fue transferido a la frecuencia del ACC (Centro Control de Área) Ezeiza Sur (125,2 Mhz) informando dicha posición.

1.9.2 A las 23:33 h la tripulación informó la posición EKOPA (cambio de Región de Información de Vuelo FIR EZE a FIR CRV) en la frecuencia ACC Ezeiza Sur. En este punto, la tripulación no pudo establecer enlace con el ACC Comodoro Rivadavia en la frecuencia 125,5 Mhz.

1.9.3 La aeronave se encontraba volando en el espacio aéreo correspondiente al FIR CRV, a las 23:37 h. La tripulación no pudo comunicarse con el ACC CRV en la frecuencia 125,5 Mhz, por lo que debió contactarse nuevamente con EZE SUR para solicitar el descenso. Según la transcripción de las comunicaciones entre la tripulación del vuelo OSL 5428 y personal del ACC EZE sector sur, la frecuencia utilizada fue 125,2 Mhz donde se destaca:

23:37:19 OSL 5428: "*El OSL 5428 SI BIEN NO TENEMOS ENLACE CON COMODORO LE SOLICITAMOS POR FORMACIÓN DE HIELO DESCENSO PARA 140*"
23:37:28 EZE: "*RECIBIDO. DESCIENDA PARA 140. YA LE INFORMAMOS A COMODORO*"
23:37:31 EZE: "*SI, ESO ES CORRECTO. ME HABIAN DICHO QUE HASTA LA POSICIÓN ELADA POSIBLEMENTE NO TENGAN ENLACE*".
23:37:43 OSL 5428: "*SI, POR LO GENERAL NUNCA TENEMOS*"
23:37:45 EZE: "*AH, OK*".

1.9.4 Mientras la aeronave se precipitaba fuera de control, el copiloto intentó comunicarse en la frecuencia 125,5 Mhz para declarar la emergencia según transcripción del CVR a las 23:46 h. El aviso de emergencia fue escuchado por otra aeronave que se encontraba volando en la FIR CRV, cubriendo 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 árida, en la localidad de Caltrauna, entre Los Menucos y Prahuaniyeu, provincia de Río Negro.

1.10.2 La zona donde se produjo el impacto de la aeronave, era un área desolada, con superficie dura (roca y piedra laja), que se encontraba 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: 41º 05' 16'' S - 067º 56' 53'' W.

1.11 Registradores de vuelo

1.11.1 De acuerdo con lo establecido en el Capítulo 5, párrafo 5.18 del Anexo 13 de la Organización de Aviación Civil Internacional (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. Como en la Rep. 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 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 h, 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 observó 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.

Estado del equipo CVR al momento del desarme.

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.

Estado del equipo FDR al momento del desarme.

1.11.5.1.3 Se extrajeron ambos carreteles 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 binarios 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; dado que la calidad de los datos eran adecuados para llevar a cabo la investigación de forma completa.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 La aeronave impactó contra el terreno con un ángulo de aproximadamente 20° de nariz abajo, una inclinación lateral hacia la izquierda de aproximadamente 40° y un rumbo aproximado NNO. La parte principal del fuselaje recorrió una distancia de 4 m sobre el terreno respecto del primer impacto, quedó detenida y posteriormente se incendió.

1.12.2 La mayor concentración de los restos de la aeronave quedaron distribuidos desde el lugar del primer impacto con rumbos que forman un ángulo de dispersión de los mismos, que va desde los 300º hasta los 350° y una menor cantidad de restos en un radio de aproximadamente 200 m alrededor de ese punto principal de impacto. No existen indicios que muestren desprendimientos de componentes de la aeronave previo al impacto.

1.12.3 Los componentes del motor derecho y palas de la hélice quedaron esparcidos a 130 m aproximadamente del punto de impacto principal y con el mismo rumbo. Los componentes del motor izquierdo y palas de la hélice quedaron a 90 m del impacto con Rº310. Las restantes palas de las hélices se encontraron a 70 m del impacto principal y con Rº350.

Vista aérea de la zona del impacto.

1.13 Información médica y patológica

1.13.1 No existen antecedentes médico / patológicos de la tripulación que hubiesen influido en el accidente.

1.13.2 La identificación de los cuerpos fue realizada por peritos del equipo forense de la Suprema Corte de Justicia de la Nación, a pedido del Juzgado Federal Interviniente. Se utilizó la técnica de reconocimiento por muestras de ADN. No fue posible realizar autopsias completas a la tripulación.

1.14 Incendio

1.14.1 El incendio se produjo después del impacto contra el terreno. El foco de incendio más intenso se desarrolló sobre el área de mayor concentración de 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, fijaciones de asientos, etc. Como consecuencia del impacto no hubo sobrevivientes.

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 Prahuaniyeu 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 La empresa cuenta con un Manual de Respuesta a situaciones de emergencias visado por la Autoridad Aeronáutica (año 2008). Una vez producido la fase de Detresfa, se puso en funcionamiento el plan de respuesta de emergencias (PRE).

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 Trazabilidad y mantenimiento

1.16.3.1 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 h
Último cumplimiento: 02/11/2009 a las 35.121,9 h (TG hélice)
Próximo cumplimiento: 36.721,9 h (TG hélice)
TG hélice al momento del accidente: 37.104,9 h
AD vencida en: 383 h

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 h
Último cumplimiento: 02/11/2009 a las 16.425,6 h (TG cubo), 35.121,9 h (TG hélice)
Próximo cumplimiento: 36.321,9 h (TG hélice)
TG hélice al momento del accidente: 37.104,9 h
AD vencida en: 783 h

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 h
Último cumplimiento: 09/07/2009 a las 33.310,8 h (TG hélice)
Próximo cumplimiento: 34.910 h (TG hélice)
TG hélice al momento del accidente: 35.289 h
AD vencida en: 379 h

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, por parte de la organización de mantenimiento del operador.

- El último asiento en el Registro Técnico de Vuelo (RTV folio # 00011516), copias obrantes en la Empresa operadora, data del 16 de mayo de 2011, 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 de enero de 2011 (RTV folio # 00010576), sin que se detectaran novedades significativas o vinculadas al presente suceso.

1.16.3.2 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.

1.16.3.3 Del análisis de la documentación puede observarse que:

- El Programa de Mantenimiento de la aeronave posee ocho revisiones, la última data del 5 de julio de 2010. De acuerdo con lo documentado, se cumplieron las normas requeridas. El programa estaba vigente, apto y elegible para la aeronave LV-CEJ al momento del suceso.

- En el programa se encuentra expresado que el avión 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 de agosto de 2010 por parte de las autoridades de la Empresa. El documento fue presentado y visto por la Dirección de Aeronavegabilidad el 7 de enero de 2011. El mismo 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 del 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 efectuadas por 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 o condiciones latentes en el presente suceso.

1.16.4 Otros aspectos técnicos

1.16.4.1 Investigación de campo

1.16.4.1.1 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.

1.16.4.1.2 De lo analizado en los restos y componentes se determinó que la aeronave impactó el terreno 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.

1.16.4.2 Revisión del sistema propulsivo

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

1.16.4.2.2 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.

1.16.4.2.3 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.

1.16.4.2.4 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 evidenciaran signos de daño previo.

1.16.4.2.5 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.

1.16.4.3 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.

(*) Debido al 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 "Avionics" (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.

1.16.4.4 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.

1.16.4.4.1 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).

1.16.4.4.2 Panel Central de Alarmas (Central Warning Panel – CWP)

El panel central de alarma de cabina de vuelo (CWP) está compuesto por un total de cuarenta (40) anunciadores lumínicos. Cada uno de los indicadores cuenta con dos micro lámparas incandescentes que se encienden simultáneamente para dar el anuncio. Con los restos que pudieron recuperarse de ese conjunto, se procedió a la remisión en las instalaciones del fabricante (bajo supervisión de la SHK Sueca), con el objetivo de determinar si alguna de las alarmas se encontraba activada al momento del accidente.

Esquema de la cabina de vuelo, donde se detalla la ubicación del panel central de alarmas.

1.16.4.4.3 Resultado de los análisis del CWP

Se analizó la totalidad de los elementos recuperados, a través de microscopía óptica del estado de los filamentos de las lámparas, determinándose que solo dos anunciadores se encontraban encendidos al momento del impacto:

a) Luz indicadora “AVIONICS”,

Alerta sobre una condición de indicación anormal de: actitud de cabeceo y rolido, rumbo, ángulo de trayectoria de descenso, señal del localizador (asociado al sistema ILS) y radioaltímetro. La alarma de “AVIONICS” se activa debido al desfasaje entre la indicación de los instrumentos duplicados de la cabina de vuelo, de acuerdo a las siguientes condiciones y actitudes de vuelo:

Definición de la comparación del cabeceo:
Datos válidos de cabeceo de los sistemas de referencia de actitud y rumbo (AHRS) de izquierda y derecha y una diferencia mayor a 4º (3º con el piloto automático encendido).

Definición de la comparación del rolido:

Datos válidos de balanceo de los sistemas de AHRS de izquierda y derecha y una diferencia mayor a 4º (3º con el piloto automático encendido).

Definición de la comparación del rumbo:
Datos válidos de rumbo de los sistemas de AHRS de izquierda y derecha y un ángulo de rolido mayor 20º y una diferencia de rumbo superior a 6º.

Definición de la comparación del localizador y el ángulo de la trayectoria de descenso:
La comparación del ángulo de la trayectoria de descenso requiere la captura del ángulo de la trayectoria de descenso entre la radio altitud de 90 a 1000 pies.

Definición de la comparación del radioaltímetro:
La comparación del radioaltímetro requiere que haya dos radioaltímetros instalados y que uno de ellos indique datos válidos por debajo de los 1000 pies.

El informe Nº 031469 de Saab del 10 de mayo de 2012 determinó que esta luz indicadora se encontraba encendida al momento del accidente, debido a la diferencia de indicación entre los instrumentos de los puestos de pilotaje (derecho e izquierdo) producida durante la pérdida de control de la aeronave antes del impacto final. El informe Nº 031469 concluye que:

"*Los datos registrados por la grabadora de datos de vuelo muestran movimientos excesivos de la aeronave en lo que hace al cabeceo, balanceo y guiñada.*

Con el sistema de referencia de actitud y rumbo (AHRS) instalado y utilizando los sensores inerciales internos y de flujo externo, se considera que lo más probable es que la luz general de aviso de AVIONICS se activa con movimientos excesivos de la aeronave en lo que hace al cabeceo, balanceo y guiñada, debido a la función del comparador descrita más arriba."

b) Luz indicadora "ICE PROT"

La indicación brinda un anuncio que tiene relación con el funcionamiento de diez sistemas de la aeronave vinculados a la protección y control de acumulación de hielo. Los sistemas son: calefactor de palas de hélice, calefactor de parabrisas, calefactor de toma de aire de motor, válvula del sistema neumático anti hielo, calefactor de pitot, calefactor alterno de tubo pitot, calefactor de aleta de indicación de ángulo de ataque (AOA), calefactor de sonda de temperatura exterior del aire (OAT), temporizador asociado a las superficies neumáticas de deshielo y sistema de alimentación de energía eléctrica de los distintos calefactores.

Según el informe de Saab Nº 031484 del 31 de mayo de 2012, la luz indicadora de "ICE PROT" se encontraba encendida al momento del accidente. De acuerdo con el pormenorizado análisis llevado a cabo por el fabricante y supervisado por

la autoridad sueca, se concluyó que:

“La información proporcionada por la grabadora de datos de vuelo lleva a pensar que la indicación de ICE PROT podría haber sido provocada por el temporizador. A continuación, se describe la razón de este punto de vista.

Se utiliza un temporizador/una unidad de control individual junto con válvulas de distribución de aire para el control automático y el monitoreo de la distribución de aire para el descongelamiento de la superficie aerodinámica.

La luz ámbar de aviso del temporizador y la luz general de aviso de ICE PROT asociada se encenderán en las siguientes ocasiones:

- *no se detecta presión a la salida de la válvula con secuencia de apertura dentro de los 4 segundos*
- *el temporizador activado no da señal de inflado*
- *los descongeladores no están en ciclo*
- *se pierde el suministro de energía de control al temporizador*
- *sigue habiendo presión en los descongeladores después de finalizado el ciclo de inflado*

El retardo de aviso para la advertencia de temporizador es de 4,5 segundos.

Además de la pérdida de control en vuelo de la aeronave, la grabación muestra una disminución de potencia antes de que se encendiera la luz general de aviso/ advertencia audible. Esto puede haber sido causado por: la no detección de presión a la salida de la válvula con secuencia de apertura dentro de los 4 segundos.

Según el Manual de Operaciones de la Aeronave (AOM), es posible ajustar la potencia del motor a fin de obtener el adecuado suministro de presión para el sistema de descongelamiento de la superficie aerodinámica.

La presente investigación no arrojó evidencia de que hubiera fallado otro sistema de protección de formación de hielo.

En base a la información obtenida de la grabadora de datos de vuelo, la causa más probable del encendido de la luz general de aviso de ICE PROT es el sistema de descongelamiento de la superficie aerodinámica.

Según el Manual de Operaciones de la Aeronave (AOM), es posible ajustar la potencia del motor a fin de obtener el adecuado suministro de presión para el sistema de descongelamiento de la superficie aerodinámica.

La grabadora de datos de vuelo mostró que la potencia real del motor disminuyó en forma temporal. Eso pudo haber tenido como resultado un ajuste desfavorable, lo que pudo haber encendido la luz general de aviso de ICE PROT. Es probable que no se haya alcanzado la presión requerida a la salida de la válvula con secuencia de apertura dentro de los 4 segundos.”.

1.16.5 Certificación de la aeronave (vuelo en condiciones de engelamiento).

1.16.5.1 La aeronave Saab 340A se encuentra certificada de acuerdo a los requerimientos de la FAR 25, para aeronaves de transporte. Cuenta con Certificado Tipo A52EU otorgado por la Federal Aviation Administration (FAA). Al estar certificada, al aeronave cumple con todos los requerimientos de la norma, entre ellos los establecidos en el Apéndice C respecto de los sistemas de protección contra engelamiento y vuelo en esas condiciones. El fabricante de la aeronave cumplimentó todos los requisitos, de acuerdo a lo documentado en su informe de certificación "*Test Report 72FTS9301*". Los sistemas de a bordo para la protección contra la formación y acumulación de hielo, cumplen con los requisitos de la norma FAR 25.1419.

1.16.5.2 La norma de certificación contempla condiciones de engelamiento con presencia de gotas superenfriadas, con una dimensión de hasta 50 micrones (µm). Tanto la norma, como la documentación operativa de la aeronave discriminan entre dos tipos de condiciones críticas de engelamiento: máxima intermitente y máxima continua. La primera es una condición atmosférica variable con presencia de nubosidad cumuliforme, mientras que en la condición máxima continua se presenta una atmósfera variable, pero con nubosidad estratiforme. Las condiciones de criticidad se representan por la combinación del contenido de agua en estado líquido (expresada en g/m^3), comparadas con el tamaño de las gotas superenfriadas (expresadas en *µm*).

Los sistemas de protección anti hielo de la aeronave son efectivos dentro de lo establecido en el párrafo anterior. Si las condiciones de formación de hielo exceden los límites de certificación, la aeronave entraría en una condición insegura de vuelo.

1.16.6 Organización de mantenimiento del operador

Al momento del suceso, la organización de mantenimiento del operador cumplía con los requisitos de la autoridad aeronáutica, en cuanto a habilitación, alcances y tareas que realizaba.

Durante la investigación del presente suceso, se realizó una visita a las instalaciones de mantenimiento en la base del operador. Se pudo constatar que con posterioridad al accidente se modificó la estructura interna de la organización, con el objetivo de mitigar condiciones latentes preexistente en cuanto al manejo de documentación técnica, asiento y cumplimiento de documentación obligatoria de mantenimiento.

1.16.7 Sistema de localización de emergencia

La aeronave se encontraba equipada con una radiobaliza de localización de emergencia (ELT). Para determinar su activación al momento del

impacto, se consultó a la oficina COSPAS SARSAT local, sobre la detección satelital de la señal del ELT; ese organismo informó que no hubo recepción de señal.

Debido al estado de destrucción general de los restos, no pudo realizarse un análisis pormenorizado del sistema ELT. Sin embargo, es probable que el equipo no haya podido transmitir con continuidad luego del impacto, a causa de los daños sufridos en el impacto.

1.16.8 Sistemas complementarios

A través de la organización de mantenimiento del operador, se consultó acerca de la instalación de equipos de navegación satelital asociado al sistema de gerenciamiento de vuelo (FMS), en la aeronave S/Nº 025. La empresa respondió que la aeronave tenía instalado el equipo Universal UNS-1L P/Nº 2116-40-1116 S/Nº 765, sistema que cumplía los requerimientos de la orden técnica estándar TSO C129. Según lo informado el sistema cumplía con los requisitos de operación de la AIC 09/09 párrafo 8.4 (e) 1) (a).

1.16.9 Efecto del peso

Según el despacho operativo, el peso al despegue era de 12.523 kg y el CG estaba ubicado al 26 % MAC (cuerda aerodinámica media). Considerando ese valor, se efectuó una comparación de performances entre los datos obtenidos del FDR y el modelo matemático del fabricante (Digital Model DM340), los resultados preliminares indicaron que:

Para valores estabilizados de los compensadores y a tres altitudes durante el ascenso (9730 ft, 15000 ft y 16945 ft) y antes de la contaminación con hielo:

- De acuerdo al AOA: +123 a +204 kg (promedio +159 kg)
- De acuerdo a la deflexión del elevador: +203 a +601 kg (promedio + 405 kg)
- Promedio entre ambos: + 282 kg

De acuerdo con estos valores, se estima que el peso se habría encontrado por encima del valor de despacho de 280 kg aproximadamente y un CG entre 1 a 2 % en una posición más adelantado.

1.16.10 Resistencia aerodinámica

Con los datos extraídos del registrador de datos de vuelo se realizó un análisis de las condiciones de resistencia aerodinámica que se desarrollaron en el vuelo que devino en el accidente. Durante el vuelo, la resistencia verificada antes de conectar el anti-ice de motor (ENG A/I ON) ref.: 20:58:34 UTC (OAT: -11° C)a fue de aproximadamente + 70 *drag counts* (*) relativas al Libro de Diseño de Datos Aerodinámicos (ADDB), resultado acorde con el análisis del vuelo previo al accidentado.

(*) Nota: Un "drag count" es igual a Cd/10.000 (un diezmilésimo del coeficiente de resistencia). En general, una aeronave en crucero tiene un Cd entre 0,02 y 0,04.

Como ejemplo, si uno adiciona 5 drag counts a un Cd = 0,02, el resultado será: Cd = 0,0205 o 205 drag counts.

El análisis de performances preliminar del fabricante, en coordinación con la autoridad aeronáutica sueca, muestra el efecto de un aumento de +500 kg en peso o una disminución del empuje de las hélices de -6 %. El estudio se llevó a cabo a través de una aproximación polinomial de grado 6 de los valores de la variación del Cd (Delta Cd), en función del tiempo (ref. FDR: 6600 a 7800). Se compara con el Delta Cd del avión accidentado.

Asimismo, se efectuó un análisis similar del Delta Cd, desde la conexión del anti-ice de motor hasta la pérdida de sustentación (ref. horaria 20:58:34 a 21:18 UTC), con respecto al ADDB para 0,5 pulg. de acumulación de hielo y -6 % de pérdida de empuje de las hélices debido a contaminación.

En resumen, el análisis aerodinámico de la resistencia que incluye los efectos de la contaminación con hielo y los efectos en el empuje ha dado como resultado:

- Previo al crecimiento del hielo y a la conexión del ENG A/I indica un ligero incremento en el nivel de la resistencia (o un peso de la aeronave más alto y/o una reducción del empuje por erosión superficial o reparaciones de las palas de las hélices).
- En condiciones de engelamiento, parece viable una pérdida de empuje de un 6 % debido a hielo residual sobre las palas de acuerdo a los datos de certificación.
- Al inicio del encuentro en condiciones de formación de hielo (desde 21:02 a 21:10 UTC), con el peso de despacho, la resistencia extra era de aproximadamente + 40 drag counts (por encima de las condiciones de certificación para engelamiento). Este es un valor de unas 30 drag counts por debajo de la resistencia extra encontrada antes de la conexión ENG A/I.
- Una corrección debido a un mayor peso de +280 kg y -3 % en el empuje debido a la condición de las hélices reduciría +40 drag counts casi a cero.
- Después de las 21:10 UTC, la resistencia se incrementó continuamente hasta aproximadamente +300 drag counts.
- Las condiciones de engelamiento pasadas las 21:10 UTC resultan en un crecimiento de hielo / resistencia que está claramente por encima de los requerimientos determinados para la certificación (FAR 25 Apéndice “C”).

Por lo expuesto en los párrafos anteriores, es importante señalar que lo único que puede causar ese coeficiente de resistencia aerodinámica en la aeronave, es un ambiente de severa (o extrema) formación y acumulación de hielo.

1.16.11 Capacitación

1.16.11.1 A través del Juzgado Federal interviniente se obtuvo una copia de la

documentación relacionada con los legajos de la tripulación y despachante, se solicitó a la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC) copias de los Manuales de Operación del Explotador (MOE) y de la Capacitación del personal de la misma y a la Empresa documentación relacionada a la capacitación de su personal.

1.16.11.2 De acuerdo con la documentación obtenida del Centro de Capacitación perteneciente a la empresa aérea, respecto del piloto al mando, se detectó que en el último curso teórico periódico que realizó en abril de 2011, existían las siguientes novedades:

a) En las planillas de desarrollo de temas no quedó registrado que haya recibido instrucción sobre el sistema de protección contra hielo y lluvia, y sistema anti hielo; procedimientos que son normales de operación y temas que figuran en la curricular de "Sistemas de la aeronave".

b) La asignatura meteorología no fue impartida por no estar prevista dentro de la curricular para cursos periódicos. Esta materia no figura como obligatoria en las regulaciones aeronáuticas (RAAC) en cursos recurrentes o periódicos. Además, no hay registro que el piloto haya recibido algún curso de meteorología desde su curso teórico inicial en el año 2007 hasta la fecha del accidente.

1.16.11.3 Según documentación aportada por la empresa, relacionada con el Centro de Capacitación del operador, en el Curso Teórico Inicial que realizo el copiloto en septiembre de 2010, se observaron las siguientes novedades:

a) En la parte de "Adoctrinamiento Básico" no están discriminadas las asignaturas que se impartieron, por ejemplo "Meteorología". Además se hallaron varias planillas de desarrollo de temas incompletas; en "Sistemas de Aeronave" se observó la misma omisión referente a procedimientos normales, anormales o de emergencia correspondientes.

b) Las asignaturas correspondientes a "Adoctrinamiento Básico" fueron impartidas en su totalidad por un piloto, incluida la asignatura meteorología.

1.16.11.4 Según documentación obrante en el expediente, el despachante de aeronave realizó el curso inicial para la aeronave SF34 en el año 2008, pero no hay documentación que acredite que el mismo haya realizado los cursos teóricos periódicos (obligatorios para mantenerse habilitado) correspondientes a los años 2009 y 2010.

1.16.11.5 Se le solicitó a la Autoridad Aeronáutica (ANAC) que envíe copias de los antecedentes de los cursos teóricos inicial y periódicos realizados por el despachante de aeronaves, a lo cual contestó con nota de fecha 29 de mayo de 2012, que no cuenta con la información solicitada.

1.16.12 Entrenamiento en simulador

1.16.12.1 Al momento del suceso, la empresa desarrollaba las sesiones de instrucción en simulador, en escenarios de aeropuertos que corresponden a la

región centro de la República Argentina (SAAR, SACO, SABE). Según los perfiles de vuelos estipulados en el Manual de Instrucción (MOE VOL 3 – Cap. 3) no tenían previsto prácticas simuladas de operación en tiempo frío ó cálido.

1.16.12.2 De acuerdo a lo referido por los instructores, en los equipos simuladores correspondientes al tipo de aeronave, donde se realizó la instrucción en simulador a los pilotos durante los cursos iniciales y periódicos (recurrent), no era posible simular el vuelo con formación de hielo, solo se los instruía en la operación de los sistemas anti hielo. Esta información fue confirmada a través del fabricante de la aeronave y la autoridad aeronáutica de certificación.

1.16.12.3 Según documentación obtenida, en las planillas de instrucción confeccionadas durante el curso Inicial del piloto (curso inicial entrenamiento en simulador), que realizó entre el 12/08/07 al 19/08/07, surgen las siguientes novedades:

a) El piloto no habría recibido instrucción respecto a la realización de la maniobra recuperación de actitudes anormales ("Upset recovery") en ninguna de las sesiones, a pesar de estar programada esta práctica, en el sesión Nº 4.

b) También se puedo observar en la planilla de Inspección de Habilitación (FOR 23/03 – orden de inspección 832/07) en simulador para el tipo de aeronave – Control de Idoneidad , (a cargo de la Autoridad Aeronáutica), efectuada el 19 de agosto de 2007, los ítem que figuran en el punto IV Maniobras de Vuelo, n° 26 Recuperación de actitudes anormales, 27a-b-c, Aproximación y recuperación de pérdidas (rectas y en virajes) no habrían sido evaluadas.

c) Para la inspección de habilitación en el avión realizada el 15 de setiembre de 2007, se utilizó la misma planilla y se constató que el ítem 27a-b-c, Aproximación y recuperación de pérdidas (rectas y en virajes) fueron evaluadas.

1.16.12.4 En todos los entrenamientos periódicos en simulador (curso periódico/recurrente) realizado por el piloto desde el 2008 hasta abril de 2011, no se registra que se habría llevado a cabo la prácticas de la maniobras de recuperación de actitudes anormales (Upset recovery), a pesar de estar contemplado en los perfiles de instrucción en simulador.

1.16.12.5 Se pudo comprobar que el piloto no recibió instrucción en simulador referente a LOS (Line Operation Simulations), a pesar de estar previsto en el MOE VOL. 3 Manual de instrucción y ser una exigencia de la autoridad aeronáutica según la RAAC 121.407, apéndice G.

1.16.12.6 Se puedo observar en la planilla de Inspección de Habilitación (FOR 23/03 – orden de inspección 5434/10) efectuada al copiloto, en simulador para el tipo de aeronave – Control de Idoneidad (a cargo de la Autoridad Aeronáutica), efectuada el 12 de noviembre de 2010, los ítem que figuran en el punto IV

Maniobras de Vuelo, n° 26 Recuperación de actitudes anormales, 27a-b-c, Aproximación y recuperación de pérdidas (rectas y en virajes) fueron evaluadas.

1.16.13 Despacho operativo

1.16.13.1 El despachante efectuó el despacho de vuelo con la siguiente información meteorológica:

METAR, TAF, PRONAREA de EZE de las 15:00 UTC, PRONAREA de CRV de las 09:00 UTC.

1.16.13.2 Se consultó al despachante operativo sobre el Pronarea del FIR CRV de las 15:00, el mismo respondió que estaba ausente en el sistema del SMN.

1.16.13.3 El despachante operativo manifestó que durante el briefing con los pilotos del vuelo OSL 5428 su apreciación sobre las condiciones meteorológicas en ruta fue “ruta normal”. Además expresó que no imprimió la secuencia de las imágenes satelitales del frente por no ser requeridas por la tripulación.

1.16.13.4 Según lo manifestado por el comandante de aeronave que realizo el vuelo SAVC-SAZN OSL 5427 expresó: que en plataforma del aeropuerto de Neuquén al cruzarse con el piloto del vuelo OSL 5428, *le comento que la ruta estaba buena.*

1.16.13.5 Según refirió el despachante, el briefing para el vuelo SAZN-SAVC se realizó con la tripulación técnica (Piloto/Copiloto) en el flight deck de la aeronave, proveyendo la información meteorológica obtenida, el Despatch Release y la planilla manifiesto de peso y balanceo. La información meteorológica es obtenida de Internet, de la Página Oficial del SMN. La tripulación no se presentó en la oficina meteorológica de NEU ya que esta funciona desde las 0900 a las 1600 UTC.

1.16.13.6 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.

1.16.13.7 De la entrevista realizada al mecánico de aeronave de la escala Neuquén de la empresa en cuestión, dijo:
Pregunta:
¿Qué cantidad de combustible fue solicitada por el despachante para la aeronave LV-CEJ … y al momento del cierre del vuelo qué combustible tenía abordo la aeronave?
Respuesta:
“La cantidad solicitada fue de 2100 Kg. Y tenía a bordo 2500 kg.”
Pregunta:
¿Si puede ratificar lo del testimonio anterior que fue que el comandante de la aeronave le dijo que cargara 2500 kg. y si es así como controla la carga desde tierra?.
Respuesta:
“Si, el CTE de aeronave solicito 400 kg. más ya que tenía pocos pasajeros”

1.16.13.8 Según transcripción del CVR, se extrajo
20:53:53 (hora CVR) “Teníamos mil, cargaste mil quinientos litros, te fuiste a dos mil doscientos kilos, dos mil quinientos kilos, entendes …”

1.16.13.9 Según tabla de Take Off en el Manual AOM – 28/3 pag 2
TAKEOFF WEIGHT FLAP 0º vs FIELD LENGHT and CLIMB REQUIREMENT
Aeropuerto elevación: 961 ft
Temperatura: 15º
Viento: Calmo
Presión: 1010 hPa
Peso máximo de despegue 29.000 lb./13.154 kg

1.16.13.10 Se entrevistó a personal del SMN, que presta servicio en la Oficina del aeropuerto de Neuquén, que manifestó que el servicio de información meteorológica SAVIMA estaba fuera de servicio al momento del accidente.

1.16.14 Despegue y ascenso

1.16.14.1 Según consta en el Manual SOP (Procedimientos Estándar de Operación) Revisión 2 del 15 de mayo de 2009 (entregado por la empresa en forma digital) en la página 7.51 punto 4.1 procedimiento de despegue figura:

“FLAP UP, CLIMB POWER”	Verificar la velocidad indicada en Vflap o mayor y colocar la palanca de flap en la posición 0. Colocar la perilla del CTOT a mínimo y luego las llaves en la posición OFF. Ajustar la potencia de despegue menos 10% (max. ITT 820°).

Ese procedimiento corresponde al ajuste de potencia - Power Setting de ITT (temperatura interturbina) constante.

1.16.14.2 En el AOM en el punto 26.1 pág. 2 figura el procedimiento:

Constant ITT Method
-Válido excepto para altas y bajas temperaturas en límites de la carta del AOM
-Setear el TRQ (torque) de acuerdo con la carta. Chequear/Controlar ITT. A ITT constante se mantendrá Climb Power. Rechequear el torque si ocurre un cambio de Temperatura de aire exterior AOT (SAT) significativo. A los 15.000 ft hay un salto en los valores de torque. A esta altitud el TRQ debería ser reajustado.

1.16.14.3 Posterior al despegue, se ajustó el torque para la fase de ascenso según tabla Max Climb Power ECS ON y ENG A/I OFF interpolado para 1250 rpm

y temperatura de aire exterior, el mismo se mantuvo de acuerdo a esta hasta FL 150, donde se debe actualizar según el AOM 26.1 pag 2 (Constant ITT Method). Pasado este nivel FL 150 no se realizó el ajuste de torque correspondiente.

1.16.14.4 Al cruzar 17.140 ft de altitud se conectó el sistema ENG A/I en ON, según hora FDR 20:58:34, con una temperatura de aire exterior de menos 11°C. La activación de dicho sistema también se puede corroborar por un incremento de la ITT de los motores y una disminución del torque en ambos. Este sistema previene la formación de hielo en la entrada de motor, el mismo debe ser usado cuando hay una temperatura de +10°C (FAA)/ +5°C (EASA) o menor, y existen condiciones de formación de hielo.

1.16.14.5 Se superpuso la imagen satelital infrarrojo del frente frío GOES – E de hora 23:45 UTC con la ruta que voló la aeronave, determinando las distintas fases del vuelo (ascenso, vuelo a 17800 ft, descenso, vuelo FL140), por lo que se observó que la aeronave podría haber ingresado aproximadamente en la nubosidad del frente frío al momento de conectar el sistema ENG A/I a los 17.140 ft y una temperatura de aire exterior (AOT) de -11°C.

1.16.14.6 Desde el despegue hasta alcanzar 17.800 ft la aeronave demoró 24 minutos, cotejado con la tabla de Climb Performance AOM 32/2 pag. 3 para 28000 lb – Max Climb Power 1250-1330 RPM, se comprobó que no hubo un desvío significativo del tiempo de ascenso para estas condiciones.,

1.16.14.7 De acuerdo a lo expresado en el Aircraft Flight Manual (AFM) – Limitaciones (pag.2-15) de la aeronave, para el ascenso en condiciones de engelamiento, hielo residual deberá mantenerse “En route climb speed” la velocidad mínima por encima de la MSA (mínima altitud de seguridad) es de 160 kt con flaps 0º.

En el AFM Limitations – Minimum airspeeds (5-5) for icing conditions dice:

La aeronave con todos los motores operando, la velocidad mínima de ascenso por encima de la altitud mínima de seguridad (MSA), crucero, descenso, circuito de espera y aproximación:

Flaps 0…..160 KIAS

Si una velocidad menor debe ser usada para salir de las condiciones de engelamiento, “Velocidad de ascenso en ruta – con hielo residual en la aeronave y hélices” (Vclean+15) también puede ser usada para flaps 0 en ascenso.

1.16.14.8 En el ascenso el piloto automático fue enganchado en Modo Climb Low, manteniendo una velocidad de ascenso de 140 kt hasta FL50 y a partir de allí una velocidad de ascenso de 136 kt, este modo estuvo conectado hasta alcanzar 17.800 ft.

Cuando la aeronave cruzaba los 17.140 ft se conectó el sistema ENG A/I, para estas condiciones, la velocidad óptima para el ascenso según tabla es de 144/146 kt para un peso de 28.000 lb (12700 kg), en este tramo la velocidad indicada de la aeronave era de 136 kt .

1.16.14.9 Según al AOM en el Capítulo Flight Procedures General 25/1 (page 2) dentro de unos de sus puntos expresa:
Durante el ascenso el modo vertical debe ser usado de acuerdo a las siguientes recomendaciones y restricciones.

Si se observa acumulación de hielo, o si no se tiene certeza de que no hay acumulación de hielo en la aeronave, use el modo IAS solamente.
Según el AFM – Limitaciones (pag. 2-16) Autopilot:

Bajo condiciones de formación de hielo, el piloto automático / director de vuelo, en la fase de ascenso debe ser selectado en modo IAS.

Durante este segmento de ascenso posterior a conectar el sistema ENG A/I , el piloto automático siguió conectado en modo Climb Low.
1.16.14.10 Cuando la aeronave alcanzó los 17.800 ft, los motores disponían de un margen de 7% de torque disponible respecto a la MAX CLIMB POWER y de un 9% respecto a MAX CRUISE POWER.

1.16.14.11 De la desgravación del FDR del vuelo anterior SAME-SAZN (Mendoza-Neuquén), se pudo obtener que en la fase de ascenso de ese vuelo el piloto automático fue utilizado en el modo CLIMB en LOW, MEDIUM, HIGH.

1.16.15 Vuelo Nivelado a 17.800 ft

1.16.15.1 Según la definición de ceiling service, es el nivel que se alcanza con un Régimen de ascenso de 100 ft remanente (ROC), entonces la aeronave LV-CEJ alcanzó su ceiling service (techo operativo) de 17.800 ft para las condiciones que tenía en ese momento de Torque 54/55%, Engine Anti Ice ON, ECS ON, AOT menos 14º C (desviación ISA + 8,3) y un peso cercano a 28000 lb (12700 kg). En ese punto los motores tenían una potencia disponible de un 9% de Torque para TRQ MAX CRUISE POWER.

1.16.15.2 La altitud de 17.800 ft se alcanzó a las 21:02 (hora FDR) , voló nivelado hasta las 21:11:21, momento en que inicio el descenso para FL 140.

1.16.15.3 Durante esta fase de vuelo nivelado, el piloto automático fue pasado a modo VS (vertical speed) selectándose 100 ft/min para que la aeronave se acelere.
A las 21:08:20 el piloto automático se desenganchó, para ser reenganchado a las 21:10:50.

1.16.15.4 La velocidad indicada promedio fue de 140 kt, llegando a una mínima inferior a 130 kt aproximadamente a las 21:03; a las 21:08:45 (hora FDR) se puede observar un ajuste de potencia a 58 % de torque y 840ºC de ITT aproximadamente. Durante el vuelo nivelado a 17.800ft la aeronave voló con un ángulo de cabeceo promedio de 6/7º nariz arriba del horizonte.

1.16.15.5 En esta fase del vuelo la aeronave comenzó a acumular hielo por lo que la tripulación decidió el cambio de nivel de vuelo. Según el estudio aerodinámico en el punto 1.16.9 “Las condiciones de engelamiento pasadas las 21:10 UTC resultan en un crecimiento de hielo / resistencia que está claramente por encima de los requerimientos determinados para la certificación (FAR 25 Apéndice “C”)”.

1.16.16 Descenso

1.16.16.1 El descenso se inició a las 21:11:21 (hora FDR), voló 5 minutos para nivelar en FL 140 a las 21:16:15. Para este segmento de vuelo, el piloto automático fue selectado en modo VS (vertical speed) y con un régimen de descenso de 750 ft/min (con una variación de pitch de -4º), alcanzando una velocidad máxima de 178 kt para finalizar en 168 kt al momento de alcanzar FL140. La aeronave durante el descenso mantuvo un pitch de 2/3º nariz arriba del horizonte promedio. La maniobra se realizó sin que se modificará la potencia utilizada antes de iniciar el descenso.

1.16.16.2 En la última parte del descenso la tripulación observó que la formación de hielo en la aeronave se incrementó, según transcripción de la CVR además todos los sistemas de *Ice Protection* se presume que estaban conectados y en funcionamiento. La activación de los sistemas de *Ice Protection* como las botas deshieladoras y calefacción a las hélices no son registradas por el FDR.

1.16.17 Vuelo nivelado a FL 140

1.16.17.1 A este nivel la aeronave llegó con una velocidad de 168 kt y un torque de 62% (-8°C OAT), el piloto automático capturó la altitud selectada de FL 140. Esto hizo que el piloto automático actúe sobre el estabilizador de profundidad, para mantener el FL selectado.

1.16.17.2 Para mantener el nivel de vuelo deseado de FL 140, la actitud de nariz arriba se fue incrementando de 5º hasta llegar a 9º, en consecuencia la aeronave fue perdiendo velocidad de 168 kt a 138 kt a un promedio de 1 kt por segundo (velocidad de activación del STALL WARNING). La velocidad sugerida para el vuelo en condiciones de formación de hielo es de 160 kt.

La tripulación advierte esta disminución según la comunicación que se extrajo del CVR.
21:17:18 “Mira cómo se está cayendo de nuevo la velocidad…”

1.16.17.3 A las 21:17:18 (hora FDR) la aeronave entró en “natural buffeting” (trepidación aeroelástica previa a la perdida de sustentación) con una velocidad indicada de 145 kt, (14 segundos antes de que se inicie el roll off).

La tripulación se percató de esta situación 5 segundos posterior según esta registrado en la Comunicación del CVR.

21:17:23 “Uh, como vibra está juntando la hélice. Ponéle la hélice en máximo”

1.16.17.4 El torque fue incrementado por la tripulación de 62% que tenía al momento del “level off” a 64/66% (valor de torque de crucero 66%, según tablas para esas condiciones) a las 21:17:23, cuando la aeronave tenía una velocidad indicada de 142 kt.

1.16.17.5 Las RPM de las hélices fueron incrementadas a las 21:17:28 de 1260 rpm a 1380 rpm es decir 10 seg posterior a que comenzará el buffeting y 5 seg después de aumentar la potencia.

1.16.17.6 Según la tabla de “STALL SPEEDS” del AFM (6-2.17) la velocidad de pérdida en configuración limpia sin contaminación de hielo y para un peso de 12.450 kg, le corresponde una velocidad de pérdida de 102 kts.

1.16.17.7 Los requisitos de certificación (DNAR/FAR 25), para las características de pérdida de sustentación en las aeronaves de transporte establece:
“El avión se reconoce que ha entrado en pérdida cuando ocurre una de las siguientes condiciones o una combinación de ellas:

- Un movimiento no controlado por el piloto de caída de nariz, que puede venir acompañado de una caída de ala y que no puede ser detenido inmediatamente. La máxima inclinación lateral entre el momento de la pérdida y el momento en que se recupera de ella no debe exceder de 20°”.

De acuerdo a lo descripto anteriormente, vamos a considerar que la aeronave entró en pérdida de sustentación a las 21:17:32 (hora FDR), con 134 kt de velocidad indicada aproximadamente, cuando la nariz del mismo cae rápidamente y cuando la inclinación hacia la izquierda pasa por 20°.

1.16.18 Pérdida de sustentación y control de la aeronave

1.16.18.1 El sistema artificial de aviso de pérdida de *Stall Warning* se activó a las 21:17:28 (hora FDR) con un ángulo de AOA (LH vane) menor a 12,5º y una velocidad indicada de 138 kt, como resultado de esto el piloto automático se desconectó a las 21:17:28.8 y cruzando una velocidad de 137 kt.

1.16.18.2 Desde que se desconectó el piloto automático hasta que la aeronave entró en perdida transcurrieron tres segundos. En este punto (21:17:32 hora FDR), la aeronave experimentó un cambio de actitud en los ejes longitudinal y transversal produciendo una caída rápida de la nariz de la misma, cuando tenía una inclinación de 20° a la izquierda e incrementándose para entrar en rolidos no comandados hacia izquierda y derecha.

-1er rolido: hacia la izquierda, ángulo de rolido máximo de 82º aproximadamente, amplitud de rolido 82º en 12 seg con un rate de 6,83º por seg., ángulo de cabeceo máximo de nariz abajo (pitch) de 22º, cambio de rumbo de 50º, velocidad

angular de 4,16º por seg. Por la acción sobre los comandos hizo que la aeronave inicie un giro hacia la derecha.
-2do rolido: hacia la derecha, ángulo de rolido máximo de 50º aproximadamente, amplitud de rolido 132º en 6 seg con un rate de 22º por seg., ángulo de cabeceo máximo de nariz debajo de 26º, cambio de rumbo de 35º, velocidad angular de 3,8º por seg. La acción sobre los comandos hizo que la aeronave inicie un giro hacia la izquierda.
-3er rolido: hacia la izquierda, ángulo de rolido máximo de 45º aproximadamente, amplitud de rolido 95º en 4 seg con un rate de 23,7º por seg., ángulo de cabeceo máximo de nariz debajo de 12º, cambio de rumbo de 25º, velocidad angular de 6,2º por seg. Por la acción sobre los comandos hizo que la aeronave inicie un giro hacia la derecha.
-4to rolido: hacia la derecha, ángulo de rolido máximo de 126º aproximadamente, amplitud de rolido 176º en 6 seg con un rate de 29,3º por seg., ángulo de cabeceo máximo de nariz abajo de 42º, cambio de rumbo de 60º, velocidad angular de 10º por seg.

Nota: En los vuelos por instrumentos, los virajes no deben superar los 30º de inclinación y un viraje estándar utilizado en un procedimiento de aproximación por instrumentos durante el viraje de procedimiento la velocidad angular de giro es de 3º por seg.

1.16.18.3 La potencia de los motores fue reducida por la tripulación a las 21:17:37 (hora FDR) a un torque inferior a 30% aproximadamente, cuando se inició el segundo rolido, hacia la derecha. A las 21:17:47 se incrementó la potencia a torque máximo no pudiéndose precisar hasta cuando se mantuvo esta potencia aplicada, por no tener datos del FDR.

1.16.18.4 El *stick pusher* hace que el comando de control se vaya hacia adelante para producir un momento a picar (actitud de cabeceo nariz abajo). Según los datos extraídos del FDR este se activó en cinco oportunidades por el accionamiento del comando de control hacia atrás a partir de las 21:17:29 (hora FDR) y con un valor de AOA de 19º (LH vane), finalizando la última activación 21:17:42:30. A través de los datos analizados se pudo comprobar que la tripulación intentó neutralizar la acción del sistema de stick pusher (override).

1.16.18.5 La última información que pudo ser extraída del FDR fue a las 21:17:55 mientras la aeronave cruzaba 10.300 ft con un ángulo de picada de 26º nariz abajo alas niveladas.

1.16.19 Aspectos vinculados a Medicina Aeronáutica y FHOs

1.16.19.1 Metodología

Con el objetivo de poder contar con la mayor cantidad de información y datos posibles, se utilizó la siguiente metodología:

1. Lectura de los Legajos obrantes en el INMAE de los antecedentes psicofísicos de la tripulación.

2. Entrevistas verbalizadas, no documentadas y anónimas de compañeros pilotos del Cmte. en la empresa en la que se accidentó y en la anterior donde voló Dash.
3. Entrevista a la esposa del Cmte.
4. No se entrevistó a la familia del Copiloto, respetando la decisión del señor padre del mismo.
5. Se entrevistó a la psicóloga que habilitó los últimos gabinetes efectuados por el Piloto Cmte.
6. Se entrevistó a la Jefa del Gabinete Bs. As. INMAE y al Director del INMAE.
7. Se realizó la escucha de la desgravación con asesoramiento de Fonoaudiología del Departamento Escopometría de la Policía Federal Argentina (emociones detectadas en voces de cabina).
8. Se visualizó el video de animación del vuelo y escucha del CVR con un Licenciado en Psicología, autoridad en psicología aeronáutica de la República Argentina.
9. Se analizó el vuelo anterior (DOZ- NQN, conducta operacional).
10. Se entrevistó al copiloto de un vuelo anterior CRV-NQN, realizado por el Cmte. en el cual sufrió engelamiento en vuelo para analizar la conducta operativa adoptada en esa oportunidad.
11. Se estableció una línea acción tiempo analizada en conjunto con el investigador operativo.
12. Se entrevistó al responsable de Seguridad Operacional de la empresa.
13. Se entrevistó y visitó el área de mantenimiento de la empresa.
14. Se entrevistó y visitó el área de operaciones de la empresa.
15. Se interactuó con personal del fabricante de la aeronave, personal de la Junta de Investigaciones de Suecia, personal de la NTSB, FAA y con el representante de la fábrica de los motores.

1.16.19.2 Tripulación

En el presente suceso, no se verificó incapacitación súbita en vuelo sea ésta velada o evidente en ninguno de los tripulantes. No se detectaron evidencias de intoxicación o enfermedad. Tampoco se evidenciaron síntomas o signos de enfermedad aguda o crónica en la tripulación.

De la lectura de los Legajos Psicofísicos de la tripulación, no surgen dispensas o limitaciones que puedan relacionarse al accidente.

La documentación clínica de la tripulación, archivada por el asesor médico de la empresa, no muestra antecedentes de patologías que pudieran estar relacionadas al accidente.

1.16.20 Meteorología

1.16.20.1 Con la información aportada por parte del SMN y de acuerdo a las hipótesis acerca de la mecánica de vuelo en condiciones de engelamiento, se

solicitaron ampliaciones de los datos aportados oportunamente. De lo informado se destaca que:

“1. ENGELAMIENTO: se denomina así a la formación de hielo en distintas partes de una aeronave y puede provocar situaciones de riesgo en vuelo. Este se ve afectado en general por una combinación de efectos. A saber:

- Aumento de la resistencia aerodinámica
- Pérdida de sustentación
- Pérdida de tracción de las hélices
- Vibraciones
- Aumento de consumo de combustible
- Bloqueo de los comandos
- Bloqueo de tren de aterrizaje retráctil
- Reducción de visibilidad de cabina
- Inutilización parcial o total de antenas
- Indicaciones erróneas en el instrumental
- Daños estructurales por desprendimiento de hielo; y
- La formación de hielo en el compresor de las turbinas, donde se produce un vacío parcial que por expansión adiabática enfría el aire, disminuye la admisión del mismo a valores menores de los necesarios para operar correctamente.

2. MODELO ETA – SMN: Del informe obtenido del modelo ETA – SMN, vertical Trelew a las 00:00 UTC del día 19 de mayo se puede inferir lo siguiente:

- La turbulencia entre el lugar del accidente y Trelew era débil
- La isoterma de cero grados estaba aproximadamente a 7500 ft
- El aire que acompañaba el frente frío tenía valores de temperatura iguales o ligeramente más fríos que lo que estaba volando la aeronave, o sea que desviando a Trelew no le representaba cambio significativo.
- Que el aire entre 8000 y 32000 ft muestra un alto contenido de humedad, casi saturado o condensado en capas nubosas.
- Que la velocidad de la aeronave no disminuye la formación de hielo por calentamiento cinético.
- Que entre los niveles señalados la probabilidad de formación de hielo es muy alta;
- Para no acumular hielo se debía descender por debajo de los 6300 FT donde la temperatura era positiva y el aire más seco.”

1.16.20.2 En la imagen satelital GOES 12 IR, realizada con temperatura de topes nubosos y vapor de agua del 18 de mayo de 2011 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 topes que se pueden inferir de la imagen de topes 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."
Este informe es posterior al accidente

1.16.21 Tránsito Aéreo – Equipo de comunicación HF

1.16.21.1 El 29 de junio de 2010 la Empresa operadora solicitó a la ANAC (Administración Nacional de Aviación Civil) mediante expediente Nº 0227346/2010, autorización para incorporar a su flota dos (2) aeronaves tipo SF34 de similares características a las ya operadas por la misma, cuyas matrículas eran entre otras LV-CEJ, sin equipamiento de comunicación de alta frecuencia (HF).

1.16.21.2 El 5 de julio de 2010, la Autoridad Aeronáutica autorizó a la empresa mediante nota Nº 523/2010, a operar las aeronaves incorporadas sin HF, hasta el 31 de marzo de 2011, sujeta a las limitaciones dentro de las cuales una era:

a) "*El comandante de la aeronave deberá asegurar que se mantengan las comunicaciones en VHF con las dependencias de control de tránsito aéreo de jurisdicción.*"

1.16.21.3 La Autoridad Aeronáutica – ANAC emitió la Resolución Nº 141/11 el 3 de marzo de 2011, donde se establecieron los nuevos Requerimientos de Instrumentos y Equipamientos para Aeronaves Civiles Motorizadas con Certificado de Aeronavegabilidad Estándar de la República Argentina.

En esta resolución se modificó la RAAC 91.205 (d) (2) y (e) (6), donde el requerimiento de equipo de comunicación de alta frecuencia ya no era obligatorio.

1.16.21.4 En caso de no disponerse de equipamiento HF, las operaciones deberían estar sujetas a las limitaciones que oportunamente fueron citadas en la autorización otorgada según nota Nº 523/2010.

"*b) El comandante de la aeronave debe asegurarse antes y durante la operación aeronáutica de que se mantienen las comunicaciones en VHF con las dependencias de control de tránsito aéreo correspondientes a la ruta a seguir*"

1.17 <u>Información orgánica y de dirección</u>

1.17.1 La aeronave era propiedad de una empresa, cuyo Certificado de Explotador de Servicios Aéreos autorizaba a explotar servicios regulares Internos e Internacionales de Transporte Aéreo, Regular y No Regulares de pasajeros, carga y correo con aeronaves de gran porte del tipo SAAB 340 de acuerdo al Certificado CRA Nº 319.

1.17.2 Además de la aeronave accidentada, la empresa contaba con cinco

aeronaves SAAB 340. La aeronave matrícula LV-CEJ estaba afectada a la empresa según consta en el Anexo I Resolución 156/2010. La tripulación técnica estaba afectada a la misma según Anexo II Resolución 156/2010 con emisión el 28 de abril de 2011.

1.17.3 Según consta en las especificaciones de operación aprobadas por la autoridad aeronáutica en la Parte A – Sección A.004 en el punto A.004.1 dice:
"*En el orden Nacional e Internacional general, se aplicarán los reglamentos y normas de acuerdo con lo determinado en los Anexos 2 y 6 de la OACI. Además se aplicarán las normas incluidas en la RAAC (Regulaciones Argentinas de Aviación Civil) partes 61,63,64,65,67,91,119 y 121…*"

1.18 Información adicional

1.18.1 El 12 de julio de 2011 la JIAAC emitió una Recomendación sobre Seguridad Operacional, en carácter de adelanto (acorde a lo establecido en el párrafo 6.8 del Anexo 13 de OACI) 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 analizaron 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:

- 11/11/98, Eildon Weir, Victoria, Australia, investigado por la ATSB (Australian Transport Safety Bureau).

- 18/06/04, Albury, Victoria, Australia, investigado por la ATSB.

- 02/01/06, San Luis Obispo, California, investigado por la NTSB (EE.UU.).

De la información obtenida en cada uno de los reportes se puede destacar que los eventos antes mencionados se vieron afectados por una condición menos crítica de acumulación de hielo, lo que generó una menor interferencia en la respuesta aerodinámicas de cada una de las aeronaves.

Según lo expresado por el fabricante de la aeronave y las autoridades de certificación, los tres eventos mencionados podrían haberse evitado si las tripulaciones hubieran seguido los procedimientos para operar en condiciones de formación de hielo, establecidos en el Manual de Vuelo y Manual de Operaciones.

Las recomendaciones sobre seguridad emitidas por las agencias de investigación sobre los sucesos de referencia, fueron tenidas en cuenta e incluidas en los procedimientos para la operación en formación de hielo por parte del fabricante; de acuerdo a los requerimientos de la FAR 25 Apéndice C.

Con los datos de los registradores de vuelo, NTSB (EE.UU.) realizó un estudio comparativo de la degradación aerodinámica (aumento de la resistencia,

disminución de la sustentación) de los tres sucesos antes mencionados y los datos de mecánica de vuelo del LV-CEJ.

A través de los resultados obtenidos, se puede plantear la hipótesis que el vuelo que devino en el presente accidente pudo haber estado afectado a condiciones de engelamiento superiores a lo establecido en la norma de certificación FAR 25 Apéndice C. Es decir, las condiciones de formación de hielo pudieron tener una magnitud tal que los sistemas de prevención y defensa no hayan sido lo suficientemente efectivos, aún funcionando en su máxima performance.

Esa hipótesis no pudo ser comprobada de forma analítica, debido a la imposibilidad de obtener la calidad de parámetros y variables necesarias para determinar el tamaño de las gotas de humedad presentes en la masa nubosa a lo largo de toda la ruta volada por la aeronave (ver 1.18.3.1).

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). El conjunto de los dispositivos disponibles a bordo, constituyen la defensa tecnológica con que cuenta la tripulación ante el peligro de engelamiento.

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.

El Saab 340A cumple los requisitos del Apéndice C “Requerimientos especiales de certificación – operación en condiciones de engelamiento”. Asimismo, cabe señalar que los requerimientos de la norma consideran el 99% de las posibilidades de engelamiento en condiciones de “engelamiento moderado”. La norma no establece un requerimiento específico para las condiciones de engelamiento severo.

El Apéndice C de la FAR 25 establece el límite de 50 micrones como tope de dimensión para las microgotas subenfriadas en las zonas de engelamiento moderado, que deba atravesar una aeronave en vuelo.

En vista a la limitación que impone la certificación, ante la presencia o sospecha de condiciones de engelamiento severas, las defensas que deberán primar en la operación son la planificación del vuelo y la evaluación de las condiciones en ruta.

1.18.3.2 El Manual de Vuelo de la Aeronave (AFM), Saab AFM 340A Rev. 53 del 26 de febrero 2010, como también el Manual de Operaciones (AOM) contienen la información necesaria para el vuelo en estas condiciones. 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 Operación de la aeronave / velocidades mínimas

De acuerdo a lo expresado en los manuales de la aeronave, para el ascenso el gradiente óptimo con perfil limpio se desarrolla con V_{CLEAN} + 5 kt. En condiciones de engelamiento, deberá aumentarse la velocidad a V_{CLEAN} + 15 kt (1,4 x V_S).

En el Aircraft Operation Manual (AOM, pag. 26 37/1 – Table 1 “Minimum speed in icing conditions”) expresa las velocidades requeridas para el vuelo recto y nivelado, de acuerdo al siguiente detalle:

	Velocidades mínimas (Velocidad Indicada expresada en nudos – KIAS)											
	Peso bruto (1000 libras)											
	18	***19***	***20***	***21***	***22***	***23***	***24***	***25***	***26***	***27***	***28***	***29***
Flap 0 (Vclean + 15)	121	124	127	130	133	135	137	140	142	**144**	**146**	148
Flap 7 (V_{MM}	138	138	138	140	142	145	146	149	151	**153**	**155**	157

+ 10)												
Flap 15 (V_{MM} + 10)	133	133	133	135	137	140	141	144	146	**148**	**150**	152
Flap 20 (V_{MM} + 10)	123	123	123	125	127	130	131	134	136	**138**	**140**	142
Flap 35 (V_{REF} + 15)	113	113	113	113	114	116	118	120	122	**124**	**126**	128

El cálculo de la velocidad requerida para la operación en condiciones de engelamiento se realiza en función del peso de la aeronave. Según el plan de vuelo y el manifiesto de peso y balanceo presentado previo a la iniciación del vuelo, los valores y performances previstas eran las siguientes:

De la tabla anterior de velocidades mínimas, comparado los datos de pesos y conociendo la fase del vuelo y configuración de la aeronave en vuelo, se puede determinar que la velocidad mínima a la que debería haber volado era: 144 KIAS a 146 KIAS.

Uso del sistema propulsivo: de acuerdo a lo expresado en el AOM, cuando se experimente condiciones de engelamiento y con la potencia seleccionada (o requerida normalmente para la fase del vuelo y operación) no se logren los valores de velocidad indicada necesarios, la potencia podrá ser aumentada progresivamente hasta alcanzarla. Si es necesario, la tripulación no deberá dudar en aplicar temporariamente la potencia máxima continua o potencia máxima de despegue, para escapar a la situación. Continuar el vuelo con potencia “MAX CLIMB” o “MAX CRUISE” generará un detrimento en las performances y actuaciones de la aeronave.

Conforme a lo expresado en los manuales de la aeronave, esa velocidad corresponde al vuelo recto y nivelado, no teniéndose en cuenta ningún tipo de maniobra o actuación. El AOM hace referencia a que experimentalmente (vuelos de prueba y análisis) se pudo determinar que la velocidad de pérdida de sustentación aumenta un 10% cuando se acumula, desde el borde de ataque, una capa de hielo de aproximadamente ½ pulgada.

Las condiciones de formación y acumulación severa de hielo en vuelo comprenden una amenaza de alto riesgo a la seguridad operacional. La alarma de pérdida de sustentación de la aeronave está programada de acuerdo a los valores de tabla, no obstante debe tenerse en cuenta que la formación de hielo es un factor extremadamente variable por lo que puede considerarse al buffeting como una alarma de pérdida “natural”. La trepidación aeroelástica se produce previa a la pérdida, incluso en condiciones de un 25% por encima de la velocidad de pérdida calculada. El procedimiento de vuelo en esa condición requiere que el piloto al mando tome firmemente el comando de vuelo y desconecte el piloto automático (que debería estar operando en modo IAS únicamente), controlando la operación de modo manual.

De acuerdo a lo expresado en el AOM, la potencia deberá ser incrementada con el objetivo de mantener la velocidad por encima de los valores mínimos.

1.18.3.4 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 engelamiento 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° a -12° C y en modo “MAX” cuando la temperatura sea de -13° C ó menor.

En el AFM – OPERATION IN ICING CONDITIONS, tiene una advertencia que dice:
“Aumentar las RPM de las hélices mejora la capacidad de desprender el hielo de las palas y del cono de hélice. Selecte Max PRPM si condiciones de engelamiento severo es encontrada o esperada.

Sistema antihielo de motor:

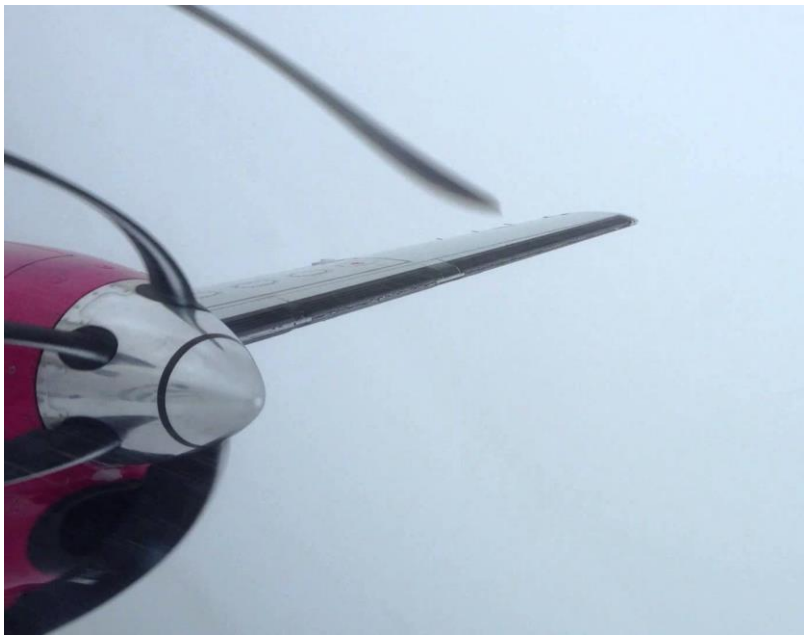
El sistema de protección de hielo del motor está diseñado para prevenir la acumulación de hielo en todo momento. Es un sistema térmico eléctrico de corriente alterna alimentado por el generador del propio motor.

El sistema debe ser operado en temperaturas por debajo de los +5° C; la respuesta mínima requiere una utilización continua de al menos 5 minutos, hasta abandonar completamente las condiciones de engelamiento 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.



Ejemplo de ubicación de botas desheladoras de borde de ataque, en una aeronave similar.

Según lo expresado en 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 del sistema de piloto automático (Mod. N° 2650), que permite incrementar el margen de seguridad durante el vuelo en condiciones de engelamiento. La modificación permite programar diferentes velocidades para las alarmas de pérdida y sistema stick pusher. Este sistema es un requisito impuesto por la autoridad aeronáutica canadiense para operar en condiciones de formación de hielo. El presente kit no aplica a la aeronave S/N° 025.

1.18.4.1 La defensa tecnológica descripta, 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. De igual modo, el Manual de Vuelo de la aeronave en cuestión expresa que para la operación en condiciones de engelamiento, con los dos motores operativos y flaps retraídos durante las fases de ascenso, crucero, descenso, espera y aproximación, la velocidad mínima de la aeronave debe ser de 160 KIAS (velocidad indicada expresada en nudos) –modo ascenso–. Asimismo, el citado documento expresa que durante las condiciones de engelamiento en vuelo, debe ser utilizado el modo IAS del piloto automático.

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.

1.18.6 El personal de Despacho operativo que efectuó el despacho del vuelo OSL 5428, prestaba servicios para una empresa que terceriza los servicios de despacho operativo y tráfico a la línea Aérea afectada.

Según contrato celebrado el 02 de agosto de 2010 entre la empresa que presta servicios y la línea aérea, donde se encuadra las responsabilidades de ambas partes dice en el punto:

1- "La prestadora de servicios designará los profesionales habilitados para asistir en el despacho operativo y coordine las operaciones que realice la empresa en las escalas…"

7- "La prestadora de servicios se obliga a prestar y mantener el servicio requerido con personas idóneas que están bajo relación de dependencia con ella y respecto de las cuales se obliga a cumplir con todas las exigencias legales y reglamentarias de todo tipo…"

En el contrato celebrado no se encuentra reflejado que la instrucción/capacitación del personal de despachantes de aeronaves esté a cargo de la empresa aérea.

1.18.7 Apreciación de la condición meteorológica y servicios de información

1.18.7.1 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).

1.18.7.2 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.

1.18.7.3 Se consultó al SMN sobre la disponibilidad de servicios de información meteorológica en el AD Neuquén. Ese organismo informó que la atención de la Oficina Meteorológica Neuquén se realizaba de lunes a viernes de 09:00 a 16:00 UTC (información también publicada en AIP Argentina AD 2.11). Asimismo el SMN informó que, la protección meteorológica del AD Neuquén la realiza la cabecera de la FIR Ezeiza a través de la Oficina de Vigilancia Meteorológica del Aeroparque Jorge Newbery (con cobertura las 24 h).

1.18.7.4 En octubre de 2010 el mismo Comandante del vuelo accidentado presentó un informe a la empresa, acerca de un vuelo realizado en la ruta CRV – NEU donde tuvo que atravesar condiciones severas de engelamiento. Según sus manifestaciones, el vuelo se realizó con FL 200, atravesó zonas con temperaturas de -25 ºC donde se produjo una formación severa de hielo (hielo transparente) en todo el avión. En ese mismo informe, el piloto expresó que se presentó una falla del sistema de deshielo en el motor izquierdo y la hélice derecha. Como medida defensiva y al ver que la aeronave continuaba acumulando hielo y perdiendo velocidad, expresó haber descendido hasta FL 120, sin lograr salir de la capa nubosa, sino hasta 100 NM de NEU. Previo al inicio de aquel vuelo, el Comandante manifestó que debió ordenar que se baje equipaje, con el objetivo de no exceder los pesos operativos de la aeronave; ya que de despegar tal como se había preparado, el vuelo hubiese transcurrido en condiciones marginales de peso y balanceo.

1.18.8 La empresa, tenía desarrollado un conjunto de Manuales, según establece la RAAC 119 y donde define las políticas de operación, responsabilidades, alcances, procedimientos, rutas, denominados Manual del Explotador (MOE), que cuenta con Manuales complementarios:

En el MOE VOL. 1 “Política y administración”, visado por la Autoridad Aeronáutica en diciembre de 2010, en el Capítulo 1 – párrafo 1.3 Responsabilidades y Obligaciones del Personal de Operaciones, 1.3.1 La Gerencia de Operaciones
Es responsable de: “*… La programación de las Tripulaciones, La supervisión, la elaboración y enmiendas del Manual de Operaciones y del Manual de Instrucción de las Tripulaciones de Vuelo…*”. El mismo documento expresa que las operaciones se lleven a cabo de conformidad con la legislación vigente y las Instrucciones de la Empresa.

1.18.9 Según manifestaciones realizadas por el Gerente de Operaciones, la programación de la actividad de las tripulaciones no las realizaba personal de la Gerencia a su cargo.

1.18.10 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 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 del Decreto 671/94, Disposiciones 26/2000 y 26/2003 que regula la actividad de las tripulaciones de vuelo; finalizada la misma se hacía pública a todo el personal de la empresa.

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

1.18.12 En el MOE VOL. 1 “Política y administración”, Capítulo 7 – Procedimientos Operativos, en el párrafo 7.12.8.3 Condiciones de engelamiento

dice "*…si se encuentra fuerte engelamiento, se seguirán las normas previstas en el MVA, …*"

1.18.13 El MOE VOL 7 SOP "SAAB 340 ESTÁNDAR OPERATIONS PROCEDURE" visado por la Autoridad Aeronáutica en agosto de 2006 no coincide con el entregado por la empresa a los pilotos. Este último Manual Rev. 2 del 15 mayo de 2010, en ninguno de sus capítulos hace mención a la operación en condiciones de formación de hielo, ni del uso del piloto automático en esas condiciones.

1.18.14 Las especificaciones de operación con aprobación nº 204 del 29 de diciembre de 2010 por la Administración Nacional de Aviación en:

1.18.14.1 Anexo B1 "Áreas y Rutas Internas", no están incluidas las rutas de SAZN – SAVC.

1.18.14.2 Anexo C1 "Aeródromos Autorizados" no están actualizados los Aeródromos en los que operaba la empresa.

1.18.14.3 Anexo B1-Sección 1 "Rutas autorizadas para la operación regular y suplementaria"
"…se encuentra autorizado a conducir operaciones de transporte de pasajeros, carga y correo en las rutas aéreas especificadas en la sección "Rutas internas Autorizadas" de este Anexo. "Todas las nuevas rutas y áreas asignadas a … se agregarán a esta lista y se gestionará una enmienda a estas especificaciones de Operación ante la Autoridad Aeronáutica".

1.18.14.4 Anexo B1-Sección 2, la ruta de SAZN-SAVC,…, no figura en la lista de rutas internas autorizadas. La ruta desde SAZN a SAVC no fue autorizada como ruta aérea regular, si no que la empresa debía confeccionar mensualmente el requerimiento a la SSTA para que fuera autorizada la empresa a operar estas rutas como no regular, estas operaciones denominadas 121 suplementarias están alcanzadas por la regulación RAAC parte 121 Suplementaria.

1.18.14.5 Anexo C3-Sección 1 "Rutas autorizadas para la operación regular y suplementaria"
"*…se encuentra autorizado a conducir operaciones de transporte de pasajeros, carga y correo en los aeródromos especificadas en la sección 2 "Lista de Aeródromos Autorizados*" de este Anexo. Todas las nuevos aeródromos asignados a … se agregaran a esta lista y se gestionará una enmienda a estas especificaciones de Operación ante la Autoridad Aeronáutica.

Anexo C3-Sección 2, los aeródromos de SAZN y SAVC no figuran en la lista de aeródromos autorizados.

1.18.15 Todos los procedimientos, e información referente al despacho operativo por personal de Despachantes de Aeronave se encuentran desarrollados en el MOE VOL 2 “Manual de técnicas de despacho”.

1.18.15.1 En el Capítulo 5 – Preparación de vuelos

En el párrafo 5.2 preparación del vuelo en el punto 1) da una orientación al Despachante de Aeronave sobre la información meteorológica a obtener y cuando no se disponga de dicha información se debe buscar a través de otra base de la empresa.

1.18.15.2 En página 5.3 se adjunta una planilla sobre la información mínima que deberán proporcionar los DAE a las tripulaciones, para la escala NQN le corresponde en información MET METARS/QAM/TAF vigentes, AER SALIDA, AER DESTINO, Alt PRIMARIA, Alt SEC, Alt DES, Alt en Rutas, pronareas de las FIR a volar, Foto Satelital, Cartas de Superficie, Wind, Temp.

1.18.15.3 En el MOE VOL 2 “Manual de técnicas de despacho” – Anexo A “Pesos de despegue regulados”, no están publicadas las tablas de análisis de pista de los aeropuertos de Mendoza SAME, Neuquén SAZN y Comodoro Rivadavia SAVC, además se puede verificar que en las tablas existentes los pesos están expresados en libras, mientras que la planilla manifiesto de peso y balanceo utilizada, los pesos están expresados en kg.

1.18.15.4 La planilla manifiesto de peso y balanceo, *despatch release* utilizadas para este vuelo, los pesos están expresados en kg.
La planilla de manifiesto de peso y balanceo que se encuentra en el Manual aprobado Anexo B “Loadsheet” página B1, no es la misma que la utilizada por el despachante de aeronave para despachar al vuelo OSL 5428.

1.18.16 Todos los procedimientos, e información referente a la Seguridad Operacional se encuentran desarrollados en el MOE VOL 1 “Políticas y administración de las operaciones”, Capitulo 8 “Seguridad Operacional”

1.18.16.1 En el punto 8.14 Programa de PREVAC (página 8-26), la empresa tiene desarrollado un programa de prevención de Accidentes, dentro de sus objetivos figura:

“…Prevenir y reducir los incidentes y accidentes, evitar lesiones y daños a personas y propiedades ajenas a la compañía, como resultantes de nuestras operaciones. *Identificar y eliminar situaciones de riesgo* y condiciones de operación peligrosas. Investigar accidentes, incidentes y eventos potencialmente peligrosos. Colaborar con el desarrollo de los SOP Procedimientos de Operación Estándar. Evaluar, siempre con el concepto de seguridad en mente,…, y/o modificación de procedimientos u operaciones.”

1.18.16.2 La empresa cuenta con un sistema Interno de informes de riesgos, incidentes y accidentes.

1.18.16.3 Consultada la Gerencia de Seguridad Operacional:

Si había recibido informes de peligros haciendo referencia a engelamiento, la misma respondió, que este peligro fue mencionado como información adicional en un informe vía mail de prevac por problemas relacionados al MTOW (Informe enviado el 20 de octubre de 2010). Ese informe fue realizado por el piloto que luego sería el piloto al mando del vuelo OSL 5428.

Ante la incorporación de nuevas rutas a Mendoza, Neuquén y Comodoro Rivadavia, el área de Seguridad Operacional no considero como peligro/amenaza la operación en tiempo frío, engelamiento y fatiga, debido a que el nivel de experiencia de los comandantes para operar en la Patagonia en invierno y verano era aceptable.

1.18.16.4 La Gerencia de Operaciones emitió una circular operativa referente a los vuelos del sur pero en ella se omite el vuelo en condiciones de engelamiento en la fase de crucero y los procedimientos operativos para operar en esas condiciones.

1.18.17 Instrucción/Capacitación

1.18.17.1 La Instrucción teórica Inicial, Periódica y Práctica del personal de Pilotos, Tripulantes de Cabina de Pasajeros y Despachantes Operativos, están desarrollados en el Manual de Operaciones del Explotador MOE VOL. 3 “Manual de Instrucción”, aprobado por la ANAC con Nº 00000204 de fecha agosto de 2006 y enmendado en julio 2008.

La empresa llevaba adelante la Instrucción/Capacitación del personal de Pilotos/TCP/Despachantes en el Centro de Capacitación habilitado según disposición Nº 90/09.

La instrucción del personal del Área de Mantenimiento, se realiza en el centro de Capacitación de la compañía.

La designación de Inspectores e Instructores será privativa de la Gerencia de Operaciones …, de acuerdo a lo estipulado en el Manual de Instrucción Capítulo 1 punto 1.10.

1.18.17.2 Instrucción Inicial

Según RAAC 121.400: Instrucción requerida por tripulantes y despachantes de aeronave que no han sido habilitados ni prestado servicios en la misma función en otro avión del mismo grupo.

Según Empresa: Instrucción Inicial será de aplicación para todos aquellos Pilotos, Tripulantes de Cabina de Pasajeros (TCP) y Despachantes de Aeronaves que ingresen a la empresa.

1.18.17.3 Instrucción Periódica

Según RAAC 121.427: Es la que se realiza en forma repetitiva para mantener a los tripulantes y despachantes de aeronaves entrenados y debidamente actualizados con relación a la aeronave y las tareas y funciones del puesto que ocupan.

Según Empresa

Pilotos: recibirán Instrucción periódica (recurrent) todos aquellos pilotos que se encuentren habilitados a fin de no perder la aptitud.
Instrucción Periódica Teórica: Para pilotos y Copilotos cada 12 meses calendario,
Instrucción Periódica Practica en Simulador: Pilotos al Mando cada 6 meses, Copilotos cada 12 meses. MOE VOL. 3 “Manual de Instrucción” Capítulo 3 punto 3.7 – Instrucción Periódica.

Tripulantes de Cabina de Pasajeros, entre 8 y 12 meses MOE VOL 3 “Manual de Instrucción” Capitulo 4 punto 4.3.5.2 – Instrucción Repetitiva.

Despachantes de Aeronaves, una vez al año MOE VOL 3 “Manual de Instrucción” Capítulo 5 punto 5.1 – Generalidades.

1.1.8.18. Instrucción de Pilotos

Instrucción Teórica Inicial: La empresa tiene desarrollado los planes y programas para capacitar al personal de pilotos en el MOE VOL. 3 Manual de Instrucción - Capítulo 3 Instrucción Inicial para pilotos, las asignaturas cumplen con lo establecido en la RAAC 121. 415, 121.419.

En la fase de Adoctrinamiento Básico (RAAC 121.415), una de las asignaturas requeridas por la Autoridad Aeronáutica es Meteorología, a esta se la asignan una carga horaria de 4 horas cátedra.

La asignatura de meteorología está contemplada en la curricular del curso inicial. El Centro de capacitación de la empresa tiene previsto que esta asignatura sea impartida por un piloto de la empresa de acuerdo a lo establecido en el MOE VOL. 3 lista de instructores profesores.

En Sistemas de la Aeronave (RAAC 121. 419), en diferentes módulos se instruye en lo referente a sistema Anti hielo, Protección de hielo y lluvia, Director de vuelo y Piloto Automático, entre otros.

1.18.18.1 Entrenamiento en simulador de vuelo

Recuperación de actitudes anormales

Según el AOM - FLIGHT PROCEDURES FLIGHT CARACTERISTICS

En el punto 3. STALL dice:

"*La pérdida comienza en esta aeronave siendo reconocida por un buffeting suave justo antes de la pérdida, seguido de un movimiento de nariz abajo. La pérdida puede ser seguida por un rolido (izquierda o derecha) dependiendo de los controles de vuelo y de la potencia aplicada. El rolido NO SERÁ CONTROLADO hasta que el ángulo de ataque es disminuido por debajo del punto de pérdida.*
Debido a estas características de la pérdida, la aeronave ha sido provista con alarma de perdida (stall warning) y stick pusher para minimizar el riesgo de entrar en un régimen de perdida."

Según el AOM – FLIGHT PROCEDURES TRAINING 25/12 (page 1)

Recuperación desde stall warning (stick shaker)

La recuperación tradicional desde un "stall warning" ha sido reducir la velocidad mientras se mantiene la altitud, y al activarse el stick shaker se incrementa la potencia mientras se mantiene la altitud y recuperar la perdida sin pérdida de altitud.

En condiciones de acumulación de hielo, la potencia disponible se ve reducida por la formación de hielo en las hélices, la resistencia se incrementa por la acumulación de hielo, la velocidad de perdida se incrementa y el margen entre la activación del stick shaker y la entrada en perdida se reduce.
Este margen puede reducirse a una fracción entre estos y en algunos casos puede ocurrir que se entre en perdida antes del stick shaker.

Cuando se activan la alarma de pérdida y el "stick shaker" o bien por buffeting natural, la prioridad es incrementar la velocidad como sea posible para obtener un margen seguro para evitar la pérdida.

El procedimiento recomendado es: cuando se recupera desde stall warning (stick shaker o natural buffeting), se debe bajar la nariz levemente aproximadamente 5°, en caso de no estar restringido por la proximidad del terreno, y simultáneamente aplicar MAX POWER, cuando se halla alcanzado una velocidad segura se podrá retornar a la altitud inicial.

Este último es el procedimiento más seguro para recuperar una perdida y es recomendado para ser usado en ambos casos con avión limpio o con hielo, a los fines de no confundir a los pilotos con dos procedimientos.

La pérdida en aeronaves con hielo, en muchos casos puede ocurrir que se produzca antes de la activación del stick pusher, puede producirse un rolido más pronunciado, que en casos extremos supera los 90° y una excesiva caída de nariz abajo puede ocurrir. Con altitudes seguras, esto no sería problema para la recuperación, *si se está apropiadamente entrenado*. De esta forma se recomienda que esta técnica sea incluida en los entrenamientos periódicos en simulador.

Procedimiento de recuperación

AVISO: “STALL-MAX POWER”
POWER: use toda la potencia disponible en casos de altas altitudes

PITCH: Baje la nariz aproximadamente 5°, o si es comandada por el stick pusher, no pelee contra el stick pusher. No intente cambiar altitud por velocidad, como sea evite caer.

SPEED: Acelere a un mínimo de 1,3xVs. Con hielo en las alas 1,4xVs (como regla acelere un mínimo de 30 Kts arriba de la velocidad a la que entró en pérdida). En la parte inicial de la recuperación no tire hacia atrás rápidamente. Considere la posibilidad de entrar en perdida secundaria.

1.18.18.4 Según refieren los instructores de simulador de vuelo de la empresa en cuestión, encargados de instruir y entrenar a los pilotos en la aeronave SF34, el entrenamiento sobre las maniobras de aproximación a la pérdida (Stall recovery) y recuperación de actitudes anormales (Upset recovery) se realizaba de acuerdo a los procedimientos establecidos en un manual de Flightsafety (SAAB 340 PILOT TRAINING MANUAL – MAY 1998), tratar de mantener la altitud a que ocurre la pérdida.

Procedimiento:
Aproximación y recuperación
A la primera indicación (clacker/shaker/buffet)

1. Ajustar pitch, avanzar las palancas de potencia, decir “Max Power”
2. Mantener altitud y rumbo
3. Chequear tren y flaps arriba

Procedimiento para recuperación de Actitudes anormales

Si tiene una excesiva actitud de nariz abajo (aplicable para este caso)

1. Retarde las palancas de potencia a “flight idle”
2. Nivele las alas (detenga el rolido)
3. Lleve suavemente la nariz arriba hacia al horizonte
4. Dé potencia a requerimiento

1.18.18.5 Entrevistados los instructores de simulador de vuelo y pilotos de la empresa, preguntados como se realizaba el entrenamiento de las maniobras de aproximación a la pérdida (STALL RECOVERY) en configuración limpia, la respuesta general fue la misma, ésta coincide con los procedimientos del método tradicional es decir: Recuperar la perdida de sustentación sin perder altitud.

1.18.18.6 Según expresaron los Inspectores de la Autoridad Aeronáutica (ANAC), que durante las inspecciones de Habilitación en el tipo de aeronave, respecto a la maniobra de aproximación a la pérdida en configuración limpia, unos de los puntos a evaluar era que el piloto perdiera la menor altitud posible (+- 100 ft), que esta maniobra no es de carácter obligatoria, aunque figura en la planilla 023/2003.

1.18.19 Participación de los Estados en el presente informe.

De acuerdo a lo establecido en los Capítulos 4 y 5 del Anexo 13 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional (Chicago/44), participaron de la revisión y corrección del Proyecto de Informe Final los siguientes Estados, a través de sus respectivos organismos de investigación:

- EASA (European Aviation Safety Agency)
- SHK (Autoridad de Investigación de Accidentes de Suecia)
- NTSB (National Transportation Safety Board, EE. UU.)

Cada una de las agencias de investigación recibió el apoyo técnico de sus Asesores designados: Federal Aviation Administration (FAA), Saab, General Electric Engines y Dowty.

Todos los aportes realizados por los Estados participantes, fueron tenidos en cuenta e incluidos en el presente informe.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o 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 que se tuvieron 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, emitido posterior al accidente.

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 súper enfriadas.

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 obtuvieran 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.

2 ANÁLISIS

2.1 Análisis de aspectos técnicos vinculados a la seguridad operacional

2.1.1 Mantenimiento de los productos aeronáuticos involucrados

Aeronavegabilidad:

Célula: De acuerdo con los registros de mantenimiento, la documentación de la organización, antecedentes y plan establecido por el fabricante, aprobados por la autoridad aeronáutica, no se detectaron antecedentes que pudieran haber influido en el accidente. Tampoco se detectaron fallas estructurales ni de sistemas de a bordo que pudieran haber influido en las performances de la aeronave en vuelo.

Motores: De acuerdo con los registros de mantenimiento, la documentación de la organización, antecedentes y plan establecido por el fabricante, aprobados por la autoridad aeronáutica, no se detectaron antecedentes que pudieran haber influido en el accidente. Tampoco se detectaron pérdidas de potencia, sobretemperatura u otros indicios que permitieran inferir fallas previo al impacto de la aeronave contra el terreno. Asimismo y de acuerdo con los hallazgos en el terreno y los datos de los registradores de vuelo, ambos motores se encontraban entregando potencia al momento del accidente.

Hélices: Con los análisis realizados sobre los restos en el terreno se pudo determinar que las hélices se destruyeron durante el violento impacto. A través de la documentación técnica y la información remitida por la Dirección de Aeronavegabilidad se pudo determinar que las Directivas de Aeronavegabilidad AD 2008-0033 y AD 2009-0005 no se encontraban cumplimentadas al momento del suceso. Si bien no se encontraron indicios de fallas debido al incumplimiento de esa documentación, la hélice instalada en posición izquierda P/N° R389/4-123-F/25 – S/N° DRG8770/84 (Cubo P/N° 660714259 – S/N° CW1255), se apartaba

de las condiciones de aeronavegabilidad. Asimismo, la hélice instalada en la posición derecha S/N° DRG 1728/84 tampoco tenía aplicada la AD 2008-0033 (Boletín de Servicio SF340-61-A106), causa por la cual también se apartaba de las condiciones de aeronavegabilidad.

No se hallaron novedades de mantenimiento que pudieran estar vinculadas a los sistemas anti hielo de la aeronave. Los indicios hallados durante la investigación indican que todas las defensas tecnológicas funcionaron de acuerdo a lo esperado a lo largo de todo el vuelo que devino en accidente.

2.1.2 Organización de mantenimiento

Con la información recabada, se pudo determinar que la base de mantenimiento de la empresa era apta y se encontraba habilitada para las tareas aprobadas en su listado de capacidades y alcances.

Respecto al sistema de registro de Directivas de Aeronavegabilidad, al momento del suceso, la organización contaba con dos Gerencias unificadas (Calidad e Ingeniería) donde un único personal se ocupaba del registro de esa documentación. Según lo investigado, las AD se encontraban asentadas en los sistemas, no así la función de aviso de cumplimiento; por lo que al vencer su tiempo de ejecución, el personal no fue alertado al respecto.

La organización detectó un conjunto de fallas latentes (amenazas en el sistema) y en función de la falla activa plasmada, posterior al suceso investigado, tomó medidas al respecto: se separaron las gerencias, asignándose las tareas correspondientes a cada una, con el personal necesario y la capacitación requerida; a los efectos que exista un efectivo cumplimiento de la tarea minimizando el potencial riesgo generado en esa área.

2.2 Aspectos Operativos

2.2.1 Referente a la meteorología

2.2.1.1 Del análisis técnico de la información meteorológica existente al momento de la partida del vuelo OSL 5428, tales como METAR, TAF, pronárea FIR EZE, pronárea FIR CRV, se pronosticó engelamiento débil entre los niveles de vuelo FL 030/150, por lo que se puede aseverar que la tripulación realizó una evaluación de riesgo adecuada a la información que poseía y que fue posteriormente sorprendida por la magnitud del fenómeno meteorológico de engelamiento encontrado en la ruta.

2.2.1.2 De la información obtenida sobre el horario de funcionamiento de la oficina meteorológica del aeropuerto de Neuquén que estaba cerrada a la hora que paso el vuelo OSL 5428, que el sistema SAVIMA estaba fuera de servicio, probablemente estas dos situaciones contribuyeron a que la información de la

situación meteorológica que encontrarían en la ruta no fuera la real.

2.2.2 Referente al despacho operativo

2.2.2.1 La información meteorológica provista en el despacho operativo del vuelo SAZN – SAVC no proporcionó el PRONREA de la FIR CRV actualizado de las 15:00 UTC con las imágenes satelitales del frente frío que afectaba la ruta a volar. Por esto se desprende que la información suministrada no estaba completa según lo establecido en el MOE Manual VOL. 2 (vigente al momento del accidente en la página 5.3) , donde se presenta una planilla sobre la información mínima que deberán proporcionar los DAE a las tripulaciones.

2.2.2.2 La ausencia del pronárea de la FIR CRV de las 15:00 UTC, dentro de la información entregada a la tripulación, no hubiera aportado información que hubiese alertado a la misma en cuanto a la magnitud del fenómeno de engelamiento que tendrían en la ruta SAZN-SAVC.

2.2.2.3 Haciendo un análisis técnico de la información meteorológica que recibió la tripulación en el briefing referente a condiciones meteorológicas puntuales del aeropuerto de salida, llegada, alternativas, pronárea del FIR EZE, apreciación del despachante de aeronaves, sumado a comentarios vertidos respecto a la meteorología de la ruta por parte de la tripulación del vuelo SAVC–SAZN, se puede inferir que la decisión operativa de iniciar el vuelo fue correcta.

2.2.2.4 Según manifestaciones del personal de mantenimiento de la escala NQN (Neuquén) quien aseguro que cargo 2500 kg, de la transcripción del CVR, y del análisis del peso y de la resistencia aerodinámica (puntos 1.16.9, 1.16.10), se infiere que la aeronave al momento del despegue tenía un peso mayor al declarado en la planilla Manifiesto de peso y balanceo (Load sheet), pero el mismo no superaba al peso máximo de despegue (MTOW) certificado.

2.2.3 Referente al vuelo

2.2.3.1 El hecho de que la tripulación en el vuelo anterior (SAME-SAZN) durante el ascenso seleccionó el piloto automático en modo CLIMB en LOW, MED y HIGH, y en el vuelo OSL 5428 (SAZN-SAVC) el piloto automático fue seleccionado en modo CLIMB-LOW solamente, lleva a la deducción de que la tripulación probablemente buscó obtener el mejor régimen de ascenso para alcanzar el nivel deseado (FL 190) en el menor tiempo y distancia.

2.2.3.2 De los datos obtenidos del FDR referentes a valores de ITT (aproximadamente 820º), según lo especificado en el SOP Rev. 2 de 2010, la tripulación uso el método de ITT constante para el control de la potencia, pero no hizo el ajuste necesario cuando cruzó el nivel de vuelo FL 150 según lo especificado en el AOM en el punto 26.1 pág. 2, ni utilizó la potencia disponible (Max Climb Power) para alcanzar el nivel de vuelo deseado FL 190.

2.2.3.3 Analizando la imagen satelital de las 23:45 UTC, el pronárea del FIR EZE, la transcripción del CVR de las 21:02, el análisis del peso, la resistencia aerodinámica (puntos 1.16.9, 1.16.10), la trayectoria de vuelo y la experiencia del piloto ante otra situación similar, se infiere que la aeronave no habría acumulado

una cantidad significativa de hielo previo a la conexión del sistema de ENG ANTI ICE a los 17.140 ft de altitud y una temperatura de aire exterior de -11 ºC. La conexión del sistema ANTI ICE fue oportuna.

2.2.3.4 Posterior a la conexión del sistema ENG ANTI ICE, el piloto automático continuó conectado en el modo CLIMB LOW, a pesar de que en el AOM se establece utilizar el piloto automático en modo IAS. El uso del piloto automático en ese modo hizo que la aeronave ascendiera con una velocidad indicada inferior a 144/146 kts, por lo que se puede aseverar que no se siguió el procedimiento que establece el Aircraft Operation Manual (AOM, pág. 26 37/1 – Table 1 “Minimum speed in icing conditions”).

2.2.3.5 El hecho de no actualizar la potencia cuando atravesó FL 150, sumado a la conexión del sistema ENG ANTI ICE que reduce el torque y el no hacer uso de la potencia disponible provocó que la aeronave alcanzara los 17.800 ft de altitud como techo operativo (ceiling service) para las condiciones de la aeronave y atmosféricas en ese momento, sin poder alcanzar el nivel deseado FL 190. Esto puede atribuirse a la no utilización de la potencia máxima continua, de acuerdo con las instrucciones del fabricante.

2.2.3.6 Durante el vuelo nivelado a 17.800 ft se utilizó el piloto automático en modo Vertical Speed (V/S), método utilizado para aumentar la velocidad, hasta que el mismo se desenganchó a las 21:08 (hora FDR) y fue reconectado 2 minutos más tarde en el mismo modo, para iniciar el descenso a nivel de vuelo FL 140. En este tramo de vuelo se alcanzó una velocidad promedio de 140 kt y una mínima inferior a 130 kt.

2.2.3.7 Durante esta fase del vuelo, la aeronave alcanzó una velocidad menor (130 kt), con la que posteriormente entró en pérdida de sustentación (137 kt). En esta condición, y con una potencia menor, no se activó el sistema artificial de pérdida (STALL WARNING Y STICK SHAKER). Asimismo, de lo expresado en la comunicación del CVR (21:03:35/21:03:38 hora CVR), se deduce que en este segmento del vuelo la formación de hielo era incipiente.

La formación de hielo se incrementó al final del vuelo nivelado a esta altitud. Según la imagen satelital del fenómeno meteorológico obtenida, en la cual se superpuso la ruta volada por la aeronave, probablemente coincidente con la presentación visual entregada por el radar de abordo del frente, la cual indicaría que estaban próximos a salir de la nubosidad, más las referencias verbales del piloto del vuelo OSL 5427 quien le dijo que hizo la misma ruta en forma contraria con FL 140 sin problemas. Estas circunstancias, hubieran hecho tomar la decisión de cambiar de nivel de vuelo hacia FL 140 y mantenerse en la ruta.

2.2.3.8 Para el descenso se actualizó la potencia a 58 % y se seleccionó un régimen de descenso de 750 ft/m; esta combinación hizo que la aeronave descendiera con una velocidad promedio de 173 kt y un ángulo de pitch de 2/3º

de nariz arriba. Esa condición ocasionó que se adhiera hielo en la parte inferior del fuselaje, con el consiguiente incremento del peso y detrimento del perfil aerodinámico de la aeronave.

2.2.3.9 Del análisis de los datos del FDR en la última fase del descenso 21:16 (hora FDR) y de la trascripción del CVR, se desprende que las condiciones de engelamiento se incrementaron en forma muy rápida, y que la aeronave al alcanzar el nivel de vuelo preseleccionado de FL 140 niveló y, a pesar de incrementar la potencia hizo que la velocidad descendiera rápidamente hasta llegar a 129 kt (velocidad mínima alcanzada durante la pérdida).

2.2.3.10 El hecho que la tripulación incrementara las rpm de hélice al máximo cuando sintieron vibraciones en la aeronave se debe probablemente a que interpretaron que esta vibración (aviso de pérdida natural) provenía de la acumulación de hielo en las hélices. Posterior a esta acción, se activó la alarma artificial de pérdida (STALL WARNING); lo que confirmaría la hipótesis planteada.

2.2.3.11 El tiempo que transcurrió desde que la aeronave experimentó el buffeting (aviso de pérdida natural) a 145 kts hasta que se activó el Stall warning y stick shaker a 137 kt fue de 13 seg.

En 13 segundos, la tripulación advirtió la disminución de la velocidad, realizó un incremento no significativo de la potencia, interpretó el buffeting de la aeronave como las vibraciones de la hélice e incrementó las RPM de las hélices al máximo.

Las acciones tomadas por la tripulación fueron realizadas de modo secuencial, a medida que percibían los cambios que indicaban la evolución crítica del vuelo.

De lo anteriormente expresado, el hecho de no reconocer apropiadamente que la aeronave estaba entrando en perdida de sustentación demuestra que la tripulación ejecutó acciones no apropiadas y eficaces para evitar que la aeronave evolucionara a una condición de pérdida de sustentación.

2.2.3.12 La acumulación de hielo y el detrimento de las condiciones aerodinámicas del perfil fueron significativos. La velocidad de pérdida se incrementó un 37%, valor que supera significativamente el 10% establecido en el AOM – Suplement 1 Operation in cold weather and icing conditions comprobado durante vuelos de prueba.

La diferencia de velocidad entre el inicio del buffeting (145 kt) y la de activación del stall warning y stick shaker (138 kt) fue 7 kt, es decir, un 5% menor al estipulado en el AOM, documento que establece aproximadamente un 25% para cuando el avión está libre de hielo.

2.2.3.13 Al momento de la desconexión espontánea del piloto automático (dato extraído del FRD), la aeronave evolucionó en una serie de rolidos no comandados y una actitud de nariz abajo.

Referente a las maniobras ejecutadas por la tripulación posterior a la pérdida de control fueron:

En la primera parte siguieron la secuencia de recuperación de actitudes anormales (pitch down), que es reducir motor para evitar agravar la caída.

El rolido hacia ambos lados no pudo detenerse (alas niveladas). La actitud de nariz abajo no pudo ser modificada, a pesar de incrementar la potencia al máximo. Ambas variables eran requisitos necesarios para la recuperación de esta actitud anormal. A pesar de que la tripulación realizó los procedimientos adecuados para contrarrestar el rolido y la actitud de nariz abajo estas no fueron efectivas debido a que las superficies de control (alerones y timón de profundidad) carecían de respuesta aerodinámica suficiente debido a la severa contaminación de hielo.

Además debido al sobrecontrol ejercido por la tripulación para intentar cambiar la actitud de nariz abajo, indujo la entrada en pérdida secundaria y ocasionó la activación del stick pusher en cinco oportunidades.

La tripulación no logro nivelar las alas para poder recuperar la picada, esto se debió probablemente a la acumulación de hielo en la superficie del ala (zona anterior a los alerones) lo cual produjo comportamientos no comandados erráticos de rolidos, y que llevaron al sobrecontrol en el eje transversal.

De lo anteriormente expresado y de lo referido en el punto 1.16.18.2 se concluye, que la tripulación reconoció la dirección de los rolidos y la actitud de la aeronave de nariz abajo, sin poder recuperar la aeronave de esa actitud anormal durante la caída.

2.2.3.14 Del análisis de la mecánica de vuelo, la entrada en pérdida de sustentación y la actitud anormal de vuelo posterior a la misma, se puede concluir que la aeronave se comportó de acuerdo con lo descripto por el fabricante en el AOM –Suplement 1 - Operations in cold weathers and icing conditions.

2.2.3.15 Por la mecánica del impacto de la aeronave, se infiere que probablemente la misma continuó durante toda su caída con la secuencia de rolidos no comandados y con la misma actitud de nariz abajo.

2.3 Medicina aeronáutica, factores humanos y organizacionales

2.3.1 Medicina aeronáutica

2.3.1.1 Tripulación:

La tripulación tenía vigente sus certificados de habilitación psicofisiológica a la fecha del accidente, al igual que el CTA y el Despachante de Aeronaves.

En el presente suceso no se verificó incapacitación súbita en vuelo en ninguno de los tripulantes. No hay evidencias de intoxicación o enfermedad. De la lectura de los Legajos Psicofisiológicos de la tripulación no surgen dispensas o limitaciones que puedan relacionarse con el accidente.

En concordancia con lo anteriormente expuesto, la documentación clínica de los tripulantes, archivada por el asesor médico de la empresa, no muestra antecedentes de patologías que pudieran estar relacionadas al accidente. De las entrevistas efectuadas al médico calificador del piloto, no surgen antecedentes que pudieran estar relacionados a la causa del accidente en los cuatro últimos exámenes psicofísicos.

El despachante, el mecánico que liberó la aeronave y el controlador de la torre del aeropuerto de la ciudad de Neuquén tenían su habilitación psicofisiológica vigente al momento del accidente.

2.3.1.2 Por lo arriba mencionado y de lo investigado al presente, no surge causa médica en ese suceso.

2.3.2 Factores humanos y organizacionales

2.3.2.1 En la desgrabación del CVR se aprecia que el tema de conversación durante el ascenso, se refiere a aspectos operativos de la empresa, relacionados a la preocupación por el exceso de peso como problema operativo recurrente. Esto descarta una conducta complaciente o despreocupada con respecto a la operación aérea.

2.3.2.3 Por otra parte, es importante destacar que la característica de personalidad del piloto y su reconocido profesionalismo no se condice con una conducta complaciente a pesar del lenguaje coloquial en cabina.

2.3.2.4 En concordancia con lo expuesto en los párrafos anteriores, de la entrevista a compañeros pilotos de la empresa y a colegas de la empresa anterior en la que trabajó el Cmte., surge como concepto generalizado que se trata de un piloto muy profesional y apegado a las reglas, poco comunicativo y reservado. La psicóloga que evaluó al piloto los cuatro años anteriores al accidente lo define como un piloto apegado a los procedimientos y muy responsable.

2.3.2.5 De acuerdo con los datos recabados, el comandante gozaba de prestigio y respeto entre sus pares; su desempeño como piloto jamás fue discutido. Según el tipo de personalidad del piloto, se espera un comportamiento apegado a las reglas, ya que no es el tipo de profesional que tienda a violar los procedimientos.
Este tipo de pilotos tienen excelente desempeño en culturas organizacionales más bien rígidas y estructuradas. La capacitación, las normas y procedimientos son excelentes defensas sistémicas para este tipo de tripulantes.

2.3.2.6 El copiloto tenía una personalidad extrovertida, comunicativo y con ascendiente en la empresa por tratarse de un técnico de mantenimiento con excelentes conocimientos de los sistemas de la aeronave, después de haber desarrollado la actividad de instructor en dichos sistemas.

En lo referente a lo operativo, tenía poca experiencia en la aeronave ya que fue liberado para vuelo sin piloto instructor un mes antes del accidente.

El aporte del copiloto en este suceso es de acompañamiento de las decisiones operacionales del comandante, debido a una marcada diferencia de experiencia de vuelo (gradiente de cabina).

Por las características de su personalidad, el copiloto busca en lo externo, la solución a sus angustias operacionales. Se lo escucha muy comunicativo en el CVR.

Las decisiones operativas de la tripulación son el resultado de un contexto en el que los pilotos no pudieron utilizar sus competencias por razones vinculadas con el diseño (falta de una defensa tecnológica en la aeronave que, al conectar anti-ice, llame la atención sobre el modo en el que está conectado el piloto automático) y con la organización (empresa en lo atinente a la falta de un análisis de riesgo al momento que se incorpora la ruta, falta de capacitación adecuada de sus pilotos para esta contingencia operacional y a un despacho de vuelo no ajustado a la realidad meteorológica que los pilotos encontraron en la ruta).

El engelamiento severo no fue considerado en el despacho operativo, por lo que el contexto operacional que halló la tripulación en vuelo fue totalmente distinto a sus expectativas. Esto pudo traer aparejado la falta de un briefing adecuado y distribución de tareas en vuelo propias a esta amenaza meteorológica.

“La regla de la experiencia” surge cuando los conocimientos teóricos de situaciones vividas no son lo suficientemente fuertes como para equiparar a lo que la experiencia dicta; el problema es que las situaciones cambian y esta regla se invalida. Probablemente la decisión de descender a FL 140 pudo haber estado condicionada únicamente por la experiencia en situaciones similares.

El desempeño de las personas en la noche no es el mismo que de día y menos cuando la percepción visual es importante como en este caso para entender la dimensión del fenómeno; la noche aumenta el estrés y disminuye la confianza.

El piloto tenía mucha experiencia de vuelo. Los conocimientos específicos para vuelo en condiciones de engelamiento, podrían no haber sido suficientes para haber actuado distinto.

La aptitud operacional puede definirse como el conjunto de habilidades y destrezas técnico-aeronáuticas adquiridas mediante una adecuada capacitación (conocimientos técnico-aeronáuticos), y entrenamiento. Podrá

entonces el piloto percibir el peligro, realizar una adecuada evaluación de riesgo y decidirá la conducta operacional pertinente para el caso.
En este suceso, la tripulación no estuvo operacionalmente apta para la contingencia que vivió.

2.3.2.10 La toma de decisiones hay que entenderla a partir de la historia vivencial de los pilotos y no por la visión parcial que ofrecen 20 minutos de CVR/FDR ya que estas sirven para saber qué pasó, pero no por qué pasó.

2.3.2.11 El engelamiento empeoró al descender a FL 140; esta situación no esperada o expectativa no cumplida generaron en la tripulación un estrés creciente por la incertidumbre sobre el devenir de dicha situación meteorológica. Esto pudo haber afectado la concentración y la memoria, focalizando la atención y como consecuencia obviando el control de parámetros de vuelo.

Cuando la toma de decisiones se realiza bajo estrés creciente, mayor es la probabilidad de que quien tome la decisión elija una alternativa riesgosa, mayor es la tendencia a efectuar elecciones apresuradas de alternativas, y es más probable que los pilotos puedan tolerar la "ambigüedad" de quedarse en una situación intermedia, como decidió el Cmte. (permanecer en FL 140).
Bajo estrés creciente, hay una disminución en pensamientos productivos y un incremento en pensamientos distractivos que justifican, por ejemplo, la omisión de incrementar la potencia. Cuanto mayor es el estrés, mayor es la distorsión en la percepción de amenazas y un razonamiento disminuido ocurre a menudo.

2.4 Referente a capacitación

2.4.1 Según la documentación obtenida referente a la capacitación de la tripulación se observó que:

a) Piloto

Desde su ingreso a la empresa en el año 2007 al momento del accidente no habría recibido instrucción práctica en equipo simulador de vuelo referente a la maniobra “Recuperación de actitudes anormales” (UPSET RECOVERY), siendo este un ítem obligatorio establecido por la empresa en el MOE VOL. 3 Manual de instrucción.

Durante todos sus entrenamientos periódicos en simulador de vuelo, no habría recibido la instrucción correspondiente a la práctica LOS, por lo que se puede aseverar que la empresa no cumplió con lo establecido en las regulaciones vigentes RAAC 121.407 – Apéndice G y en su Manual de Instrucción.

Al no estar prevista en la currícula de la empresa ni ser una exigencia de las regulaciones aeronáuticas (RAAC), el piloto en los últimos 4 años no recibió capacitación de actualización en la asignatura meteorología, ni clases/talleres extra curriculares de operación en tiempo frío/cálido.

b) Las técnicas de recuperación de pérdidas de sustentación impartidas a las tripulaciones, durante la instrucción en equipo simulador de vuelo para las maniobras de aproximación a la pérdida en distinta configuración (STALL

RECOVERY), corresponden al método tradicional. Es decir, la técnica se ajustaba a recuperar la aeronave de la situación de pérdida de sustentación evitando perder altura.

c) El fabricante, en el AOM – FLIGHT PROCEDURES TRAINING 25/12 (page 1), da una técnica distinta para la recuperación de pérdida (Stall Recovery), y además de una serie de consideraciones para la recuperación de actitudes anormales (Upset recovery), que deberían haberse tenido en cuenta para ser incorporadas durante el proceso de instrucción y entrenamiento en simulador.

2.4.1.2 La empresa no adecuó sus métodos de entrenamiento y adiestramiento de acuerdo con lo establecido por el fabricante para la recuperación de este tipo de maniobras en el AOM de la aeronave.

2.4.2 No se presentó documentación referente a la capacitación del personal de despacho operativo de que haya realizado los cursos periódicos correspondientes a los años 2009 y 2010 como está establecido en el MOE VOL. 2 Manual de Instrucción y las RAAC 121.427.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 La tripulación poseía las licencias y habilitaciones requeridas para realizar el vuelo.

3.1.2 Al momento del suceso, la aeronave no tenía cumplida dos Directivas de Aeronavegabilidad.

3.1.3 No se detectaron indicios de fallas técnicas, ni tampoco causales vinculados al incumplimiento de esa documentación. El comportamiento de la aeronave en vuelo se ajustó a las performances certificadas de diseño.

3.1.4 Al momento del accidente, la aeronave no tenía instalada la modificación Nº 2650 – *Ice Speed System* (recomendada y no mandatoria).

3.1.5 La ruta que se encontraba operando la aeronave, y en especial la zona donde se produjo el accidente, carecía de cobertura de comunicación efectiva en frecuencias VHF.

3.1.6 La aeronave nunca alcanzó el nivel de vuelo deseado de FL 190. La tripulación no utilizó la potencia remanente disponible para intentar alcanzar ese nivel de vuelo.

3.1.7 La empresa tenía como procedimiento en el manejo de potencia el método ITT constante.

3.1.8 No se registraron cambios significativos de potencia, luego que la aeronave alcanzó el nivel de vuelo 140.

3.1.9 La tripulación reconoció en todo momento del vuelo el fenómeno de formación de hielo.

3.1.10 Los sistemas de protección antihielo fueron activados al detectarse condiciones de engelamiento. Los dispositivos funcionaron adecuadamente, de acuerdo con los datos de la investigación.

3.1.11 Según la información meteorológica al momento del despegue se pronosticaba engelamiento débil.

3.1.12 La aeronave encontró condiciones de engelamiento severo en la ruta.

3.1.13 Durante la mayor parte del vuelo en condiciones de formación de hielo, la velocidad indicada que se registró era inferior a las velocidades recomendadas por el fabricante para ese tipo de condición.

3.1.14 La tripulación no utilizó la potencia máxima disponible para aumentar la velocidad al primer indicio de situación de pérdida.

3.1.15 La aeronave entró en pérdida de sustentación debido a una reducción progresiva y prolongada de la velocidad, en combinación con la formación de hielo, sin que se registraran acciones correctivas efectivas por parte de la tripulación.

3.1.16 Ante la inminencia de la pérdida de sustentación, se activaron adecuadamente los sistemas de alarma (sistema vibratorio de comando de vuelo).

3.2 Causa

Durante un vuelo comercial doméstico de pasajeros, en la fase de crucero, se produjo la pérdida de control de la aeronave e impacto no controlado contra el terreno, por formación severa de hielo, debido a la combinación de los siguientes factores:

- Ingresar a un área de condiciones de formación de hielo, con una vigilancia inadecuada de las señales de advertencias del medio externo (temperatura, nubosidad, precipitación y acumulación de hielo), e interno (velocidad, ángulo de ataque), lo cual permitió una operación prolongada en condiciones de engelamiento severo.

- Pronóstico de engelamiento leve, siendo que las condiciones encontradas correspondían a engelamiento severo, que motivó la falta de percepción del peligro meteorológico específico.

- Inadecuada evaluación de riesgo, por lo que no se adoptaron las medidas de mitigación tales como briefing adecuado (distribución de tareas en cabina, repaso de la operación de los sistemas anti hielo, limitaciones, uso de la potencia, uso del piloto automático, estrategia de diversión, entre otros).

- Condición de estrés creciente que motivó un déficit de atención distributiva debido a una expectativa de contexto operacional no cumplida.

- Condiciones de formación de hielo que superaron la eficacia de los sistemas de protección anti hielo, certificadas en la aeronave (FAR 25 Apéndice C).

- Uso inadecuado de la velocidad, al mantenerla en valores próximos a la pérdida durante el vuelo en condiciones de formación de hielo.

- Uso inadecuado del piloto automático al no seleccionar modo IAS, al volar en condiciones de engelamiento.

- Cumplimiento parcializado de los procedimientos establecidos en el Manual de Vuelo y Manual de Operaciones de la aeronave, en cuanto al ingreso a zonas de vuelo de engelamiento de características severas.

- Reconocimiento tardío del ingreso de la aeronave a una condición de pérdida de sustentación, al confundir la vibración producida por las hélices contaminadas con hielo con el buffeting que preanuncia la entrada en pérdida de sustentación.

- Actuación del Stick Shaker y Perdida de Sustentación a velocidades menores a las previstas para condiciones sin formación de hielo.

- Técnica de recuperación inicial de pérdida de sustentación no apropiada a las circunstancias de vuelo, en donde era prioritario disminuir el ángulo de ataque en desmedro de la pérdida de altitud.

- Comportamiento inusual de los comandos de vuelo de alerones, durante la pérdida de control, probablemente por la acumulación de hielo en la superficie anterior a los mismos, que imposibilitaron la recuperación de la aeronave.

- Situación de estrés creciente en la tripulación, que afectó la toma de decisiones operativas.

Condiciones potencialmente peligrosas,
no causales del presente suceso

Circunstancias pre existentes

Contexto organizacional y operacional de la empresa

- Especificaciones de operación del explotador desactualizadas
- Cumplimiento parcializado de lo establecido en la RAAC 121.133 a) referente a la mantener actualizados los Manuales de Operación del Explotador.
- Programación de las tripulaciones realizadas por una gerencia ajena a la gerencia de operaciones
- Manuales de la aeronave no actualizados
- Programas de instrucción no adecuadas a lo especificado por el fabricante respecto a la recuperación de pérdidas de sustentación.
- Cumplimiento parcializado de lo establecido en la RAAC 121.407 – Apéndice G, respecto con la instrucción (Simulación LOS) por parte del explotador.
- Incumplimiento de dos Directivas de Aeronavegabilidad vinculadas al mantenimiento de las hélices.

Contexto sistémico

- Falta de cobertura de comunicaciones en VHF sobre la ruta en que se encontraba operando la aeronave. Servicio de meteorología no presente durante todas las horas de operación de la empresa, en las escalas.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) – División AIG

Con el objetivo de dar difusión y propiciar el análisis de los hallazgos de la presente investigación por parte de las Autoridades Aeronáuticas alrededor del mundo, en concordancia con el interés expresado por FAA (EE. UU.) y SHK (Suecia), se recomienda a la División AIG dar traslado del presente a las autoridades competentes.

1. PROPÓSITO

El propósito de este informe es impulsar la generación de un "**NUEVO CONCEPTO** de **INSTRUCCIÓN y CALIFICACION"** de las tripulaciones**,** no contempladas en su totalidad en las normas actuales, referente a ***reconocimiento y recuperación de pérdidas de sustentación y de actitudes anormales a ser consideradas integralmente con los sistemas de advertencia, protección y automatización del avión***; a través de recomendaciones a las Autoridades Aeronáuticas, Fabricantes de Aeronaves, Empresas Aéreas y Centros de Instrucción y Entrenamiento en Simulador con el objeto de contribuir a la Seguridad Operacional en el Transporte Aéreo.

Las recomendaciones elaboradas en este informe son conceptuales y de carácter general. Los detalles de los programas deberán ser originados y expandidos suficientemente para que el tema tratado se base en situaciones y escenarios potencialmente reales y la ejecución de las maniobras no se resuma solamente a la mecánica de las mismas; es en este punto, más que en ninguna otro, en donde el pilotaje y el conocimiento deben tender indudablemente a lograr la mayor experticia.

2. ANTECEDENTES

Del análisis del accidente de la aeronave LV-CEJ y según la documentación obrante en el expediente, surge la necesidad de realizar una recomendación cuyo objetivo es que se evalúe a los niveles correspondientes, **la factibilidad de modificar la modalidad del entrenamiento** detallada más adelante.

3. FUNDAMENTOS

- Existen ya demasiados antecedentes de accidentes con características similares ocurridas a la aeronave LV–CEJ, en donde uno de los factores contribuyentes coincidentes es: ***"Identificación tardía o nula de la degradación de las características de vuelo y de la progresión a una condición aerodinámica de pérdida de sustentación total"***.

- Las investigaciones han puesto en evidencia que la pérdida de control, en dichos casos, *condujeron a la aeronave a la adopción de actitudes anormales que en la mayoría de los casos no fueron recuperadas*; para este tipo de eventos se requiere habilidad especial de pilotaje y métodos específicos, especialmente en condiciones IMC.

- Este fenómeno, en la mayoría de los casos, se agrava en condiciones de formación de hielo, ya que el comportamiento de la aeronave no es predictible y permanece fuera de la envolvente de certificación.

- Además, los sistemas de advertencia (Stall Warning) y prevención de la pérdida natural de la aeronave (Stick Pusher), *no siempre son bien comprendidos* en sus características de funcionamiento y performances de certificación. Llo mismo ocurre con la lógica de funcionamiento de los sistemas automáticos de control del avión (Autopilot – Auto throttle) y el dominio de su empleo en situaciones marginales.

- El automatismo de la nueva generación de aeronaves hace que las tripulaciones pierdan el contacto regular con las cualidades de vuelo de la misma, aún en sesiones de simulador; esto se profundiza en los pilotos menos experimentados que actualmente tienen una abrupta transición desde aeronaves ligeras.

- Algunas aeronaves presentan características de pérdida de sustentación particulares, que pueden sorprender aún a pilotos de experiencia (Ej. pitch up, rolidos con velocidades angulares elevadas, escapes en guiñadas, etc.)

- Las fuentes de información del fabricante, a disposición del usuario, no siempre son completas ya que en los procesos de certificación no son exigibles más allá de lo especificado por las normas de aplicación.

- Es importante, en este terreno, la adquisición de la máxima competencia en conocimientos *teóricos y prácticos*, para responder así adecuadamente a las amenazas que presentan estas aéreas mencionadas.

- Las currículas actuales de instrucción no son suficientemente extensas para cubrir los requerimientos que surgen de este análisis, dejando agujeros negros de vital importancia en la instrucción de las tripulaciones.

- De lo anteriormente mencionado, surge la necesidad de fortalecer el entrenamiento de las tripulaciones técnicas (PIC y SIC) para enfrentar estas situaciones críticas que afectan la seguridad de vuelo.

- Este entrenamiento debería ser lo más homogéneo posible en los Centros de Entrenamiento y que abarcara todo el Transporte Aéreo, conservando cada sistema de instrucción las características que imponga la aeronave de utilización.

- Finalmente, para que esta nueva perspectiva de instrucción tenga los resultados deseados se requiere la participación conjunta de:

  → ***Autoridades aeronáuticas*** (para modificar las currículas y sistemas de inspección y control).

  → ***Fabricantes*** (para suministrar la información más adecuada).

  → ***Explotadores Aéreos*** (para modificar los programas de instrucción).

  → ***Centros de Entrenamiento de Simuladores de vuelo*** (para modificar los programas de instrucción y adaptar, si fuera necesario, el software a los nuevos requerimientos).

4.2 A LAS AUTORIDADES AERONÁUTICAS

Considerar la posibilidad de implementar modificaciones a los requisitos de cumplimiento de instrucción y calificación de las tripulaciones, relacionados con las aéreas de operación de maniobras de vuelo con gran ángulo de ataque y actitudes anormales.

Considerar como ítems obligatorios en la instrucción y en las inspecciones de habilitación (En simulador de vuelo) según la aeronave, las siguientes maniobras:

a) **Reconocimiento de la Aproximación a la condición de pérdida de sustentación y modo de evitar la misma.**

b) **Reconocimiento y recuperación de una condición de indicación artificial de pérdida de sustentación**.

c) **Reconocimiento y recuperación de una condición de pérdida de sustentación aerodinámica total.**

d) **Prácticas de recuperaciones de actitudes anormales típicas.**

4.3 A LOS FABRICANTES DE AERONAVES

Brindar toda la información detallada, que deberá estar desarrollada en los Manuales de la aeronave AOM /FCTM /AFM, que reflejen las características del modo de cumplimiento de certificación de dichas áreas (si son aplicables), en cuanto a:

a) **Aproximación a la condición de pérdida de sustentación y modo de evitar la misma.**

b) **Reconocimiento y recuperación de una condición de indicación artificial de pérdida de sustentación**.

c) **Reconocimiento y recuperación de una condición de pérdida de sustentación aerodinámica total.**

d) **Recuperaciones de actitudes anormales típicas.**

e) **Utilización y comportamiento de los sistemas automáticos de control de vuelo y motor durante** las maniobras anteriores.

4.4 A LOS CENTROS DE INSTRUCCIÓN / ENTRENAMIENTOS DE SIMULADOR DE VUELO

Considerar adaptar las curriculas de instrucción teórica y práctica a los fines de que estas abarquen la totalidad de las maniobras del fabricante según el **"NUEVO CONCEPTO"**, como así también incluir las técnicas de pilotaje adaptadas a cada aeronave en particular.

Modificar, mejorar y adaptar las performances del software de los equipos simuladores de vuelo a cada aeronave en particular, a los fines de que las representaciones se aproximen a la realidad, para sustentar los requisitos específicos.

4.5 A LOS EXPLOTADORES AÉREOS

Modificar sus programas de instrucción (teórica y práctica), de manera tal que en los cursos iniciales, de promoción y periódicos, se incluyan con carácter de obligatoriedad las siguientes maniobras:

a) Reconocimiento de la aproximación a la condición de pérdida de sustentación y modo de evitar la misma (actuación de Stick Shaker y Warning light o Claker), en distintas configuraciones (sería el caso en donde este comprometida la separación con el terreno, por ej. despegue, aproximación y aterrizaje) - *Recuperación manteniendo la altura*.

b) Reconocimiento y recuperación de una condición de indicación artificial de pérdida de sustentación (actuación de Stick Pusher y Push light) en configuración limpia (sería el caso en donde no está comprometida la separación con el terreno), Ej. ascenso, crucero, y descenso - *Recuperación disminuyendo el ángulo de ataque.*

c) Reconocimiento y recuperación de una condición de pérdida de sustentación aerodinámica total, para las aeronaves que no poseen sistemas como el Stick Pusher, en configuración limpia - *Recuperación disminuyendo el Angulo de ataque.*

d) Prácticas de recuperaciones de actitudes anormales típicas, desarrolladas de tal manera que el piloto no solo efectué la maniobra, si no que se familiarice con la interpretación de los instrumentos, control de la aeronave y el método para la recuperación más eficaz.

e) En todos los casos anteriores se deberá demostrar, además, el comportamiento de la aeronave **con los sistemas automáticos de control de vuelo y motor.**

f) En todos los casos anteriores se deberán **incluir los procedimientos anormales y de emergencia en casos de fallas de los sistemas.**

g) El proceso de **desaceleración de la aeronave** para llegar a las condiciones anteriores deberá efectuarse con una relación de aproximadamente 1 Kt/seg a los fines de que sea representativo con las condiciones de certificación y compatible con la información del fabricante (tanto en las cualidades de vuelo como en las performances).

4.6 A la Administración Nacional de Aviación Civil – Dirección Nacional de Seguridad Operacional

4.6.1 Se recomienda ejercer un control efectivo respecto a las actualizaciones de los Manuales del Explotador (MOE) requeridas en la RAAC 121.133, a todos los explotadores aéreos.

4.6.2 Se recomienda la implementación de un sistema de seguimiento del

cumplimiento de las normativas, acorde con el crecimiento y desarrollo de los explotadores aéreos y prestadores de servicios.

4.7 A la Administración Nacional de Aviación Civil – Dirección de Licencias al Personal – Dto. Control Educativo.

4.7.1 Con el objetivo de que el personal operativo (pilotos, despachantes, etc.) esté debidamente preparado para evaluar y afrontar los peligros inherentes a las operaciones aéreas, Se recomienda que:
Se incorpore en los requisitos de los cursos teóricos a impartir por los centros de capacitación de los explotadores aéreos, referentes a las asignaturas específicas como meteorología entre otras, sean impartidas (o supervisadas) por profesionales con experiencia en el área de experticia.

4.7.2 Incorporar en la regulación RAAC aplicable, los requerimientos establecidos en el párrafo anterior.

4.7.3 Se recomienda incorporar en las currículas de entrenamiento en simulador como ítems obligatorios la práctica de UPSET RECOVERY, tanto para los cursos iniciales como recurrent y que los mismos sean evaluados en la inspección de idoneidad.

4.7.4 Con el objetivo de incrementar la calidad de la instrucción de las tripulaciones, se recomienda a la autoridad que establezca un programa de talleres de capacitación inicial y recurrente para los Instructores de los operadores aerocomerciales, donde se impartan temas técnicos y didácticos, con enfoque y aplicación directa a la seguridad operacional.

4.8 Al Servicio Meteorológico Nacional

4.8.1 Para que contemple la posibilidad de ampliar los horarios de servicio de las oficinas meteorológicas de aeródromos, con el objetivo de cubrir toda la franja horaria de operaciones de los mismo aeródromos, brindando información actualizada que contribuya eficazmente a la Seguridad Operacional.

4.8.2 Considere modificar el sistema de información aeronáutica para la actualización de un pronarea donde no hay cambios respecto al anterior que: no solo figure NOSIG, sino que se repita la información del pronarea anterior.

4.9 Fuerza Aérea Argentina – Dirección General de Control de Tránsito Aéreo

4.9.1 Con el objetivo de establecer una red de comunicaciones aeronáuticas eficientes, se recomienda la implementación un sistema que asegure las comunicaciones de tránsito aeronáutico en ambos sentidos en aquellas zonas donde la misma es deficiente. Asimismo, se recomienda evaluar la conveniencia de establecer, implementar y mantener una red de comunicaciones VHF efectivas

con cobertura nacional permanente.

4.9.2 Para poder establecer lineamientos claros sobre los requerimientos de equipos de comunicación a bordo, se recomienda la realización de un estudio apropiado sobre las comunicaciones de tránsito aeronáutico, a los fines de determinar la necesidad de que las aeronaves estén equipadas con un equipo de comunicación en frecuencia HF.

4.10 A la SHK (Suecia)

4.10.1 Para que contemple la posibilidad de recomendar al fabricante de la aeronave Boletines de Seguridad Especiales con los hallazgos de la presente investigación y de los tres casos similares de incidentes antes sucedidos.

4.10.2 Para que evalúe la posibilidad de recomendar a los diseñadores de software y hardware de simuladores de vuelo, incluir la simulación en distintas condiciones de formación de hielo (de forma generalizada, perturbando las condiciones aerodinámicas, bloqueando superficies de control, variando la actitud de vuelo por desplazamiento del CG, etc.), a los efectos de brindar un mejor entrenamiento y capacitación ante el reconocimiento de esa situación en vuelo y las técnicas empleadas ante dicha situación.

4.10.3 Con el objetivo de incrementar las defensas tecnológicas de la aeronave, se recomienda que evalúe la posibilidad de incorporar un sistema de alerta que al selectar el sistema de anti ice - inhiba el modo climb en el piloto automático.

4.11 Al Operador – Área Operativa / Seguridad Operacional

4.11.1 Con el objetivo de incrementar el nivel de seguridad de la operaciones, se recomienda incluir en el programa SMS de la Empresa, al engelamiento severo como un peligro especifico, a los efectos de generar las defensas (Tecnológicas, normas y procedimientos, Capacitación), como medidas de mitigación del riesgo.

4.11.2 Se recomienda la utilización del Manual de Vuelo original de la aeronave, evitando el uso de versiones adaptadas que no contengan la totalidad de la información requerida. Asimismo, se recuerda dar cumplimiento a lo establecido en la RAAC 121.133 a) referente a la mantener actualizados los Manuales de Operación del Explotador.

4.11.3 Otra herramienta de fortalecimiento de la seguridad se puede constituir en establecer los medios, recursos y procedimientos tendientes a enfatizar la instrucción/capacitación teórica y práctica en las maniobras de recuperación de maniobras actitudes anormales (Upset Recovery) y recuperación de pérdida de sustentación (Stall Recovery y Upset Recovery). Asimismo, generar nuevas prácticas de instrucción tendientes a que las tripulaciones reconozcan eficazmente los indicios y fenómenos aerodinámicos que se presentan en vuelo, previo a la entrada en pérdida (trepidación aeroelástica, entre otros fenómenos), de acuerdo a lo establecido por el fabricante.

4.11.4 Con el objetivo de establecer mejores canales de comunicación internos, se recomienda establecer los medios necesarios para que los niveles Gerenciales

instrumenten un método eficaz para la amplia la difusión y estricto cumplimiento entre las tripulaciones de lo establecido en el Manual de Operaciones de la Aeronave Suplemento Nº 1 "*Operations in cold and icing conditions*". También se recomienda establecer un método eficaz para evaluar el resultado de la capacitación/instrucción a fin de asegurar que los pilotos tengan los conocimientos y el entrenamiento adecuado referente a los procedimientos establecidos en el AOM y AFM, SOP (Suplemento Nº 1 "*Operations in cold and icing conditions*", uso del autopilot, etc).

4.11.5 Para que considere la posibilidad de incorporar a toda la flota de aeronaves Saab 340 la modificación Nº 2650 "Ice Speed System", como herramienta que incrementa la seguridad, generando una alarma ante condiciones de velocidad anormal durante el vuelo en zonas de engelamiento.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas por la Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la AUTORIDAD AERONÁUTICA en un plazo no mayor a sesenta (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Resolución que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo (Disposición Nº 51/02 Comandante de Regiones Aéreas - 19 JUL 02- publicada en el Boletín Oficial del 23 de Julio 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:
Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC)
Av. Azopardo 1405, esquina Av. Juan de Garay
(C 1107 ADY) Ciudad Autónoma de Buenos Aires
ó a la dirección Email: "info@anac.gov.ar"

BUENOS AIRES,

Investigador Operativo: Alberto ROCCHI
Investigador Operativo: Carlos H. SARDI
Investigador Operativo: Daniel BARAFANI
Investigador Técnico: Pedro BERTACCO
Investigador Técnico: Augusto DE SANTIS
Asesor Técnico: Horacio LARROSA
Asesor Médico: Humberto REYNOSO