

Informe de Seguridad Operacional

Sucesos Aeronáuticos



Falla o malfuncionamiento de sistema/componente (grupo motor)

Propietario privado

Cessna 560XL, LV-FQD

Comandante Nicanor Otamendi, Buenos Aires

28 de diciembre de 2019

113656323/19



Ministerio de Transporte
Argentina



Junta de Seguridad en el Transporte

Florida 361, piso 6°

Argentina, Ciudad Autónoma de Buenos Aires, C1005AAG

(54+11) 4382-8890/91

www.argentina.gob.ar/jst

info@jst.gob.ar

Informe de Seguridad Operacional 113656323/19

Publicado por la JST. En caso de utilizar este material de forma total o parcial se sugiere citar según el siguiente formato Fuente: Junta de Seguridad en el Transporte.

El presente informe se encuentra disponible en www.argentina.gob.ar/jst



ÍNDICE

| | |
|--|----|
| ADVERTENCIA | 5 |
| NOTA DE INTRODUCCIÓN..... | 6 |
| LISTA DE SIGLAS Y ABREVIATURAS..... | 7 |
| SINOPSIS | 9 |
| 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS..... | 10 |
| 1.1 Reseña del vuelo..... | 10 |
| 1.2 Lesiones al personal | 10 |
| 1.3 Daños en la aeronave..... | 11 |
| 1.4 Otros daños..... | 11 |
| 1.5 Información sobre el personal | 12 |
| 1.6 Información sobre la aeronave | 14 |
| 1.7 Información meteorológica..... | 17 |
| 1.8 Ayudas a la navegación | 21 |
| 1.9 Comunicaciones | 23 |
| 1.10 Información sobre el lugar del suceso..... | 24 |
| 1.11 Registradores de vuelo | 25 |
| 1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto..... | 26 |
| 1.13 Información médica y patológica..... | 26 |
| 1.14 Incendio..... | 26 |
| 1.15 Supervivencia | 26 |



| | | |
|------|--|----|
| 1.16 | Ensayos e investigaciones | 27 |
| 1.17 | Información orgánica y de dirección | 39 |
| 1.18 | Información adicional | 40 |
| 1.19 | Técnicas de investigaciones útiles o eficaces | 41 |
| 2. | ANÁLISIS | 42 |
| 2.1 | Introducción | 42 |
| 2.2 | Aspectos técnicos-operativos..... | 42 |
| 3. | CONCLUSIONES..... | 49 |
| 3.1 | Conclusiones referidas a factores relacionados con el accidente..... | 49 |
| 3.2 | Conclusiones referidas a otros factores de riesgo de seguridad operacional identificados por la investigación..... | 50 |
| 4. | RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD OPERACIONAL | 51 |
| 4.1 | A la National Transportation Safety Board | 51 |
| 4.2 | Al Servicio Meteorológico Nacional | 51 |
| 4.3 | A la Administración Nacional de Aviación Civil..... | 51 |
| 5. | APÉNDICES | 53 |



ADVERTENCIA

La misión de la Junta de Seguridad en el Transporte (JST), creada por Ley 27.514 de fecha 28 de agosto de 2019, es conducir investigaciones independientes de los accidentes e incidentes acaecidos en el ámbito de la aviación civil, cuya investigación técnica corresponde instituir para determinar las causas, y emitir las recomendaciones y/o acciones de Seguridad Operacional eficaces, dirigidas a evitar la ocurrencia de accidentes e incidentes de similar tenor. Este informe refleja las conclusiones de la JST, con relación a las circunstancias y condiciones en que se produjo el suceso. El análisis y las conclusiones del informe resumen la información de relevancia para la gestión de la seguridad operacional, presentada de modo simple y de utilidad para la comunidad aeronáutica.

De conformidad con el Anexo 13 –Investigación de accidentes e incidentes de aviación– al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, ratificado por Ley 13891, el Artículo 185 del Código Aeronáutico (Ley 17.285), y el Artículo 17 de la Ley 27.514 la investigación de accidentes e incidentes tiene carácter estrictamente técnico y las conclusiones no deben generar presunción de culpa ni responsabilidad administrativa, civil o penal.

Esta investigación ha sido efectuada con el único y fundamental objetivo de prevenir accidentes e incidentes, según lo estipula el Anexo 13, el Código Aeronáutico y la Ley 27.514.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan investigaciones paralelas de índole administrativa o judicial que pudieran ser iniciadas por otros organismos u organizaciones en relación al accidente.



NOTA DE INTRODUCCIÓN

La Junta de Seguridad en el Transporte (JST) ha adoptado el modelo sistémico para el análisis de los accidentes e incidentes de aviación.

El modelo ha sido validado y difundido por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) y ampliamente adoptado por organismos líderes en la investigación de accidentes e incidentes a nivel internacional.

Las premisas centrales del modelo sistémico de investigación de accidentes son las siguientes:

- ✓ Las acciones u omisiones del personal operativo de primera línea y/o las fallas técnicas del equipamiento constituyen los factores desencadenantes o inmediatos del evento. Estos son el punto de partida de la investigación y son analizados con referencia a las defensas del sistema aeronáutico, así como a otros factores, en muchos casos alejados en tiempo y espacio del momento preciso de desencadenamiento del evento.
- ✓ Las defensas del sistema aeronáutico detectan, contienen y ayudan a recuperar las consecuencias de las acciones u omisiones del personal operativo de primera línea y/o las fallas técnicas del equipamiento. Las defensas se agrupan bajo tres entidades genéricas: tecnología, normativa (incluyendo procedimientos) y entrenamiento.
- ✓ Finalmente, los factores que permiten comprender el desempeño del personal operativo de primera línea y/o la ocurrencia de fallas técnicas, y explicar las fallas en las defensas están generalmente alejados en el tiempo y el espacio del momento de desencadenamiento del evento. Son denominados factores sistémicos y están vinculados estrechamente a elementos tales como, por ejemplo, el contexto de la operación, las normas y procedimientos, la capacitación del personal, la gestión de la seguridad operacional por parte de la organización a la que reporta el personal operativo y la infraestructura.

La investigación que se detalla en este informe se basa en el modelo sistémico. Tiene el objetivo de identificar los factores relacionados con el accidente, así como a otros factores de riesgo de seguridad operacional que, aunque sin relación de causalidad en el suceso investigado, tienen potencial desencadenante bajo otras circunstancias operativas. Lo antedicho, con la finalidad de formular recomendaciones sobre acciones viables, prácticas y efectivas que contribuyan a la gestión de la seguridad operacional.



LISTA DE SIGLAS Y ABREVIATURAS¹

ATC: Control del Tránsito Aéreo

CVR: Registrador de Voces de Cabina

DCU: Unidades de Recolección de Datos de motor

EDS: Sistema de Diagnóstico de Motor

EEC: Control Electrónico del Motor

ELT: Transmisor de Localización de Emergencia

FAA: Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos

FCU: Unidad de Control de Combustible

FDR: Registrador de Datos de Vuelo

FIR: Región de Información de Vuelo

FL: Nivel de vuelo

HIWC: Alto Contenido de Agua Líquida sobre Enfriada

ICI: Englamiento por cristales de hielo

IIC: Investigadores a Cargo

ILS: Sistema de Aterrizaje por Instrumentos

IMC: Condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos

ITT: Temperatura Interna entre Etapas de Turbina

¹ Con el propósito de facilitar la lectura del presente informe se aclaran por única vez las siglas y abreviaturas utilizadas en inglés. En muchos casos las iniciales de los términos que las integran no se corresponden con los de sus denominaciones completas en español.



JST: Junta de Seguridad en el Transporte

LAD: Lugar Apto Denunciado

LEM: Laboratorio de Ensayo de Materiales

OACI: Organización de Aviación Civil Internacional

NOTAM: Aviso a los Aviadores

NTSB: *National Transportation Safety Board* (Agencia Nacional de Seguridad del Transporte, EE. UU.)

P/N: Número de Pieza

RAAC: Regulaciones Argentinas de Aviación Civil

RAT: Temperatura de Aire de Impacto

RPM: Revoluciones Por Minuto

SINARAME: Sistema Nacional de Radares Meteorológicos

SMN: Servicio Meteorológico Nacional

S/N: Número de Serie

SPECI: Informe meteorológico especial de aeródromo

TG: Total General

VMC: Condiciones Meteorológicas Visuales



SINOPSIS

Este informe detalla los hechos y circunstancias en torno al accidente experimentado por la aeronave LV-FQD, un Cessna 560XL, en Comandante Nicanor Otamendi (Buenos Aires), el 28 de diciembre de 2019 a las 11:10 horas, durante un vuelo de aviación general privado.

El informe presenta cuestiones de seguridad operacional relacionadas con la presencia de cristales de hielo, en las proximidades de tormentas con actividad convectiva, y cómo estos afectaron el funcionamiento de los motores de la aeronave.

El informe incluye tres recomendaciones de seguridad operacional dirigidas a la *National Transportation Safety Board*, al Servicio Meteorológico Nacional y a la Administración Nacional de Aviación Civil.



Figura 1. Imagen de la aeronave en su posición final



1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

El 28 de diciembre de 2019 la aeronave matrícula LV-FQD, un Cessna 560XL, despegó del Aeropuerto Internacional San Fernando (Buenos Aires) a las 10:10 horas,² con destino al Lugar Apto Denunciado (LAD) Estancia La Venancia (Buenos Aires), en un vuelo de aviación general privado.

Durante el descenso (al cruzar nivel de vuelo FL330) a las 10:50 horas aproximadamente, en el motor derecho se produjo el aumento de la temperatura entre etapas de turbina (ITT), por lo que la tripulación decidió detenerlo. Aproximadamente 25 segundos después se produjo una situación similar en el motor izquierdo hasta que se detuvo por sí mismo. La tripulación declaró la emergencia al control de tránsito del aeropuerto de Mar del Plata y realizó un aterrizaje de emergencia en un campo no preparado a las 11:10 horas.

Como consecuencia del suceso, la aeronave experimentó daños de importancia. Algunos de los ocupantes evacuaron por sus propios medios y otros con asistencia resultando sin lesiones.

El accidente ocurrió de día y en condiciones de vuelo instrumentales.

1.2 Lesiones al personal

| Lesiones | Tripulación | Pasajeros | Otros | Total |
|----------|-------------|-----------|-------|-------|
| Mortales | 0 | 0 | 0 | 0 |
| Graves | 0 | 0 | 0 | 0 |
| Leves | 0 | 0 | 0 | 0 |
| Ninguna | 2 | 7 | 0 | 9 |

Tabla 1

² Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC), que para el lugar y fecha del incidente corresponde al huso horario -3.

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula

Daños de importancia.



Figura 2. Imagen de daños en el radome y tubo pitot

1.3.2 Motor

Daños de importancia.



Figura 3. Imagen de los motores derecho e izquierdo

1.4 Otros daños

El sembrado del campo fue dañado como consecuencia del aterrizaje de la aeronave y del acceso de los vehículos terrestres.



1.5 Información sobre el personal

La certificación del piloto cumplía con la reglamentación vigente.

| Piloto | |
|----------------------------------|--|
| Sexo | Masculino |
| Edad | 60 |
| Nacionalidad | Argentina |
| Licencias | Piloto transporte de línea aérea de avión |
| Habilitaciones | Vuelo nocturno Vuelo por instrumentos Remolcador de planeador Monomotores terrestres Multimotores terrestres |
| Certificación médica aeronáutica | Clase 1 Válida hasta el 30/06/2020 |

Tabla 2

Su experiencia era la siguiente:

| Horas de vuelo | General | En el tipo |
|----------------------|---------|------------|
| Total general | 9742,0 | 460,0 |
| Últimos 90 días | 56,3 | 38,9 |
| Últimos 30 días | 13,1 | 11,4 |
| Últimas 24 horas | 1,5 | 1,5 |
| En el día del suceso | 0,8 | 0,8 |

Tabla 3

El piloto había cumplimentado las prácticas recurrentes en simulador, el 6 de noviembre de 2019, en *SIMCOM Aviation Training*, en Estados Unidos.

La certificación del copiloto cumplía con la reglamentación vigente.

| Copiloto | |
|--------------|--|
| Sexo | Masculino |
| Edad | 57 |
| Nacionalidad | Argentina |
| Licencias | Piloto comercial de primera clase de avión |



| | |
|----------------------------------|---|
| Habilitaciones | Monomotores terrestres Multimotores terrestres Vuelo por instrumentos Vuelo nocturno |
| Certificación médica aeronáutica | Clase 1 Válida hasta el 30/04/2020 |

Tabla 4

Su experiencia era la siguiente:

| Horas de vuelo | General | En el tipo |
|----------------------|---------|------------|
| Total general | 3931,8 | 31,5 |
| Últimos 90 días | 42,4 | 25,1 |
| Últimos 30 días | 16,8 | 12,1 |
| Últimas 24 horas | 2,4 | 0,8 |
| En el día del suceso | 0,8 | 0,8 |

Tabla 5

El copiloto fue adaptado a la aeronave, de acuerdo con las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil (RAAC) 61.63, por un inspector de la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC) mediante un examen en vuelo el 13 de septiembre de 2019.

- (v) Aprobar el examen práctico ante un Inspector de vuelo de la autoridad aeronáutica Realizar el curso inicial de instrucción en vuelo en el tipo de avión que se trate, o en un simulador de vuelo que sea representativo del tipo de avión, de acuerdo con lo siguiente:
- (A) Para la Habilitación de Piloto:
- Un examen en simulador de vuelo
 - Dentro de los 90 días siguientes un examen en vuelo, que no será necesario, si el simulador de vuelo es Clase D.
- (B) Para la Habilitación de Copiloto:
- Un examen en simulador de vuelo.
 - Dentro de los 90 días siguientes un examen en vuelo, que no será necesario, si el simulador es Clase D.
 - En casos que la autoridad aeronáutica lo autorice se permitirá el curso y el examen en el avión.
- (C) Demostrar conocimientos y pericia en los procedimientos y maniobras normales de vuelo durante todas sus fases.
- (D) Demostrar conocimientos y pericia en los procedimientos, anormales y de emergencia relacionados con fallas y mal funcionamiento de la aeronave; tales como el grupo motor, la célula y otros sistemas.
- (E) Demostrar los procedimientos de vuelo por instrumentos, aproximaciones por instrumentos, aproximación frustrada, aterrizaje en condiciones normales, anormales y de emergencia y también la falla simulada de motor.
- (F) Demostrar los procedimientos relacionados con la incapacitación de la tripulación, la asignación de

Figura 4. RAAC 61.63, habilitación de tipo de aeronave



La certificación de la controladora de tránsito aéreo cumplía con la reglamentación vigente.

| Controladora | |
|----------------|--|
| Sexo | Femenino |
| Edad | 43 |
| Nacionalidad | Argentina |
| Licencia | Controladora de tránsito aéreo |
| Habilitaciones | Control de aeródromo Mar del Plata Control de aproximación aeródromo Mar del Plata Control de área aeródromo Mar del Plata |

Tabla 6

La última renovación de la licencia fue el 26 de agosto del 2013.

La certificación del controlador de tránsito aéreo, que asistía a la controladora, cumplía con la reglamentación vigente.

| Controlador | |
|----------------|--|
| Sexo | Masculino |
| Edad | 35 |
| Nacionalidad | Argentina |
| Licencia | Controlador de tránsito aéreo |
| Habilitaciones | Control de aeródromo Mar del Plata Control de aeródromo Junín Control de aproximación aeródromo Mar del Plata Control de aproximación aeródromo Junín Control de área aeródromo Mar del Plata Control de área aeródromo Junín |

Tabla 7

La última renovación de la licencia fue el 29 de abril del 2019.

1.6 Información sobre la aeronave

El Cessna Citation 560XL es una aeronave ejecutiva mediana, de ala baja, cabina presurizada, equipada por dos motores turbofan Pratt & Whitney PW-545-B. Dicha aeronave era fabricada por Cessna Aircraft Company, actualmente su confección es realizada por Textron Aviation Inc.

La aeronave estaba equipada y mantenida de conformidad con la reglamentación vigente y de acuerdo con el plan de mantenimiento del fabricante.

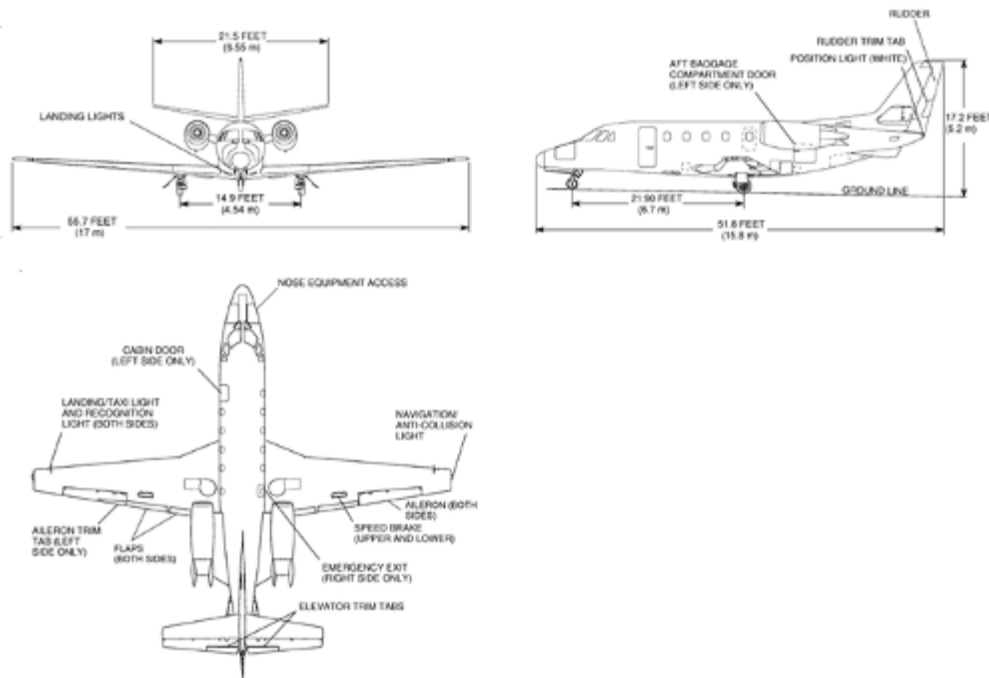


Figura 5. Perfil de la aeronave

| Aeronave | | |
|--|-------------------------|-----------------|
| Marca | Textron Aviation Inc. | |
| Modelo | 560XL | |
| Categoría | Avión | |
| Fabricante | Cessna Aircraft Company | |
| Año de fabricación | 2005 | |
| Número de serie | 560-5555 | |
| Peso máximo de despegue | 9162,5 kg | |
| Peso máximo de aterrizaje | 8482,1 kg | |
| Peso vacío | 5687,1 kg | |
| Fecha del último peso y balanceo | 27/11/2019 | |
| Horas totales | 2982,5 | |
| Horas desde la última recorrida general | No aplica | |
| Horas desde la última inspección | 11,8 | |
| Ciclos totales | 2619 | |
| Ciclos desde la última recorrida general | No aplica | |
| Certificado de matrícula | Propietario | Sunny Sky S.A. |
| | Fecha de expedición | 23/02/2015 |
| Certificado de aeronavegabilidad | Clasificación | Estándar |
| | Categoría | Transporte |
| | Fecha de emisión | 04/10/2013 |
| | Fecha de vencimiento | Sin vencimiento |

Tabla 8



| Motor izquierdo | |
|---|---|
| Marca | Pratt & Whitney Canada |
| Modelo | PW-545-B |
| Fabricante | Pratt & Whitney Canada |
| Número de serie | PCE-DD0115 |
| Horas totales | 2982,5 |
| Horas desde la última recorrida general | No aplica |
| Horas desde la última intervención | 27,0 |
| Ciclos totales | 2619 |
| Ciclos desde la última recorrida | No aplica |
| Habilitación | Hasta el 31/10/2020 Inspección de zona caliente: 4962 horas total general Recorrida: 5000 horas total general |

Tabla 9

| Motor derecho | |
|---|---|
| Marca | Pratt & Whitney Canada |
| Modelo | PW-545-B |
| Fabricante | Pratt & Whitney Canada |
| Número de serie | PCE-DD0114 |
| Horas totales | 2982,5 |
| Horas desde la última recorrida general | No aplica |
| Horas desde la última intervención | 27,0 |
| Ciclos totales | 2619 |
| Ciclos desde la última recorrida | No aplica |
| Habilitación | Hasta el 31/10/2020 Inspección de zona caliente: 4962 horas total general Recorrida: 5000 horas total general |

Tabla 10

| Peso y balanceo al momento del accidente | |
|--|-----------|
| Peso vacío | 5687,1 kg |
| Peso de los pilotos | 160,0 kg |
| Peso de los pasajeros | 525,0 kg |
| Peso del combustible | 1483,2 kg |
| Peso total | 7855,3 kg |
| Peso máximo permitido de despegue | 9162,5 kg |
| Diferencia en menos | 1307,2 kg |

Tabla 11



El peso y el balanceo de la aeronave se encontraban dentro de la envolvente de vuelo indicada en el manual de vuelo de la aeronave.

1.7 Información meteorológica

Información disponible previa al vuelo

El Servicio Meteorológico Nacional (SMN) emitió el Pronóstico de Área (PRONAREA) para la Región de Información de Vuelo - Ezeiza (FIR – EZE). Dicho pronóstico indicaba, para la fecha y horario del vuelo, engelamiento moderado en toda la provincia de Buenos Aires dentro de nubosidad nimbostratos entre los niveles de vuelo 130 y 200.

```
PRONAREA FIR EZE VALIDEZ 1022 SOBRE MAPA 0600 UTC.  
SIGFENOM: MASA DE AIRE INESTABLE MANTIENE GRAN PARTE DEL TERRITO-  
RIO BONAERENSE CON TANDAS DE TORMENTAS DE VARIADA INTENSIDAD.  
CORRIENTE EN CHORRO: LINEA NEU-VIE CON VIENTO MAX FL400/30090KT.  
TURBULENCIA: MOD LINEA LYE-PEH-YOS EN CAPAS BAJAS. FBL OCNL MOD  
SOBRE SW DE LA PCIA DE BS AS Y NORTE DE RIO NEGRO BTN FL050/100.  
ENGELAMIENTO: MOD EN TODA LA PCIA DE BS AS DENTRO DE NS BTN  
FL130/200  
ISOTERMAS 0 GRADOS: VER/EZE FL150 VER/OSA FL100 VER/NEU FL120  
TROPOPAUSA: VER/EZE /OSA NIL VER/NEU FL430 M61.
```

Figura 6. Engelamiento descrito en el PRONAREA

A su vez, existía un mensaje de alerta meteorológico de fenómenos significativos para la navegación aérea (SIGMET),³ en el cual se informaban tormentas frecuentes en la región de la provincia de Buenos Aires hasta el nivel de vuelo 390, las cuales se desplazaban hacia el este a 10 nudos sin cambios en la extensión de las mismas.

```
WSAG31 SABC 280917  
SAEF SIGMET 9 VALID 280917/281117 SABC-  
SAEF EZEIZA FIR FRQ TS FCST AT 0917Z  
WI S3458 W06412 - S3401 W06339 - S3325 W06200 - S3343 W06048 -  
S3500 W05945 - S3613 W05855 - S3703 W05626 - S3840 W05648 -  
S3713 W06006 - S3525 W06219 - S3458 W06412 TOP FL390 MOV E 10KT  
NC=
```

Figura 7. Tormentas informadas en el SIGMET

³ Información expedida por una oficina de vigilancia meteorológica, relativa a la existencia real o prevista de determinados fenómenos meteorológicos en ruta y de otros fenómenos en la atmósfera que puedan afectar a la seguridad operacional de la navegación aérea.



Figura 8. Coordenadas del SIGMET ilustradas

Cabe destacar que los mensajes SIGMET por tormentas, implican la presencia de fenómenos peligrosos para la navegación aérea, como turbulencia y engelamiento en la región determinada, pero no especifica qué tipo de engelamiento podría encontrarse.

Además de los fragmentos del PRONAREA y del SIGMET mostrados anteriormente, el SMN emitió los Reportes Meteorológicos de Aeródromo (METAR), los Reportes Meteorológicos Especiales de Aeródromo (SPECI) y el Pronóstico Meteorológico de Aeródromo (TAF) correspondientes al aeropuerto de Mar del Plata. Todos estos mensajes meteorológicos se muestran completos en el Apéndice I.

Información obtenida luego del accidente

Las condiciones meteorológicas que se detallan a continuación fueron suministradas por el SMN. Estos datos son inferidos y obtenidos de los registros horarios de la estación meteorológica Mar del Plata, interpolados a la hora y lugar del accidente. También se obtuvo información del mapa sinóptico de superficie de 12:00 horas, datos de radiosondeo de Ezeiza de las 12:00 horas, imágenes satelitales GOES-16 e imágenes de los radares de Ezeiza y Mar del Plata del Sistema Nacional de Radares Meteorológicos (SINARAME).

| Información meteorológica | |
|---------------------------|-----------------------|
| Viento | 050/07 kt |
| Visibilidad | 800 mts |
| Fenómenos significativos | Tormentas con lluvias |

| | |
|-------------------------------|--|
| Nubosidad | 4/8 ST 200 Mts – 1/8 CB 1200 mts- 8/8 NS 1500 mts |
| Temperatura | 20,2 °C |
| Temperatura punto de rocío | 19,8 °C |
| Presión a nivel medio del mar | 1011,8 hPa |
| Humedad relativa | 97 % |

Tabla 12

Como panorama general, en la siguiente figura se muestra la imagen satelital de temperatura de topos nubosos, donde se puede notar un extenso sistema convectivo de mesoescala extendido sobre el sur de Córdoba y Santa Fe y gran parte de la provincia de Buenos Aires. Se destaca la presencia de *overshooting tops*⁴ con temperaturas de topos nubosos inferiores a -80°C al este de la provincia de Buenos Aires y Bahía de Samborombón, que indican la presencia de actividad convectiva intensa con topos por encima de FL350 sobre la región de Mar del Plata.

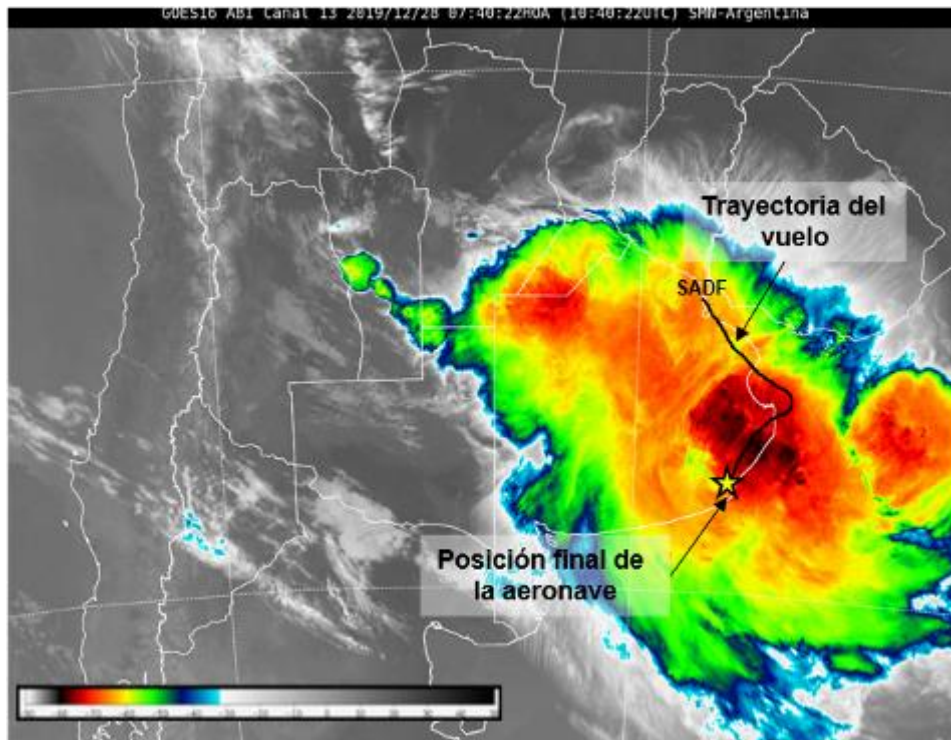


Figura 9. Imagen del canal 13 del satélite GOES-16 del 28/12/2019 a las 10:40 UTC

⁴ Región del cumulonimbo asociado al máximo de corrientes ascendentes y donde alcanza la mayor altura la nubosidad.



Para entrar en detalles sobre el sistema convectivo mencionado anteriormente, en las imágenes del radar de Ezeiza, entre las 10:24 y las 10:41 UTC, se destaca un sistema multicelular convectivo semi-lineal que se encontraba en la línea entre Arrecifes, Coronel Brandsen, Chascomús y San Clemente del Tuyú, el cual avanzaba hacia el centro de la TMA Baires. Éste presentaba tres áreas definidas que podrían afectar al vuelo de manera significativa:

1. Área 1: región con nubosidad tipo cirrus 'nothus'⁵ o 'falsos', proveniente de desprendimientos de los cumulonimbos, que se encontraba por delante del sistema convectivo en cuyos niveles existe el potencial de ocasionar turbulencia en aire claro inducida por convección.
2. Área 2: región con nubosidad de tipo convectiva caracterizada por la presencia de cumulonimbos con turbulencia moderada a severa y engelamiento moderado a fuerte en los niveles por encima de la isoterma de 0°C y posible granizo en suspensión, con toques ubicados por encima de los 12 km y *overshooting* en torno a los 15 km de altura.
3. Área 3: región con nubosidad estratiforme con algunos cumulonimbos embebidos en nimbostratos, asociados a turbulencia moderada y posible engelamiento moderado a fuerte en los niveles por encima de la isoterma de 0°C, la que se encontraba a FL150.

Al contrastar la trayectoria y la altitud de la aeronave con las observaciones meteorológicas de los radares, se pudo inferir que:

La aeronave voló en condiciones meteorológicas visuales (VMC) hasta que ingresó a la Bahía de Samborombón, donde sobrevoló una capa nubosa de cirrus nothus (área 1), donde posiblemente y de acuerdo con la bibliografía existente, se encontraba una gran cantidad de cristales de hielo. Posteriormente, al comenzar el descenso, la aeronave sobrevoló el borde sur de la bahía y San Clemente del Tuyú, donde se desarrollaba actividad convectiva con *overshooting tops* (área 2). Finalmente, durante el descenso con los motores ya detenidos, la aeronave ingresó en un área estratiforme del sistema (área 3).

⁵ Tipo de nubosidad estratiforme compuesto exclusivamente por cristales de hielo a una altura por encima de 6 kilómetros. Dicha nubosidad proviene de desprendimientos de los toques de los cumulonimbos.

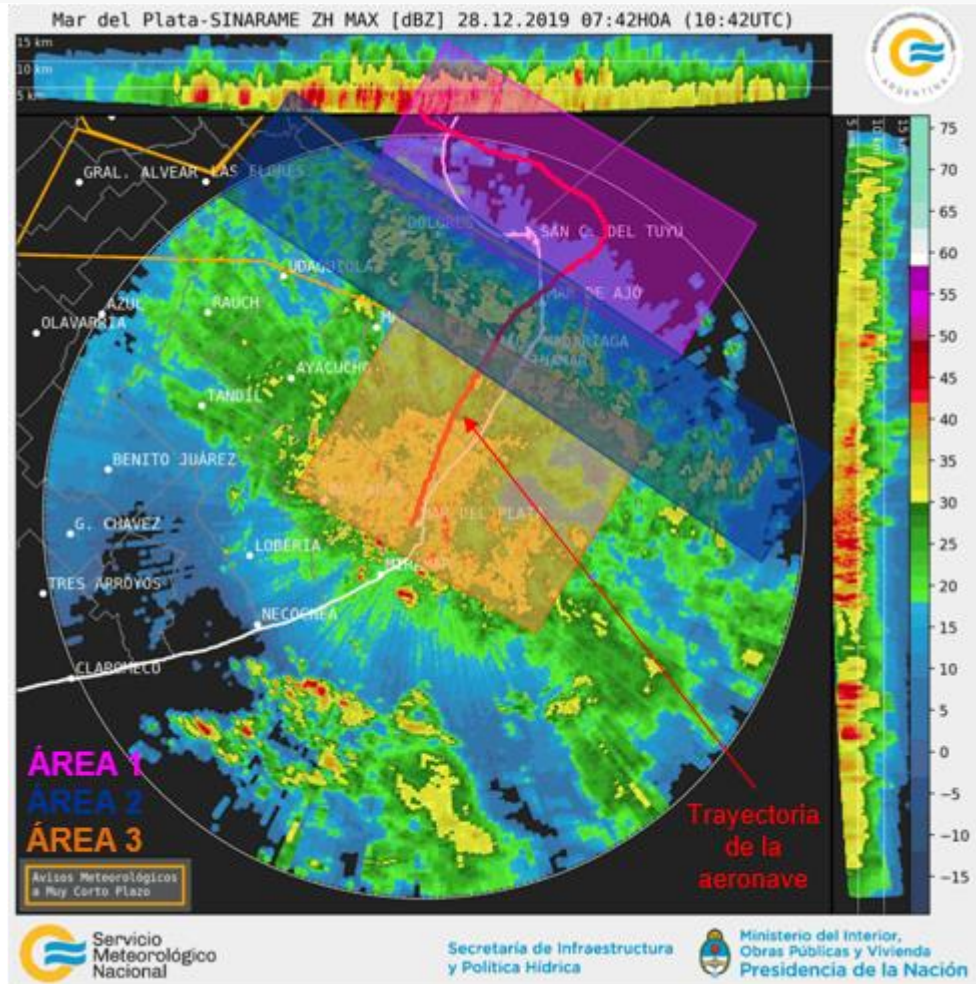


Figura 10. Imagen COLMAX del radar de Mar del Plata – SINARAME del 28/12/2019 a las 10:42 UTC

La información correspondiente al fenómeno meteorológico de cristales de hielo, se encuentran descrita en el Apéndice II.

1.8 Ayudas a la navegación

La aeronave se encontraba proa a La Venancia, una vez declarada la emergencia, la tripulación notificó al Control de Tránsito Aéreo (ATC) Mar del Plata que se dirigían directo a ese aeropuerto. Durante la gestión de la emergencia, la tripulación solicitó la actualización de las condiciones meteorológicas en el aeropuerto, las cuales se encontraban degradadas con visibilidad reducida entre 650 y 1100 metros por lluvia.

Cuando se encontraban a 59 millas de Mar del Plata, el control sugirió el desvío hacia el aeropuerto de Villa Gesell. Luego, el desvío fue desestimado por la tripulación dado que el aeropuerto de Villa Gesell no contaba con servicio de información meteorológica permanente.



Durante el descenso en el Aeropuerto de Mar del Plata, la tripulación configuró la aeronave para realizar una aproximación instrumental directa para pista 13 en la frecuencia del equipo VOR 116,2 MHz y el ILS 109,5 MHz. Cabe aclarar que a medida que la aeronave se aproximaba al aeropuerto, los sistemas de navegación comenzaron a degradarse debido al consumo de las baterías de la aeronave.

A las 11:12, cuando se encontraba aproximadamente a 8 millas del aeropuerto de Mar del Plata, cruzando nivel de vuelo 100, debido a las condiciones meteorológicas de ese aeropuerto y a la degradación de los sistemas de navegación de la aeronave, la tripulación decidió continuar con la proa a La Venancia y comunicó al ATC que de ser necesario realizarían un aterrizaje de emergencia en un campo no preparado.

Como el ATC Mar del Plata no disponía de un servicio de control radar en donde el personal pudiera visualizar en una pantalla la trayectoria de la aeronave y ofrecer asistencia completa, los controladores preguntaron en reiteradas ocasiones a la tripulación acerca de la ubicación de la aeronave (altitud, radial y distancia) con el fin de asistirlos en la emergencia e informarles a los servicios de búsqueda y salvamento.

La investigación obtuvo evidencia que en el 2009 el radar de Mar del Plata quedó fuera de servicio. Al respecto se publicó el Aviso a los Aviadores (NOTAM) 5507/09, en el que se consideraba al radar “no utilizable” y que solo mantenía en servicio un canal primario (PRS) con un alcance de 30 millas. Dicho radar se encontraba en esas condiciones debido a un “ruido en rodamiento en el pedestal del sistema antena”, el cual había sido notificado por la Jefatura de Aeropuerto de Mar del Plata a la Dirección Regional Central en febrero del mismo año.

Desde 2009 hasta la fecha de este informe se emitieron de manera ininterrumpida y en forma consecutiva NOTAM indicando que no posee radar o que no proporciona servicio radar como se puede ver en la siguiente imagen.

| | |
|-------------------------------------|---|
| A750/2021 | Desde: 2021-02-15 18:19:00 |
| MAR DEL PLATA/ASTOR PIAZZOLLA (MDP) | Hasta: 2021-05-15 23:59:00 |
| | TMA MAR DEL PLATA RADAR CTL SER IS NOT PROVIDED |
| | <i>Versión en Español:</i> |
| | TMA MAR DEL PLATA RADAR CTL NO SE PROPORCIONARA SER |

Figura 11. NOTAM vigente desde el 15/02/2021 al 15/05/2021

Se realizó una entrevista a los controladores de tránsito aéreo del Aeropuerto de Mar del Plata, que prestaban servicios el día y horario del accidente, quienes también manifestaron que desde



hace varios años no cuentan con un sistema de control radar en dicho aeropuerto. Además, resaltaron la importancia de proporcionar este servicio a las aeronaves que operan en ese espacio aéreo y señalaron cuán útil hubiera sido en esta emergencia.

1.9 Comunicaciones

La aeronave se encontraba en fase de crucero a nivel de vuelo 350 con la proa a Mar del Plata en comunicación con EZE SUR (frecuencia 125.2 MHz). A las 10:55 se produjo la transferencia de control a la torre de Mar del Plata (frecuencia 118.75 MHz).

En su primera comunicación con Mar del Plata, la tripulación informó que estaban proa a La Venancia y que iban a mantener el nivel de vuelo 350 por meteorología. El control les informó las condiciones meteorológicas del aeropuerto y les solicitó que notifiquen cuando estén en condiciones de realizar el descenso.

A las 10:57, la tripulación del LV-FQD solicitó descenso al ATC y fue autorizada hasta nivel de vuelo 045. Posterior a esta última comunicación, se produjo la detención de ambos motores. A las 11:02 la tripulación declaró la situación de emergencia y a partir de este instante, el ATC le dio prioridad (liberando el espacio aéreo) y lo autorizó a continuar con el vuelo directo a final de pista 13.

Estando aproximadamente a 59 millas de Mar del Plata, con ambos motores detenidos, la tripulación manifestó no saber si llegaba a ese aeropuerto, por lo que el ATC les sugirió que consideraran el Aeropuerto de Villa Gesell como alternativa, pero los pilotos decidieron continuar con el vuelo hacia Mar del Plata.

Mientras la aeronave se iba acercando al aeropuerto, a una velocidad aproximada de 170 nudos en descenso, las condiciones meteorológicas se iban degradando, por lo que el ATC los mantuvo actualizados en todo momento sobre la información meteorológica, debido a que la visibilidad en el aeropuerto estaba disminuyendo.

Por este motivo, la tripulación preveía que el ingreso a Mar del Plata iba a ser instrumental y, como los sistemas de navegación y aproximación de la aeronave se iban degradando, finalmente decidieron poner proa a La Venancia con la intención de buscar un campo donde realizar un posible aterrizaje de emergencia.

El control de tránsito aéreo se mantuvo en comunicación permanente con el LV-FQD hasta el momento en que la aeronave tomó contacto con el terreno. En dichas comunicaciones, les

preguntaba en reiteradas ocasiones su posición y si podían proporcionar alguna referencia geográfica, ya que Mar del Plata no contaban con el servicio de control radar que le hubiese proporcionado la trayectoria de la aeronave y datos específicos que son de gran utilidad para los servicios de búsqueda y salvamento.

1.10 Información sobre el lugar del suceso

La aeronave realizó un aterrizaje de emergencia en un campo no preparado, de formación semi plana, sembrado con maíz de aproximadamente un metro de altura. Dicho campo se encontraba al este y a dos kilómetros de distancia del casco urbano de la localidad de Comandante Nicanor Otamendi, provincia de Buenos Aires.

| Lugar del suceso | |
|------------------|------------------------------|
| Ubicación | Comandante Nicanor Otamendi |
| Coordenadas | 38° 6' 31" S - 57° 44' 17" W |
| Superficie | Plantación de maíz |
| Elevación | 177 pies |

Tabla 13



Figura 12. Imagen satelital del lugar del accidente

1.11 Registradores de vuelo

La aeronave tenía un Registrador de Voces de Cabina (CVR) marca L3, número de parte 2100-1020-02, número de serie: 000231014 y un Registrador de Datos de Vuelo (FDR) marca Honeywell, número de parte: 980-4700-025, número de serie: SSFDR-10154.



Figura 13. Registrador de Datos de Vuelo



Figura 14. Registrador de Voces de Cabina

| Registrador de voces de cabina | |
|----------------------------------|--------------------------|
| Modelo | FA2100 CVR |
| Fabricante | L3 Communications |
| Número de parámetros registrados | Cuatro canales de audio |
| Medio de registro | Memoria de estado sólido |
| Duración de las grabaciones | 30 minutos |

Tabla 14

| Registrador de datos de vuelo | |
|----------------------------------|--------------------------|
| Modelo | 980-4700-025 |
| Fabricante | Honeywell Bendix King |
| Número de parámetros registrados | 65 parámetros |
| Medio de registro | Memoria de estado sólido |

Tabla 15

Se desmontaron ambos registradores (CVR y FDR) de la aeronave. Se realizó la correspondiente descarga de datos en un taller aeronáutico de reparaciones habilitado.

Los datos del FDR fueron enviados a la *National Transportation Safety Board* (NTSB, organismo de investigación de accidentes de los Estados Unidos) para su decodificación.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave aproximó al campo con sus motores detenidos e hizo contacto con el terreno con el tren de aterrizaje y flaps retraídos. Desde el punto de contacto inicial hasta su posición final la aeronave recorrió 464 metros, experimentando daños por avance contra la plantación de maíz y se detuvo con rumbo 215. No hubo dispersión de restos.



Figura 15. Trayectoria de la aeronave y posición final

1.13 Información médica y patológica

No se detectó evidencia médico-patológica de la tripulación relacionadas con el accidente.

1.14 Incendio

No hubo.

1.15 Supervivencia

La tripulación realizó la evacuación y todos los ocupantes resultaron sin lesiones y descendieron de la aeronave por la puerta de emergencia (figura 16), ya que la puerta de entrada a la cabina no podía abrirse en su totalidad por estar bloqueada con el terreno. Minutos después del aterrizaje se hicieron presentes en el lugar del accidente los bomberos y la policía de la localidad.



Figura 16. Puerta de salida de emergencia



Figura 17. Puerta bloqueada por el terreno

La cabina no sufrió deformaciones. Los cinturones de seguridad, arneses y anclajes de los asientos de los tripulantes y pasajeros soportaron los esfuerzos a los que fueron sometidos.

1.16 Ensayos e investigaciones

El equipo de investigación se trasladó al lugar del suceso y llevó a cabo una inspección exterior de la aeronave, sistemas principales y planta de poder. El trabajo fue asistido por personal técnico calificado para la tarea.

Durante la investigación de campo se tomaron muestras de combustible de los tanques de alas (izquierdo y derecho). Dichas muestras fueron enviadas para su análisis al Laboratorio de Ensayo de Materiales (LEM) de la Fuerza Aérea Argentina.

Asimismo, se retiraron dos muestras de combustible (de un tanque y de la Unidad de Abastecimiento 186) de la planta de YPF del Aeropuerto Internacional de San Fernando (aeropuerto desde donde había despegado la aeronave) para su análisis en el LEM.

Las muestras tomadas de los tanques de combustible de la aeronave, como las muestras de la planta de abastecimiento de YPF, resultaron aptas para su utilización y se correspondían con combustible JET-A1.

Los días 7 y 8 de enero se realizó una ampliación de la investigación de campo. En esa ocasión se tomaron muestras de aceite de ambos motores y nuevamente de combustible para su análisis en el laboratorio.

La muestra de combustible del motor izquierdo se encontraba apta, mientras que la muestra de combustible correspondiente al motor derecho se encontró no apta por contenido de sólidos, en su

mayor parte sílice y trazas de material sintético tipo sellante, fibras y carbón. Si bien la muestra del motor derecho era no apta, este resultado no es concluyente con la condición presentada y los daños observados en dicho motor.

Se removieron filtros de aceite y de combustible de los motores para su análisis en laboratorio. Dichos elementos se encontraban sin obstrucciones ni sedimentos y cumplían con las exigencias del fabricante.



Figura 18. Filtro de combustible derecho



Figura 19. Filtro de aceite derecho

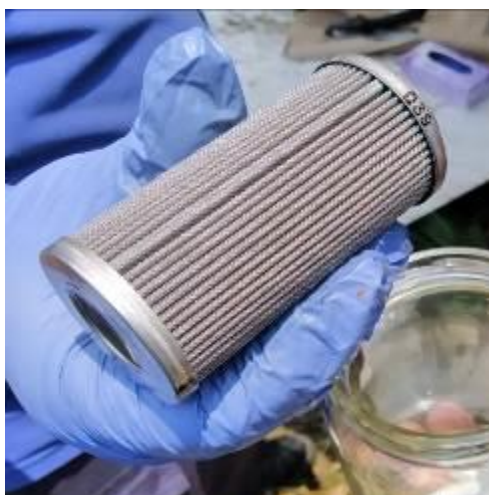


Figura 20. Filtro de combustible izquierdo



Figura 21. Filtro de aceite izquierdo

Se realizó una inspección boroscópica inicial al motor izquierdo y derecho de la aeronave. En esa instancia se pudieron observar daños similares en las etapas de turbina de ambos motores, fragmentos de álabes desprendidos y melladuras de metal en el ducto de escape.



Figura 22. Imágenes de boroscopia en motor izquierdo



Figura 23. Imágenes de boroscopia en motor derecho

Con el objetivo de determinar el estado de ambos motores al momento del suceso se llevó a cabo una nueva inspección boroscópica de todas sus etapas. Para ello se solicitó formalmente la asistencia técnica de boroscopistas especializados en motores a reacción del taller aeronáutico

habilitado de Aerolíneas Argentinas, quienes cooperaron realizando la tarea solicitada con un boroscopio General Electric digital de sonda flexible habilitado y con vigencia de calibración específica para esa tarea.



Figura 24. Vista general de los motores

Zona fría de los motores

Se inspeccionaron visualmente las etapas de fan, aro de velocidad y ducto de ingreso de aire de ambos motores sin hallar evidencias de daños ni deformaciones.

No se observaron daños ni deformaciones en la zona de compresor de baja y de alta presión. En ambos motores, los álabes conservaron su geometría, características superficiales y huelgo respecto al case de compresor.

Zona caliente de los motores

Tanto en la cámara de combustión como en la turbina de alta presión, se observó una coloración coincidente con la exposición a temperatura por encima de los valores normales de funcionamiento del motor. Fueron individualizados algunos depósitos de carbono parcialmente desprendidos, que se condicen con el funcionamiento y temperaturas de trabajo. Los orificios de dilución de la cámara de combustión del motor izquierdo presentaron algunas fisuras y deformaciones producto del efecto de la sobre temperatura durante el suceso. Los orificios de dilución de la cámara de combustión del motor derecho presentaron un estado conservado en su geometría y dimensión, hecho que confirma el normal funcionamiento del componente durante su vida en servicio. No se detectaron fisuras ni deformaciones en ambos motores que pudieran relacionarse con una explosión o presencia de daños previos al suceso.

En la zona de turbina de alta presión se observó un patrón de degradación en ambos motores (ver figuras 25 y 26). La totalidad de los álabes presentaron daños severos por deformación y consumo

de material. La geometría de la degradación y deterioro de la pared exterior resistente de cada uno de los álabes, permiten inferir que la etapa de turbina estuvo expuesta a temperaturas por encima de los valores normales de funcionamiento.



Figura25. Estado de los alabes de la turbina de alta presión del motor izquierdo



Figura 26. Estado de los alabes de la turbina de alta presión del motor derecho



Cabe señalar que en el caso del motor 2, el daño observado en la turbina de alta presión es superior al que presenta en la misma etapa el motor 1.

La deformación y pérdida de área resistente de los álabes de turbina de alta presión indefectiblemente imposibilita la generación de empuje por parte de los motores.

La turbina de baja presión de ambos motores evidenció daños debido al impacto de los pequeños fragmentos de álabes desprendidos de la turbina de alta presión. También se observaron daños y deformaciones producto de la incidencia de una temperatura superior a los límites seguros establecidos por el fabricante.

El 21 de enero se efectuó la descarga de la información del vuelo recabada por las unidades de recolección de datos (DCU) de los motores para ser enviados a la empresa Pratt & Whitney para su análisis.

Las DCU son unidades electrónicas que almacenan datos de fallas enviadas por el control electrónico del motor (EEC) cuando el piloto presione el botón “*Engine data scan*” o cuando la lógica del EEC determina que hubo una falla. Esta información es registrada doscientos segundos previos a la falla y veinte segundos después de la misma.

A partir de los datos de ambas DCU, la empresa fabricante de los motores, Pratt & Whitney, emitió un informe del que se destacan los siguientes puntos:

- Ambos motores fueron desacelerados a *flight idle*⁶ y la aeronave comenzó a descender desde 35.000 pies.
- Cuando la aeronave se encontraba cruzando 31.600 pies con los motores a aproximadamente 76,5% de velocidad de N2 y una ITT de aproximadamente 400 °C, la velocidad de N2 de ambos motores, casi simultáneamente, comenzó a descender lentamente por debajo del *target*.⁷
- Cada EEC, de forma automática, mediante la unidad de control de combustible (FCU) comenzó a incrementar el caudal de combustible a cada motor con el fin de recuperar el

⁶ Vuelo en mínima potencia.

⁷ Valor definido por el software del EEC.



target de N2. Sin embargo, ambos motores permanecieron ligeramente por debajo del *target* de N2 aproximadamente entre 0,1 y 0,5%. En respuesta al aumento del caudal de combustible, comenzó a producirse el aumento de ITT en ambos motores. El EEC continuó incrementando progresivamente el caudal de combustible aproximadamente por 70 segundos hasta que alcanzó el límite máximo de caudal de combustible. Sin embargo, la velocidad de N2 continuaba por debajo del *target* aproximadamente en un 0,5%.

- Aproximadamente 80 segundos después de que la velocidad de N2 de ambos motores comenzara a descender por debajo del *target*, la válvula de sangrado de aire fue abierta en ambos motores (activación del sistema antihielo). Inmediatamente después de ello, la velocidad de N2 de ambos motores comenzó a decrecer rápidamente como resultado del sangrado de aire. Los valores de ITT continuaron incrementándose y comenzaron a aproximarse a su límite máximo. Los datos grabados por ambas DCU no mostraron excesos en los valores de ITT.
- Cada EEC detectó una anomalía en el comando de flujo de combustible (*Fuel Flow Track Check Fault*) como resultado de haber alcanzado su límite máximo de caudal, sin embargo, la velocidad de N2 continuó disminuyendo.
- Los datos correspondientes al motor izquierdo revelaron que el sistema antihielo fue encendido aproximadamente 5 segundos antes de que el sistema de control de combustible presentara la anomalía (*fuel flow track check fault*).
- Los datos correspondientes al motor derecho revelaron que el sistema antihielo fue encendido aproximadamente 10 segundos después de que el sistema de control de combustible presentara la anomalía (*fuel flow track check fault*).
- Hacia el final de los datos grabados, ambos comandos de acelerador fueron selectados en una posición de aproximadamente 30 grados, sin embargo, no hubo respuesta de los motores debido a que el caudal máximo de combustible ya había sido alcanzado.
- La DCU del motor derecho capturó un segundo registro, el cual corresponde a un intento de reencender el motor.

Se entrevistó a la tripulación, quienes manifestaron haber cargado combustible extra y haber demorado 30 minutos el vuelo con el fin de esperar el último METAR de Mar del Plata. Mencionaron que dicho aeropuerto era su alternativa y que el mismo estaba en condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos (IMC) debido a tormentas presentes en esa ciudad.



Durante el vuelo, decidieron realizar un desvío al este, mayor al previsto, y ascenso a FL350 con el fin de volar sobre los topos nubosos y evitar áreas de turbulencia.

Sistema antihielo y deshielo de la aeronave

La aeronave utiliza aire de sangrado de los motores para calefaccionar la entrada al motor, los bordes de ataque de las alas, el *fan spinner* y los estatores del motor. Eléctricamente calienta los tubos Pitot, los puertos estáticos y las aletas de ángulo de ataque. El estabilizador horizontal utiliza botas neumáticas para el deshielo. Los parabrisas son calentados eléctricamente.

De acuerdo con el manual de vuelo de la aeronave, el sistema antihielo debe ser encendido cuando se opera con humedad visible y cuando la temperatura de aire de impacto (RAT) sea igual o menor a 10°C.

Anti-Ice and De-Ice Systems

The anti-ice system consists of bleed air heated engine inlets, wing leading edges, fan spinner and stators, and electrically heated pitot tubes, static ports and angle-of-attack vane. The horizontal stabilizer is deiced by pneumatic boots. Windshield anti-ice is provided by electrical heating.

All anti-ice and deice systems should be turned on when operating in visible moisture and the indicated RAT is +10°C (+50°F) or below.

NOTE

- Icing conditions exist when the indicated RAT on the ground and for takeoff is +10°C (+50°F) or below; the indicated RAT in flight is +10°C (+50°F) or below; and visible moisture in any form is present (e.g., clouds, fog with visibility of 1 mile or less, rain, snow, sleet, or ice crystals).
- Icing conditions also exist when the indicated RAT on the ground and for takeoff is +10°C (+50°F) or below when operating on ramps, taxiways, or runways where snow, ice, standing water, or slush may be ingested by the engines or freeze on engine nacelles or engine sensor probes.
- Flight crews should refer to Takeoff and Landing Operational Limits (Page 2-110-5) and Advisory Information, Ground Deice/Anti-ice Operations (Page 7-210-1).

(Continued Next Page)

FAA APPROVED
56XFMA-03

Configuration AA

U.S. 3-810-15

Figura 27. Manual de vuelo - Sistema antihielo/deshielo

El AFM del Cessna 560XL, dentro de las operaciones para las cual está certificado, menciona que puede volar dentro de condiciones de engelamiento.

A su vez, emite un mensaje de advertencia relacionado a las precauciones que se deben tener en operaciones con condiciones de engelamiento severo. El mismo menciona que el vuelo en lluvia

engelante, llovizna engelante o en condiciones de englamamiento combinadas (agua líquida sobre enfriada y cristales de hielo) puede causar la acumulación de hielo sobre las superficies calefaccionadas o detrás de ellas, excediendo las capacidades de diseño del sistema antihielo.

| | |
|---|-------------|
| SECTION II - OPERATING LIMITATIONS | MODEL 560XL |
| OPERATIONS AUTHORIZED | |
| <ol style="list-style-type: none">1. This airplane is approved for day and night, VFR, IFR flight and flight into known icing conditions.2. This airplane is not approved for ditching under 14 CFR Part 25.801. | |
| OPERATIONS IN SEVERE ICING CONDITIONS | |
| WARNING | |
| <p>Severe icing can result from environmental conditions outside of those for which the airplane is certified. Flight in freezing rain, freezing drizzle, or mixed icing conditions (supercooled liquid water and ice crystals) can result in ice build-up on protected surfaces exceeding the capability of the ice protection system, or can result in ice forming aft of the protected surfaces. This ice may not be shed when using the ice protection systems, and can seriously degrade the performance and controllability of the airplane. Runback ice extending approximately 12 to 18 inches aft of the heated leading edge on the upper surface of the wing is normal in some icing conditions, has been evaluated to ensure satisfactory performance and controllability, and is not an indication of severe icing.</p> | |
| <ol style="list-style-type: none">1. During flight, severe icing conditions that exceed those for which the airplane is certified shall be determined by the following visual cues:<ol style="list-style-type: none">a. Unusually extensive ice accumulation on the airframe and windshield in areas not normally observed to collect ice.b. Accumulation of ice on the upper surface of the wing aft of the protected area extending more than 12 to 18 inches aft of the heated leading edge. | |
| NOTE | |
| <p>The outboard 32 inches of each wing is unheated and ice will accumulate with the wing anti-ice operating normally.</p> | |
| <ol style="list-style-type: none">2. If one or more of these visual cues exist, immediately request priority handling from Air Traffic Control to facilitate a route or altitude change to exit the icing environment. | |
| NOTE | |
| <p>Per FAA Airworthiness Directive 96-09-25, severe icing can be encountered at temperatures as cold as -18°C.</p> | |

Figura 28. AFM, sección II “Limitaciones de operación”

Sistema antihielo en motor y alas

El sistema antihielo de la aeronave posee dos interruptores (uno para cada motor) de tres posiciones (figura 29). Cuando está encendido en “wing/engine” y el aire de sangrado no sea suficiente para mantener la temperatura apropiada de las alas, se iluminará en el panel anunciador la indicación “wing anti-ice” (figura 30, cuadro A). Dicha luz desaparecerá incrementando las revoluciones por minuto (RPM) del motor. Si el chequeo es realizado en tierra, requerirá hasta dos minutos el apagado del *wing anti-ice* cuando el valor de N2 esté a aproximadamente el 70%.

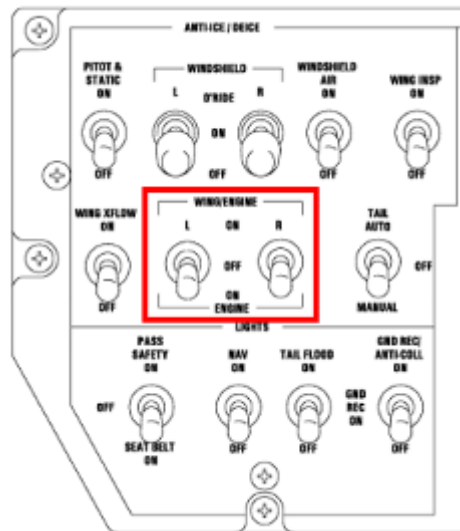


Figura 29. Panel de sistema antihielo del Cessna 560XL

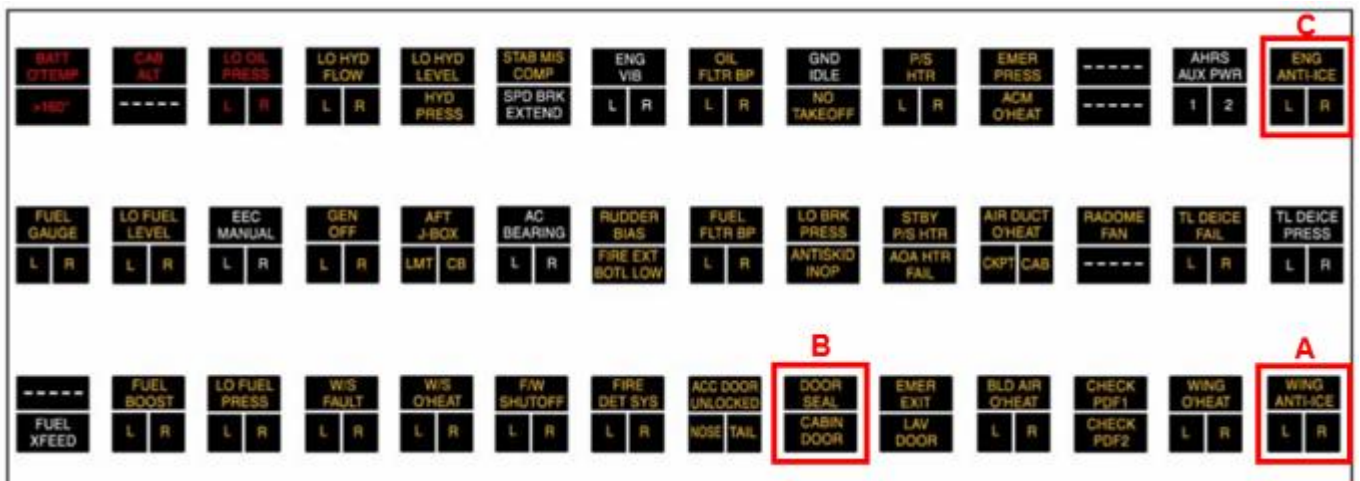


Figura 30. Panel anunciador del Cessna 560XL

El funcionamiento del sistema antihielo, en el motor y las alas, se puede comprobar con la observación del aumento de ITT.

La lista de procedimientos normales menciona que la selección de encendido del sistema antihielo y/o deshielo es a requerimiento. Al respecto también menciona que se debe mantener suficiente potencia para el suministro de aire al sistema antihielo de alas y que se deben avanzar los aceleradores para eliminar la luz indicadora *wing anti-ice* (figura 31, cuadro A).

Por otro lado, describe que el suministro de aire para el antihielo de los motores es provisto en todas las configuraciones de potencia, incluyendo la posición en *idle* (figura 31, cuadro B).

MODEL 560XL NORMAL PROCEDURES

Descent

| | | |
|---|---|-------------------|
| A | 1. WINDSHIELD ANTI-ICE Switches Both ON | CRUISE/DESCENT |
| | 2. Anti-Ice/Deice As Required | APPROACH |
| | a. Maintain sufficient power for wing anti-ice. | |
| | b. Advance throttles to clear wing anti-ice lights. | |
| | CAUTION | |
| | Do not operate the tail deice boots under any of the following conditions because boot cracking can result: | BEFORE LANDING |
| | <ul style="list-style-type: none">• Airspeeds at or above 150 KIAS and the RAT is less than or equal to -35°C (-31°F).• Airspeeds less than 150 KIAS and the RAT is less than or equal to -40°C (-40°F). | LANDING/GO-AROUND |
| | NOTE | |
| | <ul style="list-style-type: none">• Check deice system for proper operation prior to entering areas in which icing might be encountered. | DOWN |
| B | <ul style="list-style-type: none">• Engine anti-ice is provided at all throttle settings, including idle. | LOW AIR |
| | 3. IGNITION Switches ON (when flying through heavy rain) | REFLIGHT |
| | 4. Pressurization Check/Set Landing Field Elevation | |
| | 5. APU (if desired, below FL200) Start | |
| | 6. LANDING LIGHTS (transition level) REC/TAXI | |
| | 7. Altimeter (transition level) Set | |

Figura 31. Lista de procedimientos normales - Descenso

Durante el descenso, la tripulación estaba cumplimentando la lista correspondiente, pero al llegar al ítem 4 “Pressurization” se encendió la alarma de precaución “Door seal” (figura 30, cuadro B). En ese momento la lista fue interrumpida atendiendo dicha indicación.

La indicación DOOR SEAL aparece cuando la presión de inflado del sello de puerta es inferior a 5 PSI. En el caso del LV-FQD, este mensaje se encendió probablemente a que los motores no entregaban el aire de sangrado suficiente para el funcionamiento óptimo del sistema de presurización.

En el panel anunciador de la aeronave se encuentra la luz de precaución “Eng anti-ice” (figura 30, cuadro C) del sistema de antihielo, dicha luz se encenderá en caso de falla en el sistema o en caso de que el sistema no posea el caudal de aire de sangrado adecuado para el funcionamiento. En caso de que se encienda dicha indicación, la lista de procedimientos de mensajes ámbar (figura 32) indica que deben avanzarse las palancas de potencia a requerimiento por encima del 70% de velocidad de N2 hasta que la indicación desaparezca.

MODEL 560XL

SECTION III - OPERATING PROCEDURES
AMBER MESSAGE PROCEDURES



This annunciator indicates:

● **Flashing Display (with Master Caution)**

Engine Anti-ice Failure.

1. Throttle (affected side) **Increase Thrust**
(as required above 70% N2)

☐ **If ENG ANTI-ICE Annunciator Remains Displayed (after 2 minutes)**

2. Respective ENG/WING ANTI-ICE Circuit Breaker (LP-C4R3, LP-C4R4) **Pull**
3. Engine Inlets **Monitor**
(or exit icing environment)
4. After exiting icing environment:
 - (a) Respective ENG/WING ANTI-ICE Circuit Breaker (LP-C4R3, LP-C4R4) **In**
 - (b) L and R WING/ENGINE ANTI-ICE Switches **OFF**

PROCEDURE COMPLETED

☐ **If ENG ANTI-ICE Annunciator Clears**

2. Throttle (affected side) **Maintain Thrust**
(as required above 70% N2)

PROCEDURE COMPLETED

● **Steady Display**

Normal system warm-up.

PROCEDURE COMPLETED



Figura 32. Lista de procedimientos de mensajes ámbar – Antihielo de motor

Instrumental de la aeronave

La aeronave posee un sistema de batería de tres posiciones batt, off y emer.



Figura 33. Interruptores de corriente continua

En caso de falla de ambos generadores y colocando el interruptor en “emer” el sistema energiza por treinta minutos al siguiente equipamiento:

| | |
|-------------------------|---|
| LH and RH Start PCB's | Fwd and Aft Emergency Light Battery Packs |
| LH and RH Ignition | Standby Pitot and Static Heaters |
| COMM 1 | Pilot's and Copilot's Audio Panels |
| NAV 1 | Glare shield and Overhead Floodlights |
| AHRS 2 | Standby HSI |
| LH Eng Display | Standby Radio Control Head |
| RMU I | Interior Entry Lights |
| Flap Control | Landing Gear Control and Indication |
| Two-Position Stabilizer | Hydraulic Control |

Figura 34. Equipamiento disponible en posición emer

Por su parte el AFM, en la lista de procedimientos anormales y de emergencia, ante la falla en ambos motores, menciona que estando por encima de FL300, el interruptor de batería debe ser posicionado en “emer” si el tiempo de descenso a FL300 será mayor a cinco minutos. Pero cruzando FL300, la posición del interruptor debe estar en “norm”.

| | |
|--|-----------------|
| ■ Dual Engine Failure (Continued) | |
| □ If One Engine Starts | |
| 6. Refer to Emergency/Abnormal Procedures, In-Flight Restart - One Engine; Tab C1 (Page 3-660-4); or Engine Failure/Precautionary Shutdown; Tab B3 (Page 3-660-3). | |
| PROCEDURE COMPLETED | |
| ● If Above FL300 | |
| 1. Throttles (both)..... | CUT OFF |
| 2. FUEL BOOST Switches (both)..... | ON |
| 3. Anti-Ice Switches (all)..... | OFF |
| 4. BATT Switch (If descent to FL300 will take > 5 Minutes)..... | EMER |
| 5. Altitude..... | Below FL300 |
| 6. Airspeed..... | 200 to 250 KIAS |
| 7. BATT Switch..... | NORM |
| 8. Throttles (both)..... | IDLE |
| 9. Refer to “If Below FL300” in this procedure. | |

Figura 35. Continuación de la lista de procedimientos anormales y de emergencia

1.17 Información orgánica y de dirección

Sunny Sky S.A.

La aeronave era propiedad de la empresa Sunny Sky S.A. Dicha aeronave operaba bajo las exigencias de las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil (RAAC), Parte 91, “Reglas de vuelo y operación general”.



Empresa Argentina de Navegación Aérea (EANA)

Es una Sociedad del Estado bajo la órbita del Ministerio de Transporte de la Nación (Ley 27.161). Es la Prestadora del Servicio público esencial de Navegación Aérea (PSNA) en la República Argentina y sus aguas jurisdiccionales. Opera en 54 aeródromos y aeropuertos y en cinco ACC. Es la autoridad que implementa como política pública la planificación, dirección, coordinación y administración del tránsito aéreo, de los servicios de telecomunicaciones e información aeronáutica, de las instalaciones, infraestructuras y redes de comunicaciones del sistema de navegación aérea.

Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC)

Es la autoridad aeronáutica de la República Argentina. Se trata de un organismo descentralizado dependiente del Ministerio de Transporte de la Nación. Su misión consiste en normar, regular y fiscalizar la aviación civil argentina, instruyendo e integrando a la comunidad aeronáutica.

Servicio Meteorológico Nacional (SMN)

La misión del SMN es brindar información y pronósticos meteorológicos, prospectivas climáticas y alertas en su área de incumbencia, basados en el monitoreo continuo de la atmósfera y en el conocimiento científico, con el objeto de proteger a la población, contribuir a la defensa nacional, favorecer el desarrollo sustentable y dar cumplimiento a sus compromisos internacionales en la materia.

El Servicio Meteorológico Nacional (SMN) es el proveedor de servicios meteorológicos en cumplimiento del Anexo 3 de OACI para el prestador de servicios para navegación aérea EANA, de acuerdo a la ley 27.161.

1.18 Información adicional

Información relacionada a la instrucción en simulador

Se solicitó al centro de entrenamiento en simulador SIMCOM, los manuales y guías de instrucción para la aeronave Cessna 560XL.

Ellos proveen entrenamiento teórico y práctico relativo a la descripción y operación de todos los sistemas de la aeronave. Se incluye el sistema de protección contra hielo y lluvia, en el cual se hace especial énfasis en procedimientos normales, anormales y de emergencia, como también en



las limitaciones y especificaciones de éstos. Realizan un repaso de los contenidos del Manual de Operaciones de la tripulación y del Manual de Vuelo de la aeronave.

De la información provista por el centro de instrucción, no se halló evidencia de la existencia de capacitación específica relacionada a la operación en condiciones que pudieran encontrarse cristales de hielo.

Circular de Asesoramiento de la Federal Aviation Administration (FAA) sobre condiciones de formación de hielo

La FAA emitió una Circular de Asesoramiento AC 91-74B “Guía para el piloto: vuelo en condiciones de engelamiento”. Esta circular contiene información adicional y actualizada para pilotos que operen bajo las partes 91, 121, 125 y 135. Si bien no se trata de documentos de referencia obligatoria para las tripulaciones en la Argentina, a los efectos de la presente investigación fue tenido en cuenta como material informativo.

Al respecto, la investigación determinó que la instrucción e información recibida por la tripulación no contaba con datos precisos que pudieran servir de defensa ante la ocurrencia del fenómeno meteorológico antes descripto.

El propósito de ésta es proveer a los pilotos una guía de referencia con los factores principales relacionados al vuelo en condiciones de engelamiento y una lista de publicaciones relacionadas a estos fenómenos. Respecto a las condiciones de vuelo en áreas convectivas y cristales de hielo menciona las condiciones en las que puede haber presencia de estos últimos y los peligros que pueden causar en el motor.

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

No aplica.



2. ANÁLISIS

2.1 Introducción

El presente análisis se orienta a detectar los factores que pudieron haber contribuido en el desencadenamiento del suceso, considerando tanto aspectos técnicos como operativos. La obtención de la información y su análisis se vio facilitada por la disponibilidad de elementos de captura automática de información sobre la trayectoria y gestión de la aeronave como son el CVR y el FDR.

El sistema de diagnóstico de los motores permitió conocer las condiciones de operación durante el vuelo, evaluar la lógica de funcionamiento de las EEC y la secuencia de eventos que desencadenó en la detención de ambos motores. La información obtenida de las unidades de control mostró que ambos motores encontraron condiciones similares (caída de N2 por debajo del *target*) a aproximadamente el mismo tiempo.

2.2 Aspectos técnicos-operativos

Condiciones meteorológicas

De acuerdo con la información suministrada por el SMN, las condiciones meteorológicas presentaban un sistema multicelular convectivo semilineal en gran parte de la provincia de Buenos Aires.

La tripulación estaba en conocimiento sobre las condiciones prevalecientes en la zona y por este motivo decidieron desviar la trayectoria de la aeronave hacia el este y aumentar su nivel de vuelo. Si bien las acciones efectuadas por la tripulación se realizaron con el fin de evitar las condiciones de turbulencia y engelamiento propias de las tormentas, desconocían la existencia del fenómeno de cristales de hielo, lo que no les permitió tomar acciones preventivas.

El SMN había emitido un SIGMET de tormentas en los cuales implicaba la presencia de turbulencia y engelamiento. Si bien este producto y el PRONAREA mencionaban estas condiciones, ninguno de ellos especificaba la presencia de cristales de hielo.

Actualmente el SMN no emite información en ninguno de sus productos meteorológicos respecto a la posibilidad de ocurrencia de engelamiento por coalescencia de cristales de hielo. Sin embargo,

cabe destacar que, en caso de que los usuarios requieran más información, tienen a su disposición las oficinas meteorológicas donde se les brindará información adicional.

Los cristales de hielo son partículas pequeñas de agua en estado sólido de diversos tamaños, imperceptibles en la mayoría de los casos a la vista en vuelo e indetectables por el radar meteorológico de la aeronave. La información obtenida indica que en el 80% de los casos analizados por Boeing,⁸ dichos cristales se hallan por delante, por encima del sistema convectivo y pueden encontrarse en distintos tipos de nubosidad.

El ingreso de una aeronave a un área de estas condiciones, sin la debida protección del sistema antihielo en motores, podría favorecer la formación de hielo en los componentes internos de los mismos.



Figura 36. Captura de un video de la NASA referente al ICI publicado en el artículo de referencia

El LV-FQD se encontraba volando sobre el sistema convectivo y por encima de los máximos de reflectividad o topes nubosos, lo cual es consistente con las condiciones descritas para la ocurrencia del fenómeno de ICI.

El manual de vuelo de la aeronave menciona que si se opera en zonas donde el engelamiento es severo, los sistemas de protección podrían no ser efectivos para evitar la formación de hielo. Es oportuno mencionar que la investigación no pudo determinar si el fenómeno ICI excedía las capacidades de diseño del sistema antihielo de los motores.

⁸ Publicación del Aero Quarterly (QTR-01/10) titulado “*Avoiding convective Weather linked to Ice-crystal Icing engine events*”. Una investigación y artículo desarrollado por meteorólogo e ingeniero aeroespacial Matthew Grych de la compañía Boeing Aircraft Co.

Lógica de la computadora de control del motor

La EEC de los motores detectaron una disminución en el *target* de velocidad de N2 (figura 37, referencia A), por lo cual, de manera automática la FCU comenzó a incrementar el caudal de combustible (figura 37, referencia B) a cada motor con el fin de recuperar el *target* establecido para esa configuración de potencia.

En consecuencia, comenzó a aumentar la ITT (figura 37, referencia C) en ambos motores. Al no recuperar el *target* de N2, el caudal de combustible se fue incrementado hasta alcanzar el límite máximo (figura 37, referencia D), lo cual disparó la falla “fuel flow track check fault latched” (figura 37, referencia E).

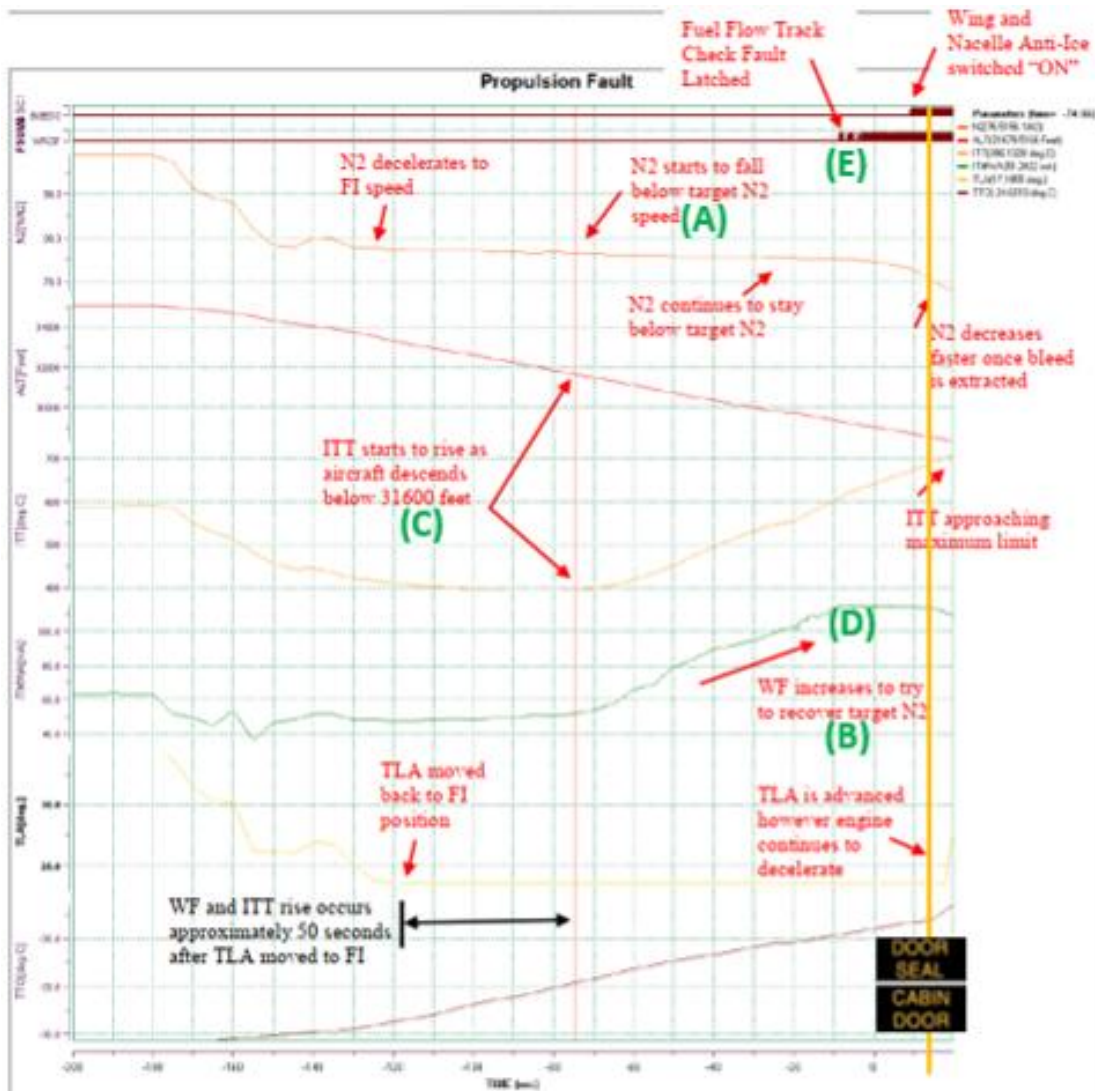


Figura 37. Gráfico de eventos registrados por la EEC del motor derecho



El panel anunciador de la aeronave resume indicaciones de estado, alarmas de precaución y peligro, las cuales pueden requerir una acción inmediata por parte de la tripulación.

La investigación estableció que los eventos arriba descritos no poseen ninguna indicación asociada en el panel anunciador, por lo que la tripulación no pudo tomar conocimiento de la situación que presentaban los motores.

La primera indicación que se presentó en el panel anunciador fue la de “Door seal”, tras lo cual, la tripulación avanzó las palancas de potencia con el objetivo de aumentar el caudal de aire que suministra al sistema de presurización de la aeronave. Sin embargo, los motores no aceleraron debido a que la lógica de la EEC ya había comandado a la FCU el aumento gradual de combustible hasta llegar a su máximo caudal posible.

Operación

Para comprender la situación de vuelo es necesario considerar el contexto operacional y la interacción entre las defensas de la seguridad basadas en: normativa, procedimientos y tecnología. En el presente caso, se materializó una combinación de factores que no pudieron ser capturados por las defensas preexistentes. Es decir, la falta de capacidad del sistema aeronáutico de pronosticar el fenómeno antes descrito y la ausencia de procedimientos específicos para variables atmosféricas y de vuelo como en el presente caso pudieron ser la combinación que propiciara el factor desencadenante descrito en la lógica de funcionamiento del motor.

Como factor condicionante del contexto debe mencionarse que las condiciones meteorológicas en el aeropuerto de Mar del Plata y su imposibilidad de brindar un servicio completo por parte del control, sustancian la elevada carga de trabajo en cabina. Si bien esto no guarda relación directa con el presente suceso, es una variable de interés para el desarrollo de la operación una vez que se produjo la emergencia.

Con el objetivo de identificar mejor el factor desencadenante debe considerarse que los motores fueron reducidos a *idle* poco tiempo antes de iniciar la lista de procedimientos de descenso. Durante la misma y al encender el sistema antihielo para calefaccionar las alas y los motores, se activó la alarma del sello de puerta en el panel anunciador. Esta indicación fue el primer indicio relacionado con funcionamiento anormal en alguno de los sistemas de la aeronave.

El panel anunciador está diseñado para proveer a la tripulación un aviso de rápida lectura para condiciones normales y anormales de los sistemas de la aeronave. Las alarmas de color rojo requieren una inmediata acción correctiva, las amarillas requieren una atención inmediata y las blancas indican que un sistema se encuentra encendido.



El panel anunciador facilita el trabajo de la tripulación, ya que les permite identificar una falla sin tener que estar constantemente monitoreando los parámetros de funcionamiento de cada sistema de la aeronave. La indicación ámbar presentada indicaba una anomalía en el sello de puerta, sin embargo, ésta no representaba la situación en la que se encontraban los motores. Se puede inferir que la indicación se produjo por un menor suministro de aire de sangrado al sistema de presurización, dado que los motores se encontraban con un déficit de caudal de aire, probablemente debido a la formación de hielo en el área de fan y compresor.

Al respecto, también debe mencionarse que de acuerdo con la grabación de audio de la cabina (CVR) transcurrieron escasos segundos entre el anuncio de la falla descrita y la sucesión de hechos relacionados con los motores de la aeronave.

La falta de aire probablemente produjo que la mezcla de aire y combustible en la cámara de combustión no fuera la adecuada para la correcta operación de los motores, elevando la temperatura en los mismos hasta dejarlos inutilizables.

La lista de procedimientos de descenso menciona que se deben avanzar las palancas de potencia a requerimiento cuando se enciende el sistema antihielo de las alas, mientras que para el caso del uso del antihielo en los motores menciona que dicho sistema puede ser utilizado en todas las configuraciones de potencia, incluyendo a *idle*.

Por su parte, en la descripción del sistema antihielo del AFM menciona que, para operaciones en tierra, se encenderá la indicación "*wing anti-ice*" si el aire suministrado no es el suficiente para calefaccionar las alas y que la luz desaparecerá cuando N2 alcance un valor aproximado al 70%.

Si bien en el AFM menciona que el seteo a aproximadamente un 70% de N2 es para cuando se opera en tierra, en la lista de descenso no se especifica que exista un valor mínimo de potencia para el correcto funcionamiento del sistema antihielo en motores y alas en simultáneo.

Durante el corto tiempo en el que la tripulación intentaba asimilar el aumento de ITT en el motor derecho, ocurría una situación similar en el motor izquierdo, la cual advirtieron pocos segundos después y transcurrido 25 segundos el motor se detuvo.

La tripulación estaba en conocimiento que acorde al pronóstico de área previo al vuelo existía una masa de aire inestable con tormentas de variada intensidad para la zona de la provincia de Buenos Aires.

Con la información meteorológica previa al vuelo, sumado a un pedido de uno de los pasajeros, se planificó el vuelo evitando zonas de posible turbulencia. Por tal motivo, la tripulación realizó



cambios de rumbo y de nivel de vuelo para mantenerse al este del sistema convectivo y por fuera de nubosidad.

Aproximadamente, luego de 30 minutos de vuelo, la aeronave colocó la proa a Mar del Plata nivel de vuelo 350 y 8 minutos después inició el descenso. En ese momento, la aeronave se encontraba volando fuera de nubosidad. Por ello la tripulación comenzó la lista de chequeo para el descenso y decidieron activar el sistema antihielo en su modo “wing and engine anti ice”, ya que en niveles más bajos atravesarían nubes.

La tripulación decidió mantener el sistema eléctrico en posición BATT para poder tener disponible todo el instrumental. El cual, ante la pérdida de ambos generadores, la batería suministra.

El hecho que el Manual de Vuelo de la aeronave no contemple un ítem específico para la operación dentro del fenómeno de ICI se constituye en una defensa de seguridad ausente. Si bien se desarrollan los procedimientos para la operación en clima frío, condiciones de engelamiento y fenómenos similares; existe una variable que se presentó en este vuelo y no estaba contemplada en la documentación. De acuerdo con las entrevistas realizadas y el análisis meteorológico, la tripulación no se encontró en condiciones de humedad visible, hecho que los pudiera haber alertado para cambiar los procesos de la operación, de acuerdo con lo establecido en el Manual.

El procedimiento vinculado a este tipo de fenómenos que se encuentra en el AFM hace referencia a condiciones de humedad visible. Sin embargo, el ICI puede producirse sin que esta variable pueda manifestarse.

De acuerdo con los registros de base de datos de esta JST, no existen antecedentes de fallas similares (doble detención de motor en vuelo) vinculadas con fenómenos meteorológicos de esta índole. En virtud de ello, no se cuenta con otras experiencias, análisis y conclusiones que pudieran servir de enseñanza al sistema aeronáutico a través de la emisión de recomendaciones u otro tipo de acciones institucionales de este organismo.

Intentos de reencendido

El tipo de emergencia en la que se encontraba la aeronave, sumado al escaso tiempo en que se sucedieron los hechos, hizo que el procedimiento de reencendido sea inútil. Pese a que la tripulación realizó distintos tipos de intento de reencendido, ninguno fue útil debido a que las etapas de turbina de alta presión de ambos motores tenían un nivel de daños tal que imposibilitaba funcionar en cualquier rango de empuje requerido.



Ayuda a la navegación

Por otra parte, la existencia de un servicio de control radar que pudiera seguir la trayectoria del vuelo a través de vectores hasta la pista de un aeropuerto podría haber sido una mitigación tecnológica ante la falla que se presentó. El apoyo de información externa para la resolución de la emergencia pudo haber reducido las tareas de la tripulación y de los controladores de tránsito aéreo brindando una ayuda adicional durante la gestión de la emergencia.

Aspectos organizacionales

Del análisis de la estructura de la organización y sus actividades no se identificaron factores que pudieran guardar relación con el presente suceso. En cuanto a la licencia del piloto como la del copiloto cumplían con la reglamentación vigente en cuanto a la habilitación al tipo de aeronave. No obstante, la normativa hace una diferencia en cuanto al entrenamiento del copiloto respecto de la del piloto, ya que la normativa no les exige el entrenamiento en simulador.

De acuerdo con el plan de entrenamiento de SIMCOM, la empresa provee instrucción teórica y prácticas en simulador respecto al vuelo en condiciones de clima frío, pero no se especifica que aborden temas relacionados a la posibilidad de encontrar condiciones de cristales de hielo. Según la información que pudo recabar la investigación se puede inferir que este fenómeno es poco conocido por la comunidad aeronáutica, especialmente por los pilotos que operan bajo las partes 91 y 135.

Si bien los planes de instrucción refieren a operación en tiempo frío y meteorología adversa, la investigación no halló evidencia de instrucción específica en cuanto a conocer las condiciones en las que se puede presentar y cómo evitarlo.

Con relación al aspecto meteorológico, cabe resaltar que en virtud del avance tecnológico y capacidades del SMN, no es posible contar con un pronóstico efectivo en cuanto a la detección del fenómeno ICI. Esta carencia tecnológica del sistema, en el presente caso, se materializó como una defensa de seguridad fallida o inexistente.



3. CONCLUSIONES

3.1 Conclusiones referidas a factores relacionados con el accidente

- ✓ El vuelo se llevó a cabo en su mayor parte al este del sistema convectivo y fuera de nubosidad, previo al malfuncionamiento de los motores.
- ✓ La aeronave se encontraba volando a nivel de vuelo 350. Ambos motores fueron reducidos a ralentí para el descenso.
- ✓ La EEC detectó que la velocidad de N2 cayó por debajo del *target* preestablecido para dicho régimen de potencia.
- ✓ Independientemente a la variación de sus parámetros (aumento de flujo de combustible y de ITT), no hubo aviso alguno que pudiera alertar a la tripulación acerca de la condición interna de los motores.
- ✓ Al realizar la lista de chequeo para el descenso y encender el sistema antihielo, con ambos motores en ralentí, el caudal de aire necesario para abastecer el sistema de presurización no era suficiente.
- ✓ La tripulación adelantó las palancas de potencia con el objetivo de aumentar el caudal de aire a los motores sin obtener respuesta.
- ✓ El motor derecho sufrió un aumento en la ITT y la tripulación apagó dicho motor por precaución.
- ✓ Veinticinco segundos después sucedió un incremento en la ITT del motor izquierdo, el cual se apagó de forma independiente debido a los daños.
- ✓ La tripulación realizó tres intentos de reencendido de motor.
- ✓ Los intentos de reencender los motores favorecieron la degradación en el voltaje de las baterías.
- ✓ La lista de procedimientos de descenso no pudo ser completada debido a la situación presentada en ambos motores.



- ✓ La meteorología adversa en el aeropuerto de Mar del Plata, la degradación en los sistemas de navegación de la aeronave debido al consumo de las baterías, sumado a que los motores se encontraban inoperativos, imposibilitaron la realización de una aproximación por instrumentos en dicho aeropuerto.
- ✓ La tripulación decidió realizar un aterrizaje de emergencia en un campo sembrado.
- ✓ Los daños en la zona de turbina de los motores se debieron probablemente a la exposición de temperaturas por encima de los valores normales de operación.
- ✓ Los daños en la zona de turbina de ambos motores no permitieron el reencendido y funcionamiento de los mismos.
- ✓ Las condiciones meteorológicas no mostraban humedad visible que pudiese ser vista por la tripulación
- ✓ La investigación determinó que el aumento del caudal de combustible comandado por la FCU y la falta de aire debido a la probable formación de hielo en el área del compresor, generaron un exceso en la temperatura de funcionamiento de la turbina de alta presión.
- ✓ Las variables meteorológicas y operacionales antes descriptas no tenían su acción de mitigación específica en el AFM. El procedimiento descrito en el documento no contempla la variable de presencia de humedad atmosférica no visible.

3.2 Conclusiones referidas a otros factores de riesgo de seguridad operacional identificados por la investigación

- ✓ El servicio de control de tránsito del aeropuerto de Mar del Plata no posee un sistema de control radar que pudiera ser un recurso efectivo en el caso de situaciones de emergencia como la presentada en este informe.
- ✓ Al momento del suceso, no existía una investigación o bibliografía a nivel nacional disponible tanto para pronosticadores, como para tripulaciones que permita interiorizarse en las características propias del fenómeno del ICI y que pudiera constituirse en una defensa.



4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD OPERACIONAL

4.1 A la National Transportation Safety Board

RSO AE-1852-21

- Incluir en el Manual de Vuelo de la aeronave del suceso un ítem específico vinculado con la ocurrencia del fenómeno ICI y la posibilidad de ocurrencia del mismo en condiciones de humedad no visible para la tripulación.
- Incluir un ítem de alerta en el Manual de Vuelo que haga referencia que en caso de emergencia de doble falla de motor el intento de reencendido de los motores producirá un detrimento en la autonomía de las baterías de la aeronave.
- Incorporar un ítem en la lista de procedimiento de descenso se incluya la performance del motor requerida para el correcto funcionamiento del sistema antihielo en motores y alas en simultáneo.

4.2 Al Servicio Meteorológico Nacional

RSO AE-1853-21

- Analizar y promover un estudio específico del fenómeno de engelamiento por cristales de hielo (ICI) con el objetivo de evaluar la incorporación de mensajes adicionales en el producto SIGMET; dándole amplia difusión a los resultados a los que se arribe.

4.3 A la Administración Nacional de Aviación Civil

RSO AE-1854-21

Se reitera la RSO AE-1550-16 (ref. LV-ZSZ)

La claridad normativa es condición esencial sine qua non para su correcta aplicación. Por ello, se recomienda:



- Reevaluar y corregir las previsiones de las RAAC 61 en los contenidos referidos a habilitación de copilotos en aeronaves que requieren dos pilotos por certificación para su operación, de modo de asegurar de manera inequívoca niveles de conocimientos y competencias equivalentes en los miembros de una tripulación, así como para desalentar prácticas informales que distorsionen la estricta aplicación de la normativa, en letra y en espíritu.



5. APÉNDICES

Apéndice I

Mensajes meteorológicos emitidos por el SMN

METAR MDP

METAR SAZM 280800Z 15009KT 4000 -TSRA OVC035 FEW045CB 21/20 Q1008=

METAR SAZM 280900Z 07008KT 4500 BR FEW025 SCT035 OVC060 20/20 Q1008=

METAR SAZM 281000Z 19007KT 0800 R13/1100 FG 20/20 Q1010=

METAR SAZM 281100Z 14004KT 0900 R13/1100 TSRA FG SCT007 OVC030 FEW040CB 20/19 Q1011=

METAR SAZM 281200Z 05006KT 1200 R13/1200 TSRA SCT007 FEW040CB OVC050 20/20 Q1011=

- SPECI MDP

SPECI SAZM 281020Z 19007KT 0750 R13/1100 -TSRA FG OVC010 FEW035CB 20/20 Q1010=

SPECI SAZM 281143Z 02008KT 0300 R13/0500 +TSRA SCT030 FEW040CB OVC050 20/18 Q1011=

- TAF MDP

TAF SAZM 280500Z 2806/2906 05005KT 7000 SHRA FEW035CB BKN040 TX25/2819Z TN19/2811Z TEMPO 2806/2808 4000 TSRA BECMG 2813/2814 07010KT 9999 SCT025 BKN090 BECMG 2817/2819 14010KT=

TAF SAZM 281100Z 2812/2912 07005KT 0800 TSRA SCT007 OVC030 FEW040CB TX28/2818Z TN19/2910Z BECMG 2815/2818 09015KT 8000 SCT015 BKN035 OVC200 BECMG 2821/2900 7000 TSRA SCT020 FEW035CB BKN040=

- PRONAREA FIR EZE

PRONAREA FIR EZE VALIDEZ 1022 SOBRE MAPA 0600 UTC.

SIGFENOM: MASA DE AIRE INESTABLE MANTIENE GRAN PARTE DEL TERRITORIO BONAERENSE CON TANDAS DE TORMENTAS DE VARIADA INTENSIDAD. CORRIENTE EN CHORRO: LINEA NEU-VIE CON VIENTO MAX FL400/30090KT.

TURBULENCIA: MOD LINEA LYE-PEH-YOS EN CAPAS BAJAS. FBL OCNL MOD SOBRE SW DE LA PCIA DE BS AS Y NORTE DE RIO NEGRO BTN FL050/100.



ENGELAMIENTO: MOD EN TODA LA PCIA DE BS AS DENTRO DE NS BTN
FL130/200 ISOTERMAS 0 GRADOS: VER/EZE FL150 VER/OSA FL100 VER/NEU FL120
TROPOPAUSA: VER/EZE /OSA NIL VER/NEU FL430 M61.

WIND/T:

| | | | | |
|-----------------|-----------------|----------------|--------------------------------|-----------------|
| DIA | FL030/33015P26 | FL065/33015P17 | FL100/01015P10 | FL165/35010M02 |
| FL230/31010M17 | FL300/22015M34 | | FL360/21025M48 | FL390/21025M55 |
| FL450/23025M66 | SVO-PAR-ROS-GUA | | FL030/34025P27 | FL065/32015P17 |
| FL100/34005P10 | FL165/35015M02 | | FL230/29015M16 | FL300/25025M33 |
| FL360/23030M48 | FL390/23030M54 | FL450/25020M66 | PAL-MOR-ENO-PTA-AEREZE-FDO-CPO | |
| FL030/33015P22 | | FL065/30020P16 | | FL100/30025P08 |
| FL165/31025M05 | FL230/30035M17 | | FL300/27030M32 | FL360/26025M48 |
| FL390/26030M55 | FL450/26035M68 | NIN | FL030/25010P23 | FL065/31025P16 |
| FL100/31020P08 | FL165/32030M04 | | FL230/29035M16 | FL300/28035M33 |
| FL360/26035M47 | FL390/26030M54 | | FL450/26015M67 | GPI-LYE-PEH-OSA |
| FL030/09010P21 | FL065/02015P15 | | FL100/02015P08 | FL165/27030M04 |
| FL230/28035M18 | FL300/30025M33 | | FL360/31035M48 | FL390/31040M55 |
| FL450/29045M67 | OLA-DIL | | FL030/30015P21 | FL065/31005P16 |
| FL100/25015P09 | FL165/27025M05 | | FL230/27035M18 | FL300/28050M33 |
| FL360/29055M48 | FL390/29055M55 | | FL450/28055M68 | NEC-MDP-GES |
| FL030/32015P20 | FL065/31005P16 | | FL100/24010P09 | FL165/26025M05 |
| FL230/26035M18 | FL300/28050M34 | | FL360/29055M48 | FL390/30055M55 |
| FL450/28065M68 | BCA | FL030/25005P22 | FL065/23015P16 | FL100/26020P07 |
| FL165/27045M07 | FL230/28045M19 | | FL300/28060M34 | FL360/29070M49 |
| FL390/29075M56 | FL450/28075M65 | NEU | FL030/19010P17 | FL065/24015P11 |
| FL100/30025P04 | FL165/29040M09 | | FL230/29055M21 | FL300/29080M36 |
| FL360/29085M50 | FL390/29085M56 | | FL450/29075M62 | BAR-CHP |
| FL030/26005P12 | FL065/28015P07 | | FL100/26020P05 | FL165/30015M09 |
| FL230/29030M25 | FL300/29055M40 | | FL360/29065M51 | FL390/29070M56 |
| FL450/28065M59. | | | | |

FCST:

DIA 1022 02010KT CAVOK GUA 1022 02010KT CAVOK BECMG 1214 33010KT
 BECMG 1718 16010KT PTA CPO ENO MOR 1022 05010KT CAVOK BECMG 1112
 16010KT VIS7000M RA 8NS4000FT TEMPO 1215 VIS5000M TSRA 1CB3500FT
 BECMG 1517 VRB03KT 9999 6SC3000FT 7AC9000FT NIN 1022 23010KT
 VIS5000M TSRA 2CB3500FT 8AC9000FT BECMG 1315 16010KT 9999
 6SC3000FT 5AC9000FT LYE 1022 18020KT VIS7000M TSRA 2CB3500FT
 8NS4000FT TEMPO 1011 VIS3000M TSRA BECMG 1113 14015KT 9999
 7SC3000FT 7AC9000FT BECMG 1416 09010KT PEH GPI 1022 18010KT 9999
 7SC3000FT 6AC9000FT BECMG 1314 36005KT OLA DIL NEC GES 1022
 02010KT VIS6000M RA 8NS4000FT TEMPO 1113 VIS3000M TSRA 2CB3500FT
 BECMG 1416 34010KT 9999 5SC3000FT 6AC9000FT PAR ROS SVO AER EZE FDO PAL MDP
 OSA BCA NEU BAR CHP 1022 CONSULTAR TAF EN VIGENCIA =

- SIGMET FIR EZE

WSAG31 SABE 280917

SAEF SIGMET 9 VALID 280917/281117 SABE-

SAEF EZEIZA FIR FRQ TS FCST AT 0917Z



WI S3458 W06412 - S3401 W06339 - S3325 W06200 - S3343 W06048 - S3500 W05945 - S3613 W05855 - S3703 W05626 - S3840 W05648 - S3713 W06006 - S3525 W06219 - S3458 W06412
TOP FL390 MOV E 10KT NC=

WSAG31 SABLE 281121

SAEF SIGMET 10 VALID 281121/281521 SABLE-
SAEF EZEIZA FIR FRQ TS OBS AT 1121Z

WI S3328 W06256 - S3345 W05836 - S3409 W05822 - S3451 W05731 - S3529 W05631 - S3604 W05258 - S3805 W05315 - S3818 W05909 - S3604 W05918 - S3455 W06433 - S3354 W06428 - S3408 W06319 - S3328 W06256 TOP FL360 MOV E 05KT NC=

Apéndice II

Fenómeno de engelamiento

El engelamiento es la deposición de hielo sobre las superficies aerodinámicas de la aeronave, como los álabes de compresor de motores. Esta deposición de hielo se debe a tres tipos:

- Sublimación de vapor de agua a hielo. Por ejemplo, escarcha debido a helada en superficie.
- Contacto de la aeronave con gotitas de agua sobre enfriada en nubes.
- Coalescencia de cristales de hielo en regiones con nubosidad convectiva.

Teniendo en cuenta esto, existen cuatro clases de engelamiento:

- Engelamiento por hielo claro: se produce por la deposición de grandes gotas de agua sobre enfriada provenientes de nubosidad convectiva.
- Engelamiento por hielo granular: se produce por la deposición de pequeñas gotas de agua sobre enfriada provenientes de nubosidad estratiforme.
- Engelamiento por escarcha: se produce por enfriamiento del aire a presión constante.
- Engelamiento por coalescencia de cristales de hielo: se produce por el choque de cristales de hielo a alta velocidad contra los álabes de compresor de motores.

Engelamiento por coalescencia de cristales de hielo (Ice Cristal Icing - ICI) en áreas convectivas

Las áreas convectivas son el resultado de una atmósfera inestable en donde las parcelas de aire ascienden y condensan la humedad a grandes altitudes. Dichas áreas están compuestas de alto contenido de agua líquida y hielo (HIWC – por sus siglas en inglés).

El HIWC puede estar presente en un área convectiva clásica (cumulonimbos con topes elevados). Aquí el núcleo del cumulonimbos puede ser detectado por el radar meteorológico de la aeronave

y, en consecuencia, la tripulación puede realizar un desvío a fin de evitarlo (figura 38). Sin embargo, cabe destacar que se debe evitar el área del “yunque”, ya que la nubosidad presente allí es del tipo cirrus nothus o cirrus falsos, donde es posible contar con la presencia de HIWC.

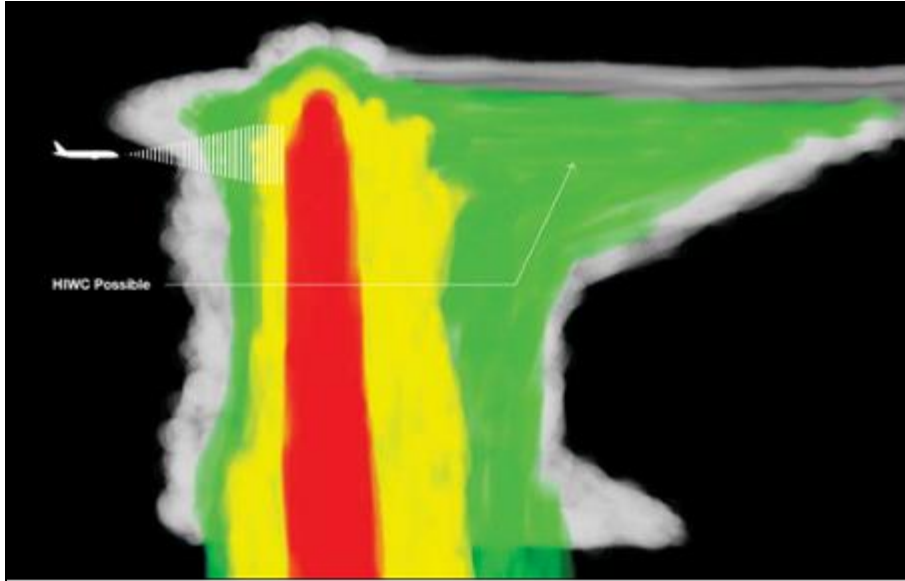


Figura 38. Área convectiva clásica con posible HIWC

A su vez, el HIWC puede presentarse también en un área convectiva no clásica (cumulonimbos con topes más bajos). Aquí el sistema nuboso se encuentra en disipación, contando con corrientes ascendentes débiles, las cuales no les permite elevar hidrometeoros como el granizo, pero sí son capaces de suspender concentraciones altas de cristales de hielo hasta la tropopausa, las cuales son más difíciles de detectar por el radar de la aeronave por tener ecos de reflectividad bajos en su nivel de vuelo.

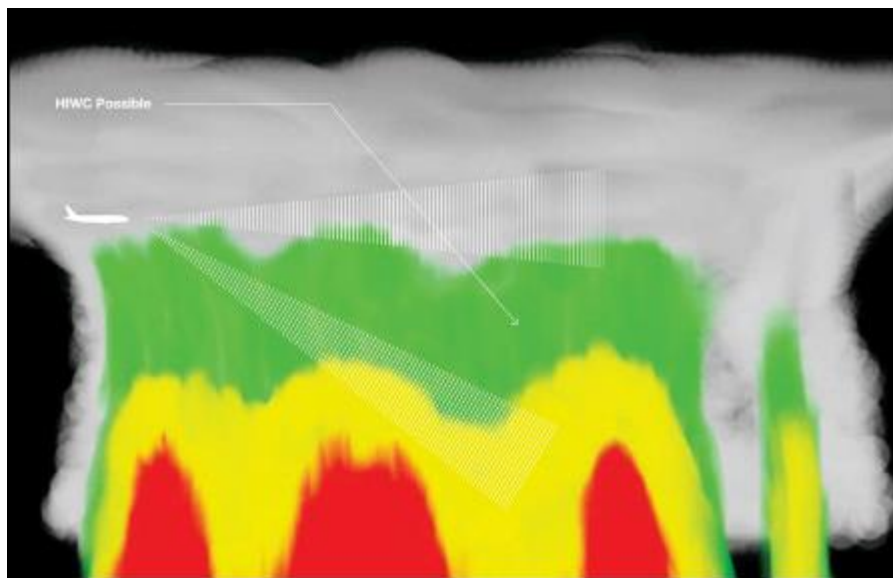


Figura 39. Área convectiva no clásica con posible HIWC



Si el radar de la aeronave es inclinado hacia abajo para escanear el área convectiva, la pantalla de radar representará ecos de reflectividad moderados a altos.

Características de sistemas con alto contenido de cristales de hielo en suspensión

Si bien hoy en día no hay estudio que demuestre dónde y cuándo es posible la presencia de los cristales de hielo, las tripulaciones han reportado las siguientes condiciones en común, entre los eventos asociados a ICI:

- Vuelo a través del yunque de la nube.
- Vuelo por encima de los máximos de reflectividad.
- Desvío de 20 NM o más para evitar un núcleo de tormenta.
- Falta de representación o reflectividad baja en el radar meteorológico de la aeronave en el mismo nivel de vuelo.
- Precipitación moderada a fuerte (representación en colores amarillos o rojos del radar) debajo del nivel de vuelo de la aeronave y del nivel de la isoterma de 0°C.
- Turbulencia leve a moderada antes y durante el evento.
- Sin presencia de granizo.
- Sin presencia de rayos.
- Eventos ocurridos entre FL200 y FL350 a temperaturas de entre -10°C a -40°C.
- Ambiente cálido, húmedo y de tipo tropical.

En conclusión, en un vuelo donde haya alto contenido de agua líquida en nube en temperaturas entre 0°C y -40°C, las gotitas de agua líquida sobre enfriada se depositarán como hielo en los planos de la aeronave. A partir de -10° C existen cristales de hielo suficientes en áreas convectivas, que, al contacto con la superficie de los álabes de compresor de motor, experimentan un calentamiento instantáneo, en los que se funden parcialmente formando depósitos de hielo que se desplazan hacia adentro, obstruyendo el paso del aire hacia la cámara de combustión lo que altera la relación de la mezcla con el combustible.

Grandes deposiciones de hielo por ICI pueden resultar en daños al motor por desprendimiento del hielo, pérdida de potencia o incluso la detención del motor.



Apéndice III

Informe de Pratt & Whitney

El sistema de diagnóstico de motor (EDS) está compuesto por el controlador electrónico de motor (EEC) y la DCU. LA DCU es un dispositivo electrónico de almacenamiento. El EEC grabara fallas en la DCU cuando el piloto lo requiera (presionando el botón de escaneo de datos) o cuando la lógica del EEC determine una falla o excesos en las limitaciones. El registro de seguimiento consiste en relevar parámetros de los sistemas del motor, capturando 200 segundos previos al evento y los 20 segundos posteriores.

Los datos descargados revelaron que ambos motores fueron desacelerados a *flight idle* y la aeronave comenzó a descender desde 35.000 pies.

Cuando la aeronave se encontraba cruzando 31.600 pies con los motores a 76,5% de velocidad de N2 y un ITT de aproximadamente 400 °C, la velocidad de N2 de ambos motores, casi simultáneamente, comenzó a descender lentamente por debajo del *target* (definido por el software del controlador electrónico de motor (EEC)).

El EEC, de forma automática, mediante la unidad de control de combustible (FCU) comenzó a incrementar el caudal de combustible a cada motor con el fin de recuperar el *target* de N2. Sin embargo, ambos motores continuaron por debajo del *target* de N2 aproximadamente entre 0,1 y 0,5%. En respuesta al aumento del caudal de combustible en ambos motores comenzó a producirse un aumento de ITT. El EEC continuó incrementando progresivamente el caudal de combustible aproximadamente por 70 segundos hasta que el límite máximo de caudal de combustible fue alcanzado. Sin embargo, la velocidad de N2 continuaba por debajo del *target* aproximadamente en un 0,5%.

Aproximadamente 80 segundos después de que la velocidad de N2 de ambos motores comenzara a descender por debajo del *target*, la válvula de sangrado de aire fue encendida en ambos motores (encendido de sistema antihielo). Inmediatamente la velocidad de N2 de ambos motores comenzó a decrecer rápidamente como resultado del sangrado de aire. Los valores de ITT continuaron incrementándose y comenzaron a aproximarse a su límite máximo. Los datos grabados por ambas DCU no mostraron excesos en los valores de ITT.



Cada EEC desencadenó una anomalía en el comando de flujo de combustible (*fuel flow track check fault*) como resultado de haber alcanzado el límite máximo de caudal. Esto activo el registro de seguimiento de ambos motores.

Los datos correspondientes al motor izquierdo revelaron que el sistema antihielo fue encendido aproximadamente 5 segundos antes de que el sistema de control de combustible presentara la anomalía.

Los datos correspondientes al motor derecho revelaron que el sistema antihielo fue encendido aproximadamente 10 segundos después de que el sistema de control de combustible presentara la anomalía.

Hacia el final de los datos grabados, ambos comandos de acelerador fueron avanzados aproximadamente 30 grados, sin embargo, no hubo respuesta inmediata de los motores debido a que el caudal máximo de combustible ya había sido alcanzado.

En la DCU del motor derecho se activó un segundo seguimiento de falla producido por el intento de reencendido del motor. El EEC aborta el encendido si la velocidad de N2 se encuentra por debajo de 7,5% y detecta la falla. El seguimiento de la falla reveló que la velocidad de N2 indicada era de 0%, con lo cual el encendido fue abortado por la EEC.