



Junta de Investigación de
Accidentes de Aviación Civil

Informe Final

MATRÍCULA: LV-ZSZ

Fecha: 19/10/2015

Lugar: Aeropuerto Internacional San
Fernando – provincia de Buenos Aires



Ministerio de Transporte
Presidencia de la Nación

INDICE:

ADVERTENCIA	2
Nota de introducción.....	3
INFORME FINAL.....	4
Sinopsis	4
1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS	5
1.1 Reseña del vuelo	5
1.2 Lesiones al personal	9
1.3 Daños en la aeronave	9
1.3.1 Célula.....	9
1.3.2 Motores.....	9
1.3.3 Hélices.....	¡Error! Marcador no definido.
1.4 Otros daños.....	10
1.5 Información sobre el personal	10
1.6 Información sobre la aeronave.....	12
1.7 Información meteorológica	14
1.8 Ayudas a la navegación	14
1.9 Comunicaciones.....	14
1.10 Información sobre el lugar del accidente.....	14
1.11 Registradores de vuelo	15
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	15
1.13 Información médica y patológica.....	16
1.14 Incendio.....	16
1.15 Supervivencia.....	17
1.16 Ensayos e investigaciones	17
1.17 Información orgánica y de dirección.....	20
1.18 Información adicional	20
1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces	24
2. ANALISIS	25
2.1 Introducción.....	25
2.2 Aspectos técnicos-operativos.....	25
2.3 Aspectos institucionales	33
3. CONCLUSIONES	39
3.1 Hechos definidos.....	39
3.2 Conclusiones del análisis	40
4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD	42
4.1 A la ANAC	42
4.2 Al operador del Aeródromo San Fernando.....	42
5. REQUERIMIENTOS ADICIONALES	44
ADJUNTO - A	45
ADJUNTO - B	61

ADVERTENCIA

Este informe refleja las conclusiones y recomendaciones de la Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil (JIAAC) con relación a los hechos y circunstancias en que se produjo el accidente objeto de la investigación.

De conformidad con el Anexo 13 (Investigación de accidentes e incidentes) al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, ratificado por Ley 13.891, y con el Artículo 185 del Código Aeronáutico (Ley 17.285), la investigación del accidente tiene un carácter estrictamente técnico, y las conclusiones no deben generar presunción de culpa ni responsabilidad administrativa, civil o penal.

La investigación ha sido efectuada con el único y fundamental objetivo de prevenir accidentes e incidentes, según lo estipula el Anexo 13.

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

Nota de introducción

La Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil (JIAAC) ha adoptado el método sistémico como pauta para el análisis de accidentes e incidentes.

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

Las premisas centrales del método 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 son denominados **factores desencadenantes o inmediatos** del evento. Constituyen 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 las fallas técnicas. Las defensas se agrupan bajo tres entidades genéricas: tecnología, reglamentos (incluyendo procedimientos) y entrenamiento. Cuando las defensas funcionan, interrumpen la secuencia causal. Cuando las defensas no funcionan, contribuyen a la secuencia causal del accidente.
- Finalmente, los factores en muchos casos alejados en el tiempo y el espacio del momento preciso de desencadenamiento del evento son denominados **factores sistémicos**. Son los 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 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 organización a la que reporta el personal operativo y la infraestructura.

La investigación que se detalla en el siguiente informe se basa en el método sistémico, y tiene el objetivo de identificar los factores desencadenantes, las fallas de las defensas y los factores sistémicos subyacentes al accidente, con la finalidad de formular recomendaciones sobre acciones viables, prácticas y efectivas que contribuyan a la gestión de la seguridad operacional.

INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Aeropuerto Internacional de San Fernando – provincia de Buenos Aires

FECHA: 19 de octubre de 2015

HORA¹: 09:40 UTC (aprox.)

AERONAVE: Avión

PILOTO: Licencia de piloto de transporte de línea aérea (TLA)

MARCA: Lear Jet

COPILOTO: Licencia de piloto comercial de primera clase (PC1)

MODELO: 35 -A

PROPIETARIO: Top Air S.A

MATRÍCULA: LV-ZSZ

Sinopsis

Este informe presenta las condiciones y circunstancias en torno al accidente por excursion lateral de pista experimentado por el LV-ZSZ, un Lear Jet 35A, durante el intento de despegue de la pista 05 en el Aeropuerto Internacional de San Fernando el 19 de octubre de 2015.

El informe identifica cuestiones relacionadas con el funcionamiento del sistema de combustible del motor izquierdo del LV-ZSZ; la condición inusual de control de la aeronave que tales cuestiones generaron, y la gestión de esta situación por la tripulación.

El informe también identifica ambivalencia en la normativa existente para la habilitación del copiloto en aeronaves que requieren dos pilotos por certificación; prácticas informales aparentemente instaladas en la industria que tergiversan el sentido de la normativa, y dualidad de estándares en la aplicación de requerimientos relacionados con seguridad de la operación de aeronaves auspiciada por el andamiaje normativo existente.

El informe incluye tres recomendaciones de seguridad operacional a la ANAC y una recomendación de seguridad operacional al operador del Aeródromo Internacional San Fernando.

¹ Nota: Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar y fecha del accidente corresponde al huso horario – 3.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

El 19 de octubre de 2015 la aeronave LV-ZSZ, un Lear Jet 35A (LJ35), se disponía a realizar un vuelo de traslado sin pasajeros desde el Aeropuerto Internacional de San Fernando al Aeropuerto de Río Gallegos, provincia de Santa Cruz, sin escalas intermedias.

Para la realización del vuelo, la tripulación dispuso una carga de 2792 kg de combustible hasta completar la capacidad de los tanques. La planificación del vuelo se realizó bajo las reglas de vuelo por instrumentos (*Instrument Flight Rules, IFR*). La tripulación presentó el plan de vuelo y la documentación correspondiente a las autoridades apropiadas.

La tripulación puso en marcha los motores a las 09:31, con el apoyo de un grupo eléctrico de tierra como fuente de energía. La lectura del registrador de voces de cabina de vuelo (*cockpit voice recorder, CVR*) evidencia detalles en la ejecución de los procedimientos estandarizados para la puesta en marcha. Así, la tripulación omitió conectar un *inverter* – un componente del sistema eléctrico que convierte la corriente continua de 28V a corriente alterna de 115 V – previo a la puesta en marcha del primer motor, el izquierdo, que luego se rectificó al ser advertida. La significación operativa de esta omisión se expone en la sección de análisis del informe. La lectura del CVR también evidencia problemas en el correcto funcionamiento del sistema de intercomunicación entre los pilotos.

La aeronave inició el rodaje a la cabecera de la pista en uso, pista 05, a las 09:34. El copiloto tenía asignada la función de *Pilot Flying* o *PF* (a cargo del manipuleo de los controles de la aeronave), mientras que el piloto cumplía las funciones de *Pilot Monitoring* o *PM* (apoyando el accionar del PF y controlando el funcionamiento los sistemas, equipos e instrumentos de la aeronave). Los problemas en el funcionamiento del sistema de intercomunicación entre los pilotos evidenciados en la puesta en marcha continuaron durante el rodaje. La lectura del CVR pone de manifiesto detalles en la ejecución de procedimientos estandarizados correspondientes a esta fase de operación, por ejemplo, la selección incorrecta de las velocidades de referencia para el despegue por parte del copiloto. La selección incorrecta fue detectada por el piloto y rectificada antes de iniciar el despegue.

El despegue fue autorizado a las 09:40 y la aeronave inició la carrera de despegue, bajo el control del copiloto. El CVR contiene verbalizaciones que sugieren que, a partir del momento en que se hizo cargo del control direccional de la aeronave, el copiloto experimentó dificultades con el mismo.

El motor derecho alcanzó su empuje nominal (N1 mayor que 90% pero menor que 95%) a los 9 segundos del avance de las palancas de empuje (*power levers, PLs*)

al ángulo (*power lever angle, PLA*)² que genera empuje de despegue por los motores. Dos segundos mas tarde, u once segundos luego del avance de las *PLs*, el motor izquierdo alcanzó un valor igual o superior a 101%N1, en un *PLA* que no debe exceder 95%N1. En este momento, el LV-ZSZ había cubierto una distancia de aproximadamente 380 metros desde el inicio de la carrera de despegue en la pista 05, cuya longitud es 1801 metros.

La condición inicial de empuje asimétrico generó dificultades para mantener el control direccional de la aeronave por el copiloto. Las marcas dejadas por la aeronave en la pista indican un gradual desvío de la aeronave del eje de la pista 05 hacia el margen derecho de la misma, partir del cruce de la pista con el acceso Bravo, posición que es coincidente con el momento en que el motor derecho alcanzó su valor nominal, y el motor izquierdo incurrió en la aceleración no comandada.

La aceleración no comandada excedió el rango de empuje nominal de diseño del motor, generando así una sobre velocidad de N1. Según criterio de diseño, la unidad de control de combustible (*fuel control unit, FCU*) revirtió a modo manual, y se encendió la alarma de color ámbar³ “L FUEL COMPTR”. Esta alarma advierte a la tripulación sobre dos posibilidades: el mal funcionamiento, o desconexión voluntaria de la computadora electrónica digital (*digital electronic engine computer, DEEC*) del motor correspondiente. La lectura del CVR no contiene ninguna manifestación verbal que evidencie que la tripulación advirtió la luz ámbar en el momento que se encendió.

Aproximadamente a los diez segundos de la iluminación de la alarma “L FUEL COMPTR”, o unos 21 segundos del avance de las *PLs*, cuando la aeronave había recorrido aproximadamente 600 metros desde la iluminación de la alarma, el copiloto inició la interrupción del despegue, sin que el CVR registre ninguna verbalización sobre la intención. Para ello, retrasó completamente las *PLs* a mínimo (*idle*), y simultáneamente aplicó los frenos. En este punto, el LV-ZSZ había recorrido aproximadamente 980 metros desde el inicio de la carrera de despegue, y quedaban aproximadamente 820 metros de pista remanente para detener la aeronave.

Al retrasar las *PLs*, el motor derecho respondió según el requerimiento, reduciendo N1 a un valor de entre 30% y 40%, pero el motor izquierdo continuó entregando empuje superior al nominal de despegue, con un valor de N1 superior a 101%. Estos valores se registraron 7 segundos luego del retraso de las *PLs* a mínimo. El

2 Todos los datos de valores de parámetros de los motores incluidos en las distintas secciones del informe reflejan la información proporcionada en el informe producido por Honeywell Aerospace.

3 La codificación de colores estandarizada en aviación es que las alarmas de color ámbar indican condiciones anormales, mientras que las alarmas de color rojo indican condiciones de emergencia.

piloto testimonió que, ante esta condición, asumió el control de la aeronave. La grabación en el CVR no contiene ninguna verbalización sobre la intención.

La dificultad en mantener control direccional de la aeronave se debió magnificar luego de retrasar las *PLs*, debido al incremento en la magnitud de empuje diferencial entregado por los motores. Las marcas dejadas por las ruedas del tren de aterrizaje principal izquierdo sobre la cinta asfáltica son mas oscuras que las marcas dejadas por el tren de aterrizaje principal derecho. Esto es indicativo de frenado diferencial por la tripulación, con la obvia intención de establecer control direccional de la aeronave.

Siete segundos luego del momento en que motor derecho alcanzó un valor de N1 de entre 30% y 40% y el motor izquierdo continuaba entregando un valor de N1 superior a 101%, el LV-ZSZ salió de la pista. El CVR registró una exclamación en el micrófono de área de cabina de pilotaje número 2 (*cockpit area microphone 2, CAM 2*), que es el que capta sonidos en el área del asiento derecho de la cabina de pilotaje.

La excursión de pista, producto combinado de la condición de empuje asimétrico y las dificultades experimentadas por la tripulación en recuperar control direccional de la aeronave, se produjo a los 35 segundos y una distancia aproximada de 1480 metros desde el momento del avance de las *PLs* para iniciar la carrera de despegue, y aproximadamente a 320 metros de la cabecera 23.

Dos segundos previo a la excursión de pista, el inversor de empuje del motor izquierdo fue operado por un segundo, con el valor de N1 del motor todavía igual o mayor que 101%.

Entre 4 y 9 segundos mas tarde, el inversor de empuje del motor izquierdo fue operado por 2 segundos, con el valor de N1 del motor todavía igual o mayor que 101%, y el inversor de empuje del motor derecho fue operado por 3 segundos.

Un segundo mas tarde, el valor de N1 del motor izquierdo decreció sin que mediase movimiento de la *PL*.

Catorce segundos mas tarde, 57 segundos desde el momento del avance de las *PLs* para iniciar la carrera de despegue, y 22 segundos luego de la excursión de pista, ambos motores registraron un valor de N1=20%.

Una vez detenida la aeronave al costado de la pista, el piloto accionó las palancas "T" ("*T handles*"), para cortar el flujo de combustible, la alimentación hidráulica, la energía eléctrica y aire de sangrado a ambos motores.

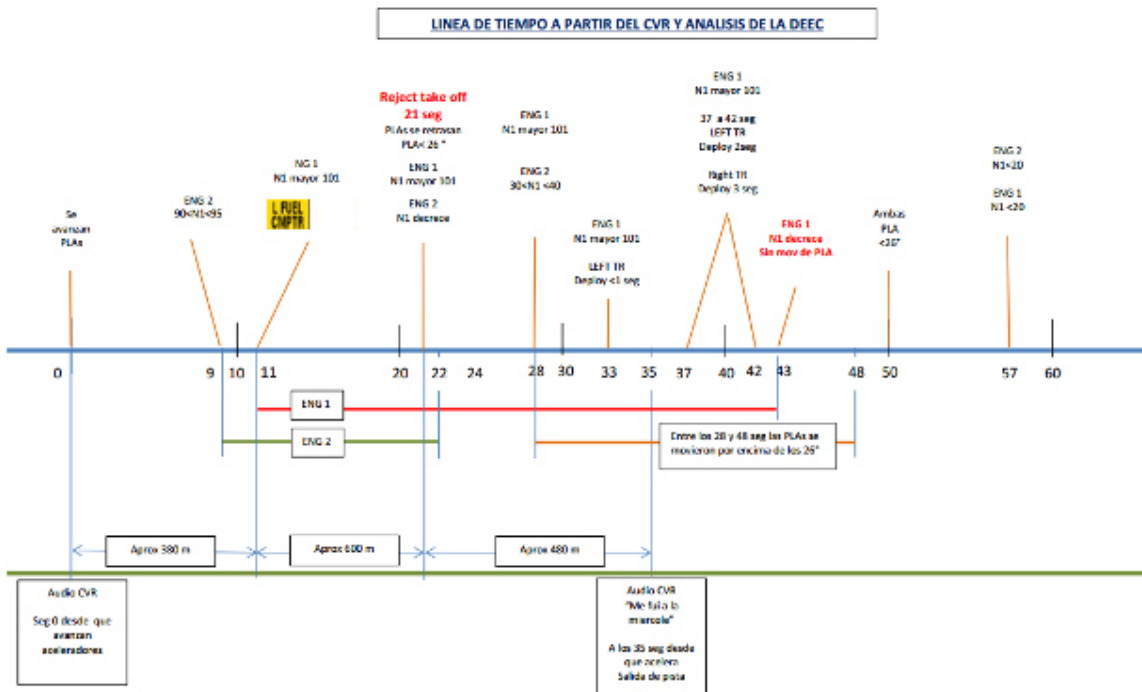


Fig. 1 - Trayectoria de la aeronave

La excursión de pista se produjo por el lateral derecho de la misma. Como consecuencia de la excursión, la aeronave sufrió daños en el tren de aterrizaje, que colapsó y se desprendió de la aeronave cuando la mismo impactó con una zanja ubicada a 80 metros del eje de la pista 05/23, en forma paralela a la misma, y dentro de la franja de protección para la pista establecida por la normativa vigente. Como producto del impacto, parte del tanque de combustible de puntera del ala (*tip tank*) izquierdo se separó, lo que generó uno de los focos de incendio que destruyó la aeronave en su mayoría.

La tripulación abandonó la aeronave por sus propios medios, sin sufrir lesiones.

El accidente ocurrió de día y con buenas condiciones meteorológicas.



Fig. 2 - Posición del sitio de detención final de la aeronave

1.2 Lesiones al personal

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	2	--	

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 **Célula:** resultó destruida.

1.3.2 **Motores:** con daños de importancia.



Fig. 3 - Imagen del incendio y los daños a la aeronave

1.4 Otros daños

No hubo.

1.5 Información sobre el personal

PILOTO	
Sexo	Masculino
Edad	62 años
Nacionalidad	Argentino
Licencias	Transporte de Línea Aérea (TLA) Instructor de Vuelo de Avión (IVA)
Habilitaciones	Vuelo nocturno Vuelo por instrumentos Monomotores/Multimotores terrestres hasta 5700 Kg Lear Jet 35 (LJ35) y Lear Jet 60 (LJ60)
CMA	Clase: I Válido hasta: 31/12/2015

La experiencia de vuelo del piloto era la siguiente:

HORAS VOLADAS	General	En el tipo
Total general	9851.8 h	6200 h
Últimos 90 días	65 h	65 h
Últimos 30 días	8 h	8 h
En el día del accidente	0.2 h	0.2 h

El piloto había completado el entrenamiento periódico exigido por la normativa en vigencia en la institución Flight Safety International (FSI), en Estados Unidos, el 8 de octubre de 2015, 11 días antes del accidente.

FSI es una organización de entrenamiento aprobada (*Approved Training Organization, ATO*), que cuenta con numerosas filiales en los Estados Unidos y en otros países. Está reconocida por numerosas autoridades de certificación de pilotos para brindar instrucción teórica y en simulador de vuelo. La Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC) está entre las autoridades que reconocen a FSI como *ATO* para titulares de licencias aeronáuticas certificados bajo las estipulaciones de las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil (RAAC).

De acuerdo con los registros de FSI sobre el entrenamiento impartido, el piloto accidentado había recibido 14 horas de instrucción teórica sobre los sistemas de la aeronave, peso y balance, performance, planificación del vuelo, manual de vuelo/manual de operaciones, Crew Resource Management (CRM), reconocimiento y recuperación de pérdida de sustentación, y procedimientos operativos estandarizados. Asimismo, había recibido 12 horas de instrucción en simulador de vuelo, seis horas en la función de PF y seis horas en la función de PM.

El piloto no registraba antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores, y estaba dentro de los tiempos de descanso y servicio reglamentariamente establecidos.

COPILOTO	
Sexo	Masculino
Edad	27 años
Nacionalidad	Argentino
Licencias	Piloto comercial de primera clase (PC1)
Habilitaciones	Vuelo nocturno Vuelo por instrumentos Monomotores/Multimotores terrestres hasta 5700 Kg Copiloto Lear Jet 35 (LJ35)
CMA	Clase: I Válido hasta: 31/05/2016

La experiencia de vuelo del copiloto era la siguiente:

HORAS VOLADAS	General	En el tipo
Total general	1100.4 h	39.8 h
Últimos 90 días	13 h	13 h
Últimos 30 días	6.5 h	6.5 h
En el día del accidente	0.2 h	0.2

El copiloto había realizado su instrucción teórica inicial en el tipo de aeronave, LJ 35, en una EIPA ASG en el año 2013 y el recurrent teórico lo realizó en la EIPA en septiembre de 2015, en el Centro de capacitación AASSA. La instrucción en vuelo

fue brindada por un instructor de la empresa TOP AIR S.A. habilitado por la ANAC para tal efecto. La instrucción teórica abarcó los mismos contenidos de instrucción teórica enumerados para el piloto. La instrucción en vuelo fue de 2.4 horas y 3 aterrizajes, y la instrucción fue brindada por el piloto que era el piloto al mando de la aeronave durante el vuelo del accidente.

El vuelo de inspección con un inspector de la ANAC, el 29 de setiembre de 2015, consistió en tres despegues y tres aterrizajes en los cuales el copiloto era el único operador de los controles y duró 1.4 horas. El copiloto no llegó a realizar ningún entrenamiento práctico periódico dado que al momento del accidente no se había cumplido aún el período de un año, plazo máximo estipulado por la normativa vigente a partir del cual es necesario el entrenamiento periódico luego de la habilitación inicial.

El copiloto no registraba antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores, y estaba dentro de los tiempos de descanso y servicio reglamentariamente establecidos.

1.6 Información sobre la aeronave



Fig. 4 - Imagen del avión accidentado

AERONAVE		
Marca	Lear Jet	
Modelo	35 ^a	
Categoría	Ala fija	
Subcategoría	Avión	
Fabricante	Lear Jet	
Año de fabricación	1979	
Nº de serie	235	
Horas totales(TG) / ciclos	12190 h / 9517 c	
Desde última inspección (DUI)	5 h	
Certificado de matrícula	Propietario	Top Air S.A
	Fecha de expedición	20 de junio de 2008

Certificado de aeronavegabilidad	Clasificación	Estándar
	Categoría	Transporte
	Fecha de emisión	12 de abril de 2000
Formulario ANAC 337		5 de agosto de 2016
Peso vacío		4608 kg
Peso máx. de despegue / aterrizaje		8301 kg / 6940 kg

MOTOR IZQUIERDO	
Marca	HONEYWELL
Modelo	TFE731-2C-2B
Empuje	3500 Libras
Nº de serie	P-89292
Horas totales (TG) / Ciclos	10623.6 h / 8264
Horas desde la última inspección	4 h

Registros relevantes del motor izquierdo

El motor izquierdo, número de serie (S/N) P-89292, era un motor de alquiler que se instaló en varias aeronaves (como mínimo diez) entre enero de 2007 y marzo de 2011. En este motor estaba instalada la *FCU* número de serie A5349CT, que era la que estaba en el motor izquierdo al momento del accidente.

De acuerdo a los registros oficiales, la actividad más reciente del motor previo a su instalación en el LV-ZSZ había sido el 10 de marzo de 2014. El motor completó una Inspección Periódica Mayor (*Major Periodic Inspection, MPI*) el 22 de septiembre de 2014, cuando se efectuó el preservado del motor hasta el 26 de enero de 2015, fecha en la que fue instalado en el LV-ZSZ por un taller aeronáutico habilitado.

La actividad de mantenimiento MPI, según consta en los historiales, evidenció una correcta preservación del motor a largo plazo. Los registros también indican un patrón constante de preservación del sistema de combustible del motor, después del retiro de cada aeronave.

Las tareas realizadas durante el des-preservado incluyeron:

- Verificación por pérdida de combustible y aceite.
- Ajuste de fuel control manual.
- Testeo del sistema de sobre-velocidad (*overspeed system*)
- Verificación de presión de aceite.
- Chequeo de la *DEEC* en modo manual.
- Descarga de datos de la *DEEC*.

MOTOR DERECHO	
Marca	HONEYWELL
Modelo	TFE731-2C-2B
Empuje	3500 Libras
Nº de serie	P-89542
Horas totales (TG) / Ciclos	12580.8 h / 11117
Horas desde la última inspección	4 h

PESO Y BALANCEO AL MOMENTO DEL ACCIDENTE	
Peso vacío	4608 kg
Peso del piloto	90 kg
Peso del copiloto	90 kg
Peso del combustible (3490 l / 0.8)	2792 kg
Peso total	7580 kg
Peso máximo de operación (PMO)	8301 kg
Diferencia en menos	721 kg

1.7 Información meteorológica

No relevante.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No aplicable.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

Ubicación	Aeropuerto Internacional San Fernando
Coordenadas	34° 27'11'' S 058° 35'22'' W
Superficie	Asfalto
Dimensiones	1801 x 30 m
Orientación magnética	05/23
Elevación	10 ft sobre el nivel medio del mar



Fig. 5 – Imagen del Aeropuerto San Fernando y el lugar del accidente

1.11 Registradores de vuelo

La aeronave estaba equipada con un registrador de voces de cabina de vuelo (*cockpit voice recorder, CVR*), equipo requerido por la normativa vigente. El equipo que se desmotó de la aeronave accidentada es modelo FA2100, número de parte 2100-1020-50, número de serie 000574325. Un taller habilitado extrajo la grabación del contenido del CVR, y se obtuvo el diálogo entre los miembros de la tripulación entre sí, y las comunicaciones entre la aeronave y la torre de control, desde la puesta en marcha hasta la detención de los motores luego de la excursión de pista.

La aeronave no tenía instalado registrador de datos de vuelo (*flight data recorder, FDR*) dado que la normativa no lo exige.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

Luego de la excursión de pista por el lateral derecho de la misma, la aeronave recorrió 120 m aproximadamente y se detuvo a 1490 m de la cabecera de la pista 05, a 86m del margen derecho cabecera de la pista 23, y a 90 m del equipo VOR del aeropuerto de San Fernando, con rumbo final 270°.

La dispersión de restos fue la siguiente: a 12m de la aeronave se encontró la rueda de nariz, a 38m se encontró el flap izquierdo, y el tip tank de ala izquierda se encontró a 30m de la aeronave.

La deformación del tren de aterrizaje indica que la aeronave tuvo desplazamiento lateral a la izquierda, con giro a la derecha hasta la detención final. Los restos de la aeronave fueron trasladados a un taller autorizado ubicado en un terreno lindero.



Fig. 6 – Restos de la aeronave

1.13 Información médica y patológica

No se detectaron evidencias médico-patológicas del tripulante relacionadas con la causa y efecto del accidente.

1.14 Incendio

El derrame de combustible producto de la rotura y desprendimiento de parte del *tip tank* del ala izquierda generó un incendio. El fuego fue combatido por el Servicio de Extinción de Incendios (SEI) del Aeropuerto de San Fernando.



Fig. 7 – Imagen del incendio y la actuación de los bomberos

De acuerdo al informe realizado por el equipo multidisciplinario de Gendarmería Nacional, integrado por Fuerza Aérea Argentina, Gendarmería Nacional y la Dirección de Criminalística y Estudios Forenses (DICRIEFOR), durante la investigación se detectaron tres focos de incendio, uno sobre el fuselaje lado

derecho, el segundo sobre el ala derecha, borde de fuga (zona de flaps), y el tercero sobre el *tip tank* del ala izquierda.

1.15 Supervivencia

Los cinturones de seguridad (arneses y anclajes) de los asientos de los tripulantes soportaron los esfuerzos a los que fueron sometidos.

La tripulación abandonó la aeronave por la puerta de acceso lateral, por sus propios medios y sin sufrir lesiones. La cabina no sufrió deformaciones y el transmisor localizador de emergencia (*emergency locator transmitter, ELT*) se activó normalmente.

De acuerdo al informe de SEI, la notificación del accidente se recibió a las 09:48 (06:48 hora local) y se comenzó a combatir el incendio aproximadamente a las 09:50 (06:50 hora local). Se utilizó espuma química, y el fuego se dio por controlado y finalizado el procedimiento a las 10:10 (07:10 hora local). Una guardia quedó destacada en el lugar del accidente.

Personal del servicio de emergencia de salud se hizo presente en el lugar del accidente a las 10:05 (07:05 hora local), quien revisó a la tripulación en un primer momento.

1.16 Ensayos e investigaciones

Inspecciones relevantes realizadas luego del accidente

La investigación contó con la colaboración de un taller aeronáutico habilitado para la inspección de los restos la aeronave, Aviación Atlántico Sur S.A. Asimismo, de acuerdo con las estipulaciones del Anexo 13 – *Investigación de accidentes e incidentes de aviación*, se facilitó el acceso a la inspección de los restos de la aeronave a un representante acreditado de la *National Transportation Safety Board* (NTSB) de Estados Unidos y a dos asesores, uno de la empresa *Bombardier* (fabricante de la aeronave) y el otro de la empresa *Honeywell Aerospace* (fabricante de los motores).

Funcionamiento de sistemas y componentes relacionados

La investigación comprobó la continuidad y posición de la *PL* entre la cabina y la *FCU* instalada en el motor izquierdo. La comprobación no indicó discrepancias de funcionamiento respecto con a las especificaciones de diseño.

Se verificó el corte de la válvula de combustible en la posición *SHUT OFF*, sin identificarse anomalías en su funcionamiento.

No se observaron anomalías en el funcionamiento de los inversores de empuje de los motores.

Los extremos del borde de ataque de tres álabes del *fan* del motor izquierdo se encontraron doblados en sentido opuesto al de rotación. Esto es producto de los impactos experimentados por el *fan* del motor durante la desaceleración de la aeronave y el posterior incendio. Si bien el daño a los álabes se produjo durante la desaceleración del motor, el origen del daño es la ingestión de barro y elementos sueltos en el terreno durante la excursión de pista. Tampoco es descartable que pudiesen producirse deformaciones o daños colaterales durante la extinción del fuego.

No se encontró evidencia de daños por objeto extraños o daños por sobre temperatura en el rotor de turbina trasero del motor izquierdo.

No se encontró evidencia de daños por objeto extraños en el compresor del motor izquierdo.

Se verificó en forma manual que el motor giraba libremente, sin presentar rozamiento o posible “engranamiento”.

El sistema de aceite no evidenció anomalías. Se controló el testigo del filtro de aceite por obturación, sin encontrarse anomalías. Se encontraron residuos retenidos en el filtro en escasa cantidad (aluminio, carbón, hierro, material sintético tipo sellante). Los elementos retenidos, y la cantidad en que se encontraron, están dentro de los parámetros normales de servicio.

Los filtros de combustible y el sistema de alimentación del mismo no presentaban residuos ni obstrucciones

Análisis de los fluidos

Se obtuvieron muestras del aceite que fueron enviadas al Laboratorio Ensayo de Materiales (LEM) de la Fuerza Aérea Argentina. El LEM informó que el aceite cumplía con las especificaciones y no había indicios de contaminación.

Se obtuvieron muestras de combustible y fueron enviadas al LEM, quien informó que no había indicios de anomalías.

Registros de datos

Se realizó el relevamiento fotográfico y planímetro del terreno en el sitio del accidente y se obtuvieron las imágenes de las cámaras de seguridad instaladas en Hangar 1, Premier Air y de las cámaras de la Policía de Seguridad Aeroportuaria (PAS), como información adicional para analizar el desarrollo del accidente.

Se retiró al CVR para la extracción de datos en un taller especializado.

Se desmontó la *DEEC*, que fue enviada al fabricante Honeywell para su inspección, extracción de registros de parámetros de funcionamiento del motor, y confección

del informe correspondiente.

Análisis e Investigaciones

La empresa *Honeywell Aerospace* efectuó las siguientes tareas:

- Analizó 100 segundos de los registros de datos de ambas *DEECs*.
- Examinó la *FCU* del motor izquierdo según el siguiente programa de trabajo:
 - Pasaje de combustible por la *FCU*, para verificar contaminación en el sistema.
 - Ensayo funcional de la *FCU*, para verificar anomalías de origen eléctrico–mecánico en el funcionamiento normal de la misma.
 - Tomografía computarizada de la *FCU*, para verificar daños en el interior de la *FCU* antes de realizar el desarme.
 - Verificación de la válvula de derivación, los orificios P1-Pb y Pb-P0 y el inyector del sensor de torque de la *FCU*, para verificar estado y obturaciones.
 - Desarmado completo de la *FCU*, para verificar estado interior, daños no vistos en la tomografía computarizada e identificación de restos y contaminación.

Las siguientes anomalías, de relevancia para la investigación, fueron detectadas en el sistema de combustible del motor izquierdo por *Honeywell Aerospace*, y reflejadas en su informe.

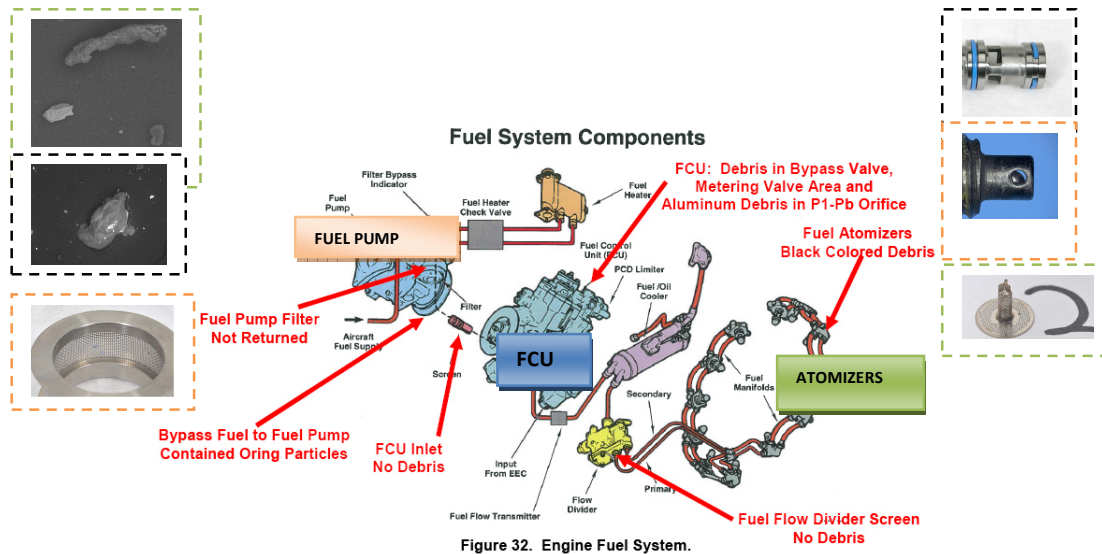
En la *FCU* se encontraron:

- Depósito de aluminio 355 en el orificio P1-Pb.
- Partículas de contaminación en la cavidad de derivación.
- Partículas en la bobina de la válvula dosificadora de control de combustible.
- Residuos en el área del servo de la válvula dosificadora.
- Segmento de o-ring faltante del vástago de la válvula dosificadora

En la bomba de combustible se encontraron partículas de o-ring en la derivación de la bomba de combustible.

En los atomizadores de combustible se encontraron depósitos de color negro en los filtros.

La significación de todas estas anomalías se explica en la sección 2 del informe (Análisis)



1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era propiedad de la empresa TOP AIR S.A., y era utilizada exclusivamente para fines internos de la misma. La empresa posee otras dos aeronaves, un Turbo Comander y Lear Jet 60. La empresa opera sus aeronaves bajo las exigencias de las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil (RAAC), Parte 91, *Reglas de vuelo y operación general*.

TOP AIR S. A. había operado bajo un Certificado de Explotación de Servicios Aéreos (CESA) hasta 2014, cuando el CESA de la empresa caducó por exceder la misma tiempos establecidos de inactividad. Durante su operación bajo un CESA, TOP AIR S.A. condujo sus operaciones de acuerdo con las prescripciones de las RAAC 135, *Requerimientos de operación: operaciones no regulares – Internas e internacionales*. Al caducar su CESA, TOP AIR S.A. revirtió a conducir sus operaciones bajo las prescripciones de las RAAC Parte 91.

Durante el periodo de operación bajo un CESA, el piloto accidentado cumplía las funciones de jefe de operaciones y pilotos e instructor. Al presente, la empresa TOP AIR S.A. ha cesado sus operaciones.

1.18 Información adicional

La habilitación de tipo de aeronave

Los requisitos para la habilitación de tipo en aeronaves de más de 5.700 kilogramos de peso máximo de despegue que operen con uno o más pilotos como requisito de certificación, como es el caso del LJ35, incluyendo los requisitos de

instrucción para obtener la habilitación, están pautados en las RAAC Parte 61, *Licencias, certificado de competencia y habilitaciones para piloto*.

La RAAC 61.32 (d) establece que ningún titular de una licencia podrá desempeñarse como piloto o copiloto de una aeronave que la autoridad aeronáutica competente, en este caso la Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC) haya determinado que requiere instrucción específica si no ha recibido la instrucción teórica en tierra y en vuelo para dicha aeronave, o en un entrenador sintético de vuelo que sea representativo de la aeronave para la cual se requiere cumplir con estas exigencias, las que serán impartidas por un instructor de vuelo habilitado.

La RAAC 61.55 se refiere de forma específica a la habilitación de copiloto. La norma establece que para cumplir con los requisitos para desempeñarse como copiloto de una aeronave certificada para volar con más de un piloto o en operaciones que requieren un copiloto, el postulante deberá poseer las licencias y habilitaciones apropiadas. La norma estipula que para cumplir con los requisitos para desempeñarse en la función de copiloto, el postulante deberá haber realizado la instrucción práctica en el tipo de aeronave o entrenador sintético de vuelo que represente al tipo de aeronave en la que solicita ser habilitado. Finalmente, establece que la instrucción en el tipo de aeronave o en un simulador de vuelo que represente al tipo de aeronave para el cual es requerido el copiloto deberá incluir por lo menos tres despegues y tres aterrizajes completos efectuados como único operador de los controles, y procedimientos y maniobras con un motor inoperativo mientras ejecute las responsabilidades de piloto.

Por último, la RAAC 61.33 (c) pormenoriza en detalle el contenido de instrucción teórica para la habilitación de tipo de aeronave. La norma establece que para la habilitación de piloto, además de los contenidos teóricos pormenorizados, el postulante deberá completar un examen en simulador de vuelo, y dentro de los 90 días siguientes un examen en vuelo, que no será necesario si el simulador de vuelo en que se impartió la instrucción es clase D. La imposición es la misma para la habilitación de copiloto, con la salvedad que, en casos que la autoridad aeronáutica lo autorice, se permitirá el curso de vuelo y el examen en el avión.

El sistema eléctrico del LJ35

La alimentación eléctrica básica en las aeronaves del tipo del LJ35 es corriente continua (24 volts). El sistema eléctrico de corriente continua abastece a la mayoría de los sistemas de la aeronave. No obstante, es necesaria corriente alterna (115 volts) para alimentar a los equipos giroscópicos, el piloto automático, la aviónica y

el control de rueda de nariz. La corriente alterna alimenta también los indicadores de presión de aceite de los motores.

El sistema de corriente alterna del LJ35 tiene dos *inverters* principales y un *inverter* de emergencia. Los *inverters*, como su nombre lo indica, convierten (o invierten) la corriente continua en corriente alterna. En el LJ35 los *inverters* están rotulados “*primary*” and “*secondary*”, pero se trata de una simple cuestión de nomenclatura, ya que cada *inverter* puede abastecer igual y totalmente las necesidades de todos los sistemas del LJ35 que así lo requieren. Un solo *inverter* tiene capacidad para abastecer todos los sistemas que se alimentan con corriente alterna, y por lo tanto, la práctica habitual en la operación del LJ35 es el uso alternado de uno y otro en distintas etapas de un vuelo, para verificar constantemente el funcionamiento y disponibilidad de ambos *inverters*.

Funcionamiento general de la FCU

La *FCU* dosifica el combustible a los inyectores de la cámara de combustión del motor.

En el modo *AUTO*, la *FCU* responde a las señales de la *DEEC*, que está controlada por una llave de desconexión ubicada en el panel del piloto. El modo *AUTO* es el modo normal de operación y, basado en la posición de la *PLs* y las condiciones ambientales, la *DEEC* controla automáticamente:

- Encendido del motor.
- Velocidad del motor (RPM) y protección de sobre velocidad (*Over speed*)
- Temperatura del motor (ITT) y protección de sobre temperatura (*Over temperature*)
- Funcionamiento de las válvulas de alivio del compresor.

En caso de falla de la *DEEC* o desconexión manual de la misma mediante la llave de control en el panel del piloto, la *FCU* revierte a modo *MANUAL*. En este caso, para dosificar el combustible, la *FCU* responde mecánicamente a las posiciones de la *PL*, y se pierden el control automático del combustible y las protecciones del motor. En el panel de alarmas se encienden una de las dos luces de advertencia, según el motor que se trate, como lo ilustra la figura 8.



Fig. 8 – Luces ámbar de advertencia de la DEEC

En caso de iluminación de cualquiera de las dos luces se debe completar un detallado procedimiento, descrito en el manual de vuelo de la aeronave (AFM). Una pauta fundamental en el procedimiento establece que, de iluminarse un luz de advertencia durante el despegue en velocidades inferiores a V_1 , el despegue debe interrumpirse.

La operación en modo *MANUAL* del motor es engorrosa, y requiere ajustes constantes de la *PL* del motor afectado, que deben ser efectuados con fineza y vigilancia constante de los instrumentos del motor para evitar exceder las limitaciones de funcionamiento.

Para los casos sobre velocidad del motor, el AFM también contempla un procedimiento que comienza con la reducción de la *PL* y, si no hubiera respuesta del motor, se debe efectuar el corte de combustible levantando la traba de la *PL* y llevando este comando hacia atrás.

Información significativa sobre el aeródromo

El terreno lateral derecho de la pista 05 posterior a la franja de seguridad se encuentra en estado irregular y el resto del campo en condiciones de difícil acceso con zanjas y badenes.

Performances de despegue

Se verificaron el cálculo de las velocidades asociadas al despegue, el valor correspondiente de N_1 , la limitación de control direccional en tierra (V_{mcg}) y las limitaciones de peso para la pista considerada y las condiciones existentes. No se identificaron cuestiones relevantes al desencadenamiento del accidente.

El despegue se había planificado con la configuración de flaps 8^0 y con $N_1 = 95,8\%$ como valor representativo del empuje de despegue. Las velocidades computadas para el despegue eran $V_1^4 = 124$; $VR^5 = 133$ y $V_2^6 = 139$.

4 V_1 es la velocidad de reconocimiento de falla de motor durante el despegue

5 VR es la velocidad de rotación durante el despegue

6 V_2 es la velocidad de seguridad de despegue

1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se realizó una simulación de la trayectoria de la aeronave con incorporación de audio.

2. ANALISIS

2.1 Introducción

Una lectura superficial de las circunstancias evidentes en torno a este accidente puede llevar a la conclusión que un problema de naturaleza técnica originó una condición inusual de control de la aeronave en una fase clave de la operación. La condición inusual de control no pudo ser gestionada por la tripulación. La combinación del problema técnico y la forma de gestión de la condición inusual de control de la aeronave por parte de la tripulación causaron la excursión de pista.

Adherir a esta lectura superficial de circunstancias evidentes no valora en su justa medida el hecho que las situaciones operativas de primera línea no tienen lugar en un vacío social, sino que se dan dentro de entornos institucionales. Los entornos institucionales, en mayor o menor grado y en función de situaciones operativas particulares, potencializan o contienen los lapsos en el desempeño operativo de primera línea que son, en última instancia, los detonantes de accidentes e incidentes.

Una perspectiva balanceada en el análisis de accidentes impone, de manera imprescindible, valorar dos aspectos: las situaciones operativas de primera línea, que incluyen lapsos en el desempeño operativo que actúan como detonante, y el entorno institucional que genera el marco de referencia dentro del cual las situaciones operativas tienen lugar.

Ambos aspectos están presentes con nitidez en el accidente debido a la excursión de pista del LV-ZSZ, ocurrido en el Aeropuerto de San Fernando el 19 de octubre de 2015. Por ello, el análisis se centraliza inicialmente en el problema asociado a la operación del motor izquierdo y en la gestión del problema por parte de la tripulación. Estos son los aspectos técnico-operativos relacionados con el accidente, y son los disparadores finales del mismo. Pero una vez completado el análisis de los aspectos técnico-operativos, el análisis se concentra en los aspectos institucionales que definieron el contexto dentro del cual el accidente tuvo lugar y que son la génesis real de las circunstancias operativas que desembocaron en el mismo.

2.2 Aspectos técnicos-operativos

La aceleración no comandada del motor izquierdo

El evento único e individual que significó el inicio a la cadena de eslabones técnico-operativos que finalizaron con la excursión de pista y destrucción del LV-ZSZ, fue la aceleración no comandada del motor izquierdo al avanzar las *PLs* en el inicio de la carrera de despegue.

Los datos registrados en la DEEC del motor izquierdo establecen tres datos factuales:

- la DEEC detectó un rango de N1 superior al valor nominal correspondiente al empuje de despegue;
- la FCU del motor izquierdo respondió correctamente a las señales de protección de la DEEC; y
- el motor izquierdo no respondió a los comandos de su *PL* por un espacio de aproximadamente 30 segundos a partir de la selección de la *PLs* a un *PLA* equivalente a empuje de despegue.

Cuando la tripulación seleccionó un *PLA* equivalente a empuje de despegue al inicio del mismo, el empuje del motor izquierdo excedió los valores del rango nominal correspondiente al empuje de despegue (90%N1 a 95%N1), alcanzando una velocidad de N1 igual o superior a 101%. Ante ello, respondiendo correctamente a las señales de protección de la DEEC, la FCU revirtió a modo manual.

La indicación de esta reversión a la tripulación fue el encendido de la luz ámbar L FUEL CMTR. Al reducir las *PLs* en el intento de interrumpir el despegue, el motor izquierdo no respondió inicialmente al comando de su *PL* y permaneció en régimen de sobre velocidad. Aproximadamente 20 segundos luego de la reducción de las *PLs*, cuando ya se había producido la excursión de pista, el motor izquierdo respondió a la solicitud de la *PL* izquierda y disminuyó su empuje.

Las comprobaciones efectuadas a los sistemas y componentes relacionados con el motor izquierdo, incluyendo la FCU, no identificaron fallas intrínsecas en ninguno de los sistemas o componentes. Estas comprobaciones están detalladas en la sección 1.16.

Las muestras de combustible y aceite obtenidas durante investigación fueron del grado y calidad adecuados y no exhibieron indicios de contaminación. No se identificaron condiciones preexistentes relacionadas con el control u operación del motor izquierdo que pudiesen sugerir mal funcionamiento.

Las únicas anomalías identificadas tienen que ver con contaminación y/o residuos en la FCU del sistema de combustible del motor. Estas anomalías están detalladas en la sección 1.16, y tenían el potencial de afectar el correcto funcionamiento de la FCU, por obstrucción. Los registros del DEEC indican que el motor izquierdo después de 30 segundos de la selección del *PLA* para el despegue, comenzó a responder a las órdenes de su *PL*.

En función de lo antedicho, la conclusión de la investigación, apoyada fundamentalmente en el informe generado por el fabricante del motor, Honeywell Aerospace, es que una contaminación por partículas retenidas presentes dentro de la FCU es la causa más probable de la aceleración no comandada, la subsiguiente condición de sobre velocidad, y la falta de respuesta a los comandos de la PL durante 30 segundos de la carrera de despegue. Se trató de una condición aleatoria de corta vida, tal lo demuestra la circunstancia que luego de aproximadamente 30 segundos la PL recuperó el control del motor izquierdo.

El adjunto A contiene el detalle de las comprobaciones efectuadas al motor izquierdo del LV-ZSZ.

El desempeño operativo de la tripulación

El piloto al mando tenía extensa experiencia de vuelo, así como en el tipo de aeronave accidentada. El copiloto tenía moderada experiencia de vuelo y escasa experiencia en el tipo de aeronave. Había obtenido su habilitación de copiloto en el LR35 20 días antes del vuelo del accidente, y era lo que la literatura especializada describe como un “operador novicio”.

La lectura del CVR, combinada con los datos de la DEEC y los propios testimonios de la tripulación fueron las fuentes de referencia con los que se contaron para analizar el desempeño operativo de la tripulación.

La lectura del CVR define un contexto de cabina de pilotaje en el que no se observó el rigor de las pautas de interacción operativa entre una tripulación prevalecientes en la industria, y permite identificar desfasajes con respecto a pautas establecidas para la operación estandarizada del LJ35. El adjunto B contiene la transcripción del CVR del vuelo que culminó en el accidente del LV-ZSZ.

En las aeronaves como el LJ35, el arranque de los motores se hace sobre dos variantes: bajo alimentación de la batería del avión como fuente inicial de energía, o bajo alimentación de un grupo de energía externo. La puesta en marcha de motores del LV-ZSZ fue con el apoyo de un grupo de energía externo.

En cualquiera de las dos variantes, la batería o el grupo externo generan corriente continua. Por ello, un *inverter* debe estar seleccionado en posición ON previo a la puesta en marcha, para que la tripulación tenga evidencia inmediata de presión de aceite durante el encendido de los motores. La verificación de presión de aceite es uno de los controles mas importantes durante la puesta en marcha de un motor, sea el motor convencional o de turbina. Expresado de forma mas simple, sin

presión de aceite un motor se “engrana” y es indicativo de que el sistema de lubricación no funciona correctamente, generando daños internos al motor.

EL CVR registra, durante la puesta en marcha del motor izquierdo, comentarios dubitativos (“No sé. Qué pasó?”; “Qué pasa?”; “Ah...Que piola...claro”; y “Ahora sí”). La evidencia del CVR y el testimonio verbal del piloto permiten establecer que la tripulación del LV-ZSZ inició el procedimiento de arranque del motor izquierdo sin haber seleccionado un *inverter* para generar alimentación de corriente eléctrica alterna al indicador de presión de aceite del motor y, al advertirlo durante la puesta en marcha, rectificó la situación seleccionado un *inverter*. La consecuencia operativa de la omisión es que el procedimiento de puesta en marcha del motor izquierdo comenzó sin que la tripulación tuviese manera de comprobar la disponibilidad de presión de aceite en el motor tan pronto como el motor inició su ciclo, como lo estipula el procedimiento estandarizado de arranque de motor.

La tripulación testimonió sobre su respeto rutinario a la realización de las listas de verificación, anuncios estandarizados y *briefings* de manera rigurosa. Tal testimonio es disonante, en el caso específico de la operación que culminó en el accidente, con la lectura del CVR.

La información obtenida del CVR evidencia la ausencia de anuncios estandarizados en apoyo a los procedimientos de operación. La lectura del CVR indica un mínimo de intercambios operativos durante la operación normal, y ausencia total de los mismos una vez planteada la aceleración no comandada del motor izquierdo. No hay evidencia de anuncios estandarizados durante la puesta en marcha de los motores, de un *briefing* pre-despegue, ni de previsiones en cuanto a las acciones de coordinación a ejecutar por la tripulación en caso de fallas durante el despegue. La ejecución de las listas de verificación no refleja precisión, y presenta instancias de dudas por parte de ambos tripulantes en cuanto al status de controles e instrumentos.

La sección 1.1 consigna problemas en el correcto funcionamiento del sistema de intercomunicación entre los pilotos. De acuerdo con el testimonio del copiloto, la ejecución no esmerada de las listas de verificación y la ausencia de anuncios estandarizados y *briefings* en este vuelo en particular se debió a la distracción producto de los problemas de funcionamiento del sistema de intercomunicación. La investigación reconoce, de manera general, el impacto que las dificultades en la comunicación intra-cabina de pilotaje pueden tener en la ejecución de procedimientos, pero no obtuvo la evidencia necesaria para determinar el grado real en que el ambiente de cabina de pilotaje en esta operación se debió a los problemas de funcionamiento de *interphone* o a otros factores.

El piloto testimonió que, luego que el copiloto llevó las *PLs* a empuje de despegue, observó que el motor izquierdo estaba “*fuera de parámetros*”; que al intentar retrasar las *PLs* no observó cambio, y que en ese momento (al intentar retrasar las *PLs*) se encendió la luz ámbar L FUEL CMPTR. Ante tal condición, le indicó al copiloto interrumpir el despegue. Según su testimonio, el motor izquierdo continuó entregando máximo empuje, por lo que se hizo cargo del control de la aeronave. Por su parte, el copiloto testimonió que la luz ámbar L FUEL CMPTR se encendió “*unos instantes antes de salirse de la pista*”.

Estos testimonios son incompatibles con la lógica de diseño del sistema de combustible de motor. Evidencia factual obtenida del DEEC indica que el sistema funcionó, desde el punto de vista de protección y advertencia a la tripulación, de acuerdo con el criterio de diseño. Cuando la DEEC detectó la aceleración no comandada en el *PLA* correspondiente a empuje de despegue, envió una señal a la FCU, la que revirtió a modo manual. Esto significa que la luz ámbar L FUEL CMPTR se encendió tan pronto como las *PLs* alcanzaron el *PLA* que genera empuje de despegue, ya que tal fue el momento en el que la FCU revirtió a operación manual. Por lo tanto, la conclusión lógica es que los testimonios de la tripulación son reflejo de cuándo cada tripulante advirtió que la luz estaba encendida, pero no de cuándo la luz se encendió.

Es un dato documentado en la industria que la eficacia del monitoreo cruzado en una cabina de pilotaje se deteriora cuando el PF es el copiloto, y el piloto es quien debe efectuar el monitoreo de instrumentos (PM). Así, es práctica universal que, al iniciar la carrera de despegue, corresponde que el PF avance las *PLs* y que el PM efectúe el ajuste final o “fino” de las mismas, al mismo tiempo que el monitoreo de instrumentos de motor. Fue en ese momento, al inicio mismo de la carrera de despegue, cuando se produjo la aceleración no comandada del motor izquierdo y se iluminó la luz ámbar L FUEL CMPTR. No obstante, esta condición no fue advertida por el piloto, que estaba a cargo del monitoreo de los instrumentos del motor. Ello permitió que una situación que podría haberse contenido en su origen mismo se deteriorase, contribuyendo a propiciar el desencadenamiento del accidente.

La interrupción del despegue es una de las maniobras más críticas y complejas en la operación de aeronaves. Esto es particularmente válido para aeronaves de alta performance, como el LJ35. La complejidad de la maniobra se magnifica cuando quien ejecuta el despegue es el piloto sentado en el asiento derecho, ya que el diseño típico de las cabinas de pilotaje proporciona un solo control de rueda de nariz, ubicado en el lado izquierdo de la cabina. Este diseño hace que la interrupción del despegue involucre necesariamente un cruce de acciones cuando

el piloto sentado a la derecha es el PF, situación conocida en la jerga profesional como “cruce de manos”.

Por ello, hay distintos procedimientos que, adoptados de manera formal por el operador, apuntan a evitar o minimizar las potenciales consecuencias del “cruce de manos” durante la ejecución de un despegue interrumpido. Un procedimiento prudente adoptado por numerosos operadores es que, aún cuando el piloto sentado a la derecha sea PF, el piloto sentado a la izquierda está a cargo del control direccional de la aeronave, incluyendo el accionamiento de las *PLs*, hasta *V1*, y el piloto sentado a la derecha se hace cargo de los controles a partir de tal momento. El procedimiento busca auspiciar que sea el piloto sentado en el asiento izquierdo quien tenga control total de la aeronave hasta *V1*, y que no ocurra el así llamado “cruce de manos” en caso de ser necesario interrumpir el despegue.

En la operación que culminó en el accidente, el copiloto, sentado en el asiento derecho, se hizo cargo del control direccional de la aeronave tan pronto como la eficacia de los controles de vuelo lo permitieron, y accionó las *PLs* desde el momento del inicio de la carrera de despegue.

El control de guiado de la rueda de nariz (*steering*) en el LJ35 se conecta a través de un botón que se encuentra ubicado en el volante ubicado en el puesto de la izquierda. Dado que se trata de un control eléctrico, es de considerable sensibilidad, por lo que se utiliza solamente durante el rodaje a baja velocidad y durante la fase inicial de la carrera de despegue (menos de 30 kt), hasta que el timón de dirección adquiere efectividad para el control direccional de la aeronave (o, en la jerga profesional, con “velocidad viva”). En tal momento del control de rueda de nariz debe ser desconectado.

En función de este diseño de cabina, cuando el PF está sentado en el asiento derecho y no hay un procedimiento estandarizado, sea indicando que el piloto sentado a la izquierda debe mantener control total de la aeronave hasta *V1* o sea otra alternativa, el PNF – sentado en el asiento izquierdo – debe ayudar al PF sentado a la derecha ejerciendo el control direccional de la aeronave hasta “velocidad viva”. En ese momento se efectúa la transferencia del control direccional del avión del piloto sentado a la izquierda al piloto sentado a la derecha, quien continúa con el despegue.

En el caso de esta operación el PF, sentado a la derecha, tuvo dificultades en el control direccional de la aeronave desde el momento de la transferencia. La lógica suposición es que ello fue debido al empuje asimétrico producido por la aceleración no comandada del motor izquierdo, pero no pueden descartarse cuestiones relacionadas con la limitada experiencia del copiloto en el LR35. La lectura del CVR

incluye advertencias del piloto (“*tranquilo*”) en dos oportunidades – la segunda de manera más enfática que la primera – que se refieren lógicamente a “*tranquilidad*” por parte del copiloto en cuanto al control direccional de la aeronave.

No debe sorprender que el copiloto haya experimentado dificultades en el control direccional de la aeronave, ya que como operador novicio, necesitaba tiempo para lograr maestría en la ejecución efectiva de la tarea de manipular de los controles del LR35. Es altamente improbable que las escasas 39.8 horas de experiencia operativa, las 2.4 horas de instrucción y la 1.4 hora de inspección le hubiesen permitido el logro de la maestría en cuestión. En definitiva, lo más probable es que las dificultades del copiloto en mantener el control direccional del LV-ZSZ resultaron de una combinación de ambas circunstancias: empuje asimétrico y escasa experiencia.

Según su testimonio, al notar la falta de respuesta del motor izquierdo y la luz ámbar L FUEL CMPTR, el piloto decidió interrumpir el despegue y le solicitó tal acción al copiloto. Siempre según el testimonio, el copiloto redujo las *PLs*, pero el motor izquierdo no respondió a la solicitud de reducción de su *PL*, lo que generó una condición de un empuje asimétrico importante. Instantes después el piloto se hizo cargo del control de la aeronave. El CVR no registra ningún intercambio verbal sobre ninguna estas acciones y decisiones.

El piloto testimonió que luego de asumir el control de la aeronave, “*cortó*” el motor izquierdo sin respuesta. No obstante evidencia de la aplicación de frenado, no se logró recobrar el control de la aeronave. Según su testimonio, en tal momento guió la aeronave a la derecha hacia el “*pasto*”. La composición de lugar es que la excursión lateral de pista fue intencional, como recurso de última instancia al no lograr control satisfactorio de la aeronave. El testimonio del copiloto amplía esta composición de lugar, manifestando que la decisión de una excursión lateral fue para evitar la excursión por el final de la pista, aledaña a una zona de densa población.

La elección de controlar la trayectoria de la aeronave mediante una excursión de pista ante la falta de control del motor izquierdo parece onerosa, siendo que había tres alternativas formales a su disposición para recuperar control del motor izquierdo, y por ende de la aeronave.

El manual de vuelo (*Airplane Flight Manual, AFM*) del LJ35 contempla específicamente la eventualidad enfrentada por la tripulación del LV-ZSZ, la sobre velocidad de motor. De acuerdo con el AFM, las acciones a realizar en caso de sobre velocidad de un motor son retrasar la *PL* del motor afectado, y de no haber respuesta, detener el motor. La evidencia obtenida por la investigación sustancia

que la *PL* del motor izquierdo no fue seleccionada a la posición de corte de combustible. Las pruebas post-accidente del sistema de combustible indicaron que el sistema funcionaba correctamente, y que el accionamiento de la *PL* izquierda sobre la traba de protección a la posición de corte de combustible hubiese detenido al motor izquierdo.

La tripulación tenía también a su disposición la alternativa de accionar la manija “T” del motor izquierdo, que hubiese cortado el flujo de combustible cerrando el para llamas del motor, tal y como lo hizo luego de la detención del motor.

Finalmente, el LJ35 está equipado, como equipo estándar, con un paracaídas de frenado (*drag chute*), ubicado en el cono de cola de la aeronave, cuyo accionamiento desacelera al avión por acción aerodinámica. El accionamiento del *drag chute* es un recurso de última alternativa, cuando la aeronave no responde a los medios normales de desaceleración. El LV-ZSZ tenía instalado el *drag chute*, y la comprobación post-accidente no identificó problemas en su operación. Durante la investigación no se obtuvo evidencia de la operación del *drag chute* ni de intención de activarlo.

En conclusión, resulta aparente que cualquiera de las tres alternativas descritas, o una combinación de ellas, hubiesen contribuido a restaurar el control del motor y de la aeronave, con consecuencias probablemente menos severas que una excursión de pista.

La franja de protección de pista

La normativa nacional en vigencia aplicable al Aeropuerto Internacional de San Fernando impone el establecimiento de una franja de protección de pista de 150 metros a cada lado del eje de la misma. Esta normativa replica obligaciones impuestas por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) en su Anexo 14 – *Aeródromos*, referentes a la operación de aeródromos.

La normativa también impone que, dentro de esta franja de protección de 150 metros a cada lado del eje de la pista, la franja de 75 metros a partir del eje de pista deberá estar nivelada, en atención a casos en que una aeronave experimente un excursión de pista.

El terreno lateral derecho de la pista 05 donde se accidentó el LV-ZSZ se encuentra en estado irregular y el resto del campo en condiciones de difícil acceso, con zanjas y badenes. La aeronave colisionó con una zanja, de sentido paralelo a la pista, lo que fue en gran medida causante de los daños a la aeronave y su incendio

Si bien la zanja en cuestión está a 80 metros de eje de la pista y por lo tanto fuera de la zona interna de protección nivelada, está dentro de la zona de protección de 150 metros.

La existencia de la zanja dentro de la zona de protección de la pista no tiene relación causal con el accidente, pero si fue determinante en la severidad resultante del mismo.

Conclusión del análisis del desempeño operativo de la tripulación

La tripulación del LV-ZSZ confrontó, el día del accidente, una condición operativa inusual, pero contemplada como parte de los procedimientos de operación de la aeronave, con respuestas de acción pre-establecidas. La aeronave estaba dotada con un dispositivo de advertencia para atraer la atención de la tripulación hacia la condición operativa presentada, y su gerenciamiento está contemplado por procedimientos operativos estandarizados proporcionados por el fabricante de la aeronave, incluidos en el AFM. Hay poco margen de dudas que la ejecución de tales procedimientos operativos estandarizados son parte de la instrucción inicial y del entrenamiento recurrente de las tripulaciones. No obstante, los desfases en el manejo de la condición operativa por la tripulación resultaron en su deterioro, hasta un punto tal de generar un desenlace cuya gravedad aparece desproporcionada con respecto a la condición de origen.

Es un tema repetido que el personal operativo es la línea final de defensa del sistema aeronáutico. En el caso de este accidente, la evidencia disponible a la investigación sugiere que los pilotos fallaron en su rol como custodios finales de la seguridad de la operación. Pero parece igualmente evidente que el sistema aeronáutico no les dotó de los medios necesarios para desempeñar tal rol efectiva y eficientemente. Por ello, el análisis pasa ahora a profundizar en los aspectos institucionales que auspiciaron tal falla.

2.3 Aspectos institucionales

Hay dos recursos fundamentales que un sistema de aviación civil tiene a su disposición como controles de riesgo de seguridad operacional: la normativa y la inspección/supervisión. El análisis de ambos recursos y su real efectividad como controles de riesgo de seguridad operacional en el contexto argentino son relevantes al análisis de este accidente.

Las exigencias de certificación de piloto y copiloto para aeronaves de más de 5.700 kilogramos de peso máximo de despegue que requieren dos tripulantes por certificación están contempladas en las RAAC 61. Las mismas no estipulan diferencias de consideración en los contenidos de formación que los postulantes a cada una de estas dos funciones debe completar a los efectos de su respectiva certificación, según se expone la sección 1.18.

La RAAC 61.63, *Habilitación de aeronaves*, establece los mismos contenidos teóricos para la habilitación de piloto o copiloto. En cuanto a la formación práctica, la norma establece que tanto piloto como copiloto deben 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, pero agrega la excepción que, para el copiloto, en casos que la autoridad aeronáutica lo autorice se permitirá el curso y el examen en el avión. La justificación de esta excepción y la diferencia que involucra no es explícita en la RAAC 61.63, ni resulta obvia.

Por su parte, la RAAC 61.32 estipula los requerimientos de instrucción adicional para ciertas aeronaves, esencialmente, aeronaves complejas. La introducción de requerimientos de instrucción específicos para aeronaves complejas es una sensible precaución para que los pilotos que operen aeronaves con condiciones de performance, operación de sistemas o equipos particulares tengan el grado de conocimientos y destrezas que aseguren una operación segura.

La norma tipifica a las aeronaves presurizadas que pueden operar a gran altitud, tal como el LJ35, como aeronaves complejas. La norma establece que ningún titular de una licencia podrá desempeñarse como piloto o copiloto de una aeronave presurizada que tiene un techo de servicio de 25.000 pies (MSL) o superior si ha recibido instrucción en vuelo impartida por un instructor de vuelo que cuente con esta adaptación en una aeronave presurizada, o en un entrenador sintético de vuelo que sea representativo de la aeronave presurizada en cuestión. Específicamente, la norma individualiza la necesidad de instrucción en operaciones de vuelo en crucero normal volando por encima de los 25.000 pies (MSL); en procedimientos apropiados de emergencia para simular una descompresión rápida, (sin despresurizar realmente la aeronave); y en procedimientos simulados de descenso de emergencia.

Finalmente, la RAAC 61.55 *Habilitación de copiloto*, establece los siguientes requisitos mínimos de instrucción en vuelo para la habilitación en tal función: 3 despegues y 3 aterrizajes completos efectuados como único operador de los controles, y procedimientos y maniobras con un motor inoperativo mientras ejecute las responsabilidades de piloto.

A simple lectura, la compatibilización de los distintos requerimientos para la habilitación en la función de copiloto entre la RAAC 61.32 y la RAAC 61.35 no resulta obvia, por lo menos para el caso del copiloto de una aeronave como el LJ35. La RAAC 61.32 estipula condiciones tales como descompresión rápida, y maniobras como descenso de emergencia, que no pueden ser practicadas dentro de las exigencias establecidas por la RAAC 61.55. Si bien es cierto que la RAAC 61.55 establece exigencias *mínimas*, usos y costumbres pueden convertir estas exigencias mínimas en exigencias normales. En todo caso, y en la situación específica de la habilitación del copiloto del vuelo del accidente, es difícil advertir como los requerimientos de las RAAC 61.55 y 61.32 puedan haberse cumplido dentro del plazo de las 2.4 horas de instrucción de vuelo recibidas.

Menos evidente aún resulta el criterio aplicado por la autoridad aeronáutica, bajo las previsiones de la RAAC 61.63, para permitir que el curso del LJ35 para el copiloto se realizase en el avión. La aplicación del criterio de excepción puede resultar evidente cuando el piloto es un profesional experimentado, y/o la aeronave en cuestión es de características similares a otras aeronaves en la que pudiese tener experiencia. Ninguna de estas condiciones estaba dada con el copiloto del LV-ZSZ, quien era un operador novicio.

La investigación tuvo acceso a información respecto de práctica informal corriente en el sistema nacional, que representa una aparente distorsión en la aplicación de las RAAC 61. Según esta práctica informal, en el caso de aeronaves que requieren habilitación de tipo, el piloto recibe capacitación formal en un organización de entrenamiento aprobada, incluyendo instrucción teórica y simulador de vuelo, mientras que el copiloto recibe capacitación “doméstica”, que incluye instrucción teórica dictada por un colega, e instrucción de vuelo limitada a tres despegues y aterrizajes.

El desbalance entre la necesidad de desarrollar conocimientos y competencias para el desempeño efectivo y eficiente como copiloto de aeronaves complejas, y el abastecimiento de tales necesidades es evidente: quien por lógica tiene mas conocimientos y experiencia recibe mayor capacitación; quien por lógica tiene menos conocimientos y experiencia recibe menor capacitación. La conclusión es obvia: para la operación de aeronaves que requieren dos pilotos por certificación, la instrucción a recibir debe ser la misma para ambos pilotos.

La perspectiva subyacente a esta práctica parece reflejar la visión del pasado en la que el copiloto era un aprendiz cuya única función abordo era ayudar al piloto cómo y cuándo así se le pidiese. De ser así, esta perspectiva y la práctica establecida están de contramano con la visión contemporánea de la tripulación de vuelo como un equipo homogéneo, y conlleva el potencial de deterioro en la operación segura

de aeronaves que requieren dos pilotos por certificación. En el caso de aeronaves de alta performance y con sistemas complejos, esta perspectiva puede resultar letal, tal como este accidente lo demuestra.

En cuanto a los exámenes de vuelo, la ANAC ha publicado un documento que describe los estándares para la realización de exámenes prácticos en aeronaves, pero los estándares de vuelo en cuestión no incluyen aeronave tipo con peso mayor a 5700 kg. La investigación no pudo establecer cuáles son los estándares que sirven de patrón para los inspectores de la ANAC y de guía para los pilotos, en el caso de exámenes de vuelo llevados a cabo en aeronaves como el LJ35.

En lo concerniente a la inspección/supervisión de las operaciones, los desfasajes entre los requerimientos para las operaciones bajo las RAAC 135, *Requerimientos de operación: operaciones no regulares – Internas e internacionales*, y las RAAC 91, *Reglas de vuelo y operación general*, son motivo de preocupación debido a sus potenciales consecuencias en la seguridad operacional.

Según el andamiaje normativo prevaleciente, una misma aeronave puede ser operada bajo requerimientos y exigencias normativas sustancialmente diferentes según la operación se ampare bajo las RAAC 135 (mas severas) o las RAAC 91 (menos exigentes).

El criterio de aplicación de una u otra es económico y no operativo. Las RAAC 135 permiten operaciones remuneradas, las RAAC 91 no lo permiten. En función de ello, unas son mas exigentes que las otras, aun cuando la aeronave y las exigencias operativas en cuestión sea la mismas. A título ilustrativo, se ofrecen dos ejemplos.

El LV-ZSZ había sido operado por TOP AIR S.A bajo las RAAC 135 por un tiempo, durante el cual debió cumplir las estipulaciones de mayor exigencia que las RAAC 135 imponen. Por ejemplo, bajo las RAAC 135, TOP AIR S.A. debió establecer tener un manual de operaciones aprobado por la ANAC. El capítulo 8 del manual de operaciones de TOP AIR S.A. incluye el siguiente procedimiento, que es consistente con lo presentado sobre el tema en la parte del análisis sobre el desempeño operativo de la tripulación:

1.2 Cuando el Copiloto realiza el despegue, el Comandante deberá mantener su mano sobre los aceleradores hasta que la aeronave haya despegado, se observe una indicación de ascenso positivo y se haya establecido una actitud de ascenso normal. En ese momento el Comandante deberá indicar al Copiloto que asuma el control de los aceleradores.

Así, de haber estado operando bajo las RAAC 135, y de haberse respetado el procedimiento, el piloto hubiese estado a cargo de las *PLs*, probablemente propiciando así una reacción más rápida a la situación inusual de control presentada. Pero como TOP AIR S.A. estaba, al momento del accidente, operando bajo las RAAC 91, no era necesario que tuviese manual de operaciones, y por lo tanto el procedimiento descrito no era de observación obligatoria.

La operación de un LJ35 bajo las RAAC 135 impone la obligatoriedad de tener instalado un equipo grabador de datos de vuelo (FDR) en la aeronave. La operación de la misma aeronave bajo las RAAC 91 libera de tal obligación. La duplicidad de estándares es obvia. Pero mas allá de la duplicidad de estándares en sí misma, la situación genera ribetes que impactan en la seguridad operacional. La información generada por el FDR es de gran valor para la investigación de accidentes e incidentes. La falta de un FDR en el LV-ZSZ, si bien concordante con las RAAC 91, privó a la investigación de información vital para precisar con mayor detalle las circunstancias en torno al accidente, detalle de gran valor a los efectos de prevención de accidentes.

En conclusión, la existencia de dos juegos de reglas aplicables a las mismas situaciones abre las puertas a la duplicidad de estándares en cuanto al cumplimiento y la vigilancia de los estándares. Un juego de reglas se aplica a una situación, y un juego de reglas sustancialmente diferentes se puede aplicar para exactamente la misma situación.

La seguridad de la operación de una aeronave –desde el punto de vista normativo– no debe estar predicada sobre la base de un estatus normativo individual transitorio. Un estatus normativo no modifica las potenciales consecuencias operativas de la interacción de la aeronave con otros componentes del sistema aeronáutico. La disminución en la exigencia de los estándares reglamentarios a aeronaves por el simple hecho de un cambio de estatus normativo, particularmente en el caso de aeronaves que realizan transporte de pasajeros, rentado o gratuito, supone un evidente desmedro del valor de la normativa como defensa del sistema aeronáutico.

Las alternativas para modificar la situación son igualmente evidentes: o se elimina la duplicidad en su origen, unificando requerimientos normativos y eliminando la duplicidad, o se ejercita una supervisión estricta para garantizar que la duplicidad de estándares no opere en deterioro de la seguridad operacional. En este sentido, no se pudo establecer de manera fehaciente el grado de supervisión ejercida por la ANAC a TOP AIR S.A en sus operaciones bajo las RAAC 91.

En definitiva, el análisis del accidente del LV-ZSZ evidencia un entorno institucional en el cual la normativa cuya fundamentación no aparece obvia, distorsión normativa producto de prácticas informales, y un andamiaje normativo que auspicia la duplicidad de estándares generaron un entorno operativo en el cual se potencializaron lapsos en el desempeño del personal de primera línea, desencadenando así el accidente.

3. CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

La aeronave reunía las condiciones de aeronavegabilidad establecidas por la normativa en vigencia.

La masa y el centro de gravedad de la aeronave correspondían a los límites prescritos por el AFM.

La tripulación estaba certificada según los requisitos de la normativa vigente.

No hubo evidencias de incapacitación o de factores fisiológicos que afectasen a la actuación de la tripulación de vuelo.

La meteorología y las radiocomunicaciones con el servicio de control aéreo no tuvieron influencia en el accidente.

La realización de las listas de verificación y de los procedimientos relacionados con la operación de la aeronave no observó el rigor que corresponde, de acuerdo con estándares de operación establecidos para el tipo de aeronave.

La tripulación inició el ciclo de arranque del motor izquierdo sin información de presión de aceite del motor.

Hubo problemas con el funcionamiento del sistema de intercomunicación de la cabina de pilotaje.

El rodaje e ingreso a pista fueron normales.

El sistema de combustible del motor izquierdo operó, en cuanto a sus protecciones y advertencias a la tripulación, de acuerdo con los criterios de diseño y certificación.

La luz ámbar de “L FUEL CMTR” se encendió cuando N1 alcanzó y/o superó el 101%.

El motor izquierdo tuvo una aceleración no comandada y no hubo respuesta inicial a las solicitudes de reducción del comando de empuje.

La causa más probable de la aceleración no comandada, la subsiguiente condición de sobre velocidad, y la falta de respuesta a los comandos de la *PL* durante 30 segundos de la carrera de despegue, fue una contaminación por partículas retenidas presentes dentro de la FCU.

La contaminación se trató de una condición aleatoria de corta vida, tal lo demuestra la circunstancia que luego de aproximadamente 30 segundos la *PL* recuperó el control del motor izquierdo.

El empuje diferencial entre los motores generó problemas de control direccional de la aeronave a la tripulación.

La tripulación no aplicó el procedimiento previsto en el AFM para controlar la situación presentada por la sobre velocidad del motor izquierdo.

La tripulación no recurrió a procedimientos alternativos a su disposición que hubieran contribuido a lograr el control de la aeronave.

La aeronave experimentó una excursión de pista, por el lado derecho de la misma.

El motor izquierdo comenzó a responder a las solicitudes de su *PL* luego de la excursión de pista.

Luego de la excursión de pista, la tripulación detuvo los motores utilizando la manija "T".

La aeronave fue destruida por las fuerzas de impacto y por el posterior incendio.

Los tripulantes abandonaron la aeronave por sus propios medios y sin lesiones.

El SEI acudió al lugar del accidente y extinguió el incendio según pautas establecidas.

El SEI tuvo dificultades para acceder al lugar del accidente por las obstrucciones del terreno.

La normativa en vigencia para la habilitación en aeronaves que requieren dos pilotos por certificación es ambivalente.

Existe una práctica informal instalada en la industria que va en desmedro y distorsiona la aplicación de la normativa en vigencia para la habilitación en aeronaves que requieren dos pilotos por certificación.

La posibilidad ofrecida por el andamiaje normativo existente bajo las RAAC 91 y RAAC 135 de operar una misma aeronave bajo exigencias diferentes genera la posibilidad de dualidad en la aplicación de estándares de seguridad operacional.

No existen estándares establecidos que sirvan de patrón para los inspectores gubernamentales y de guía para los pilotos en el caso de exámenes de vuelo llevados a cabo en aeronaves como el LJ35.

3.2 Conclusiones del análisis

En un vuelo de aviación general, durante la carrera de despegue, se produjo la excursión de pista del LJ35 LV-ZSZ, por el lateral derecho de la misma, y el posterior incendio de la aeronave. El accidente se debió a la combinación de los siguientes factores:

- La aceleración no comandada del motor izquierdo al inicio de la carrera de despegue;
- La falta inicial de respuesta del motor izquierdo a las solicitudes de la *PL* correspondiente;
- Las dificultades de la tripulación en gestionar una condición inusual de la aeronave de acuerdo con pautas establecidas en el AFM;
- La ambivalencia en la normativa existente para la habilitación de copiloto en aeronaves que requieren dos pilotos por certificación; y
- La dualidad en la aplicación de estándares de seguridad operacional auspiciada por el andamiaje normativo existente.

Aunque sin relación de causalidad, el estado de la franja de protección de la pista 05/23 en el Aeródromo San Fernando contribuyó a la severidad del accidente.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la ANAC

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

- *Reevaluar y corregir las provisiones 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.*

La congruencia en la normativa existente como control de riesgo de seguridad operacional es fundamental si la normativa ha de cumplir su rol de defensa del sistema aeronáutico. Por ello, se recomienda:

- *Adoptar las medidas del caso para garantizar que la dualidad de estándares de seguridad operacional auspiciados por la existencia de sistemas de normas paralelos (RAAC 91 y RAAC 135) que permiten operar una misma aeronave bajo exigencias diferentes no se conviertan en desmedro de la seguridad operacional. Esencial en estas medidas es la aplicación de rigurosos estándares de inspección y supervisión de operaciones bajo los sistemas de normas paralelos.*

La más efectiva inspección de vuelo sólo es posible si se realiza bajo estándares establecidos que sirvan de patrón para los inspectores gubernamentales y de guía para los pilotos. Por ello, se recomienda:

- *Definir y publicar estándares que sirvan de patrón para los inspectores gubernamentales y de guía para los pilotos para las inspecciones en vuelo de aeronaves tipo de más de 5700 kg de masa máxima de despegue.*

4.2 Al operador del Aeródromo San Fernando

El estado del terreno en la franja de seguridad de las pistas es determinante primario del potencial daño que pueden llegar a experimentar las aeronaves en caso de excursión de pista así como de la facilidad del acceso del SEI al lugar del accidente. Por ello, se recomienda:

- *Adoptar las acciones tendientes para que el estado del terreno aledaño a la pista 05/23 facilite la detención intacta de aeronaves en caso de excursiones de pista, así como el más rápido acceso para las trayectorias del SEI.*
-

5. REQUERIMIENTOS ADICIONALES

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

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC) Av. Azopardo 1405, esquina Av. Juan de Garay

(C 1107 ADY) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección Email: info@anac.gov.ar

BUENOS AIRES,

Investigador: Sr. Jorge BOSCH

Investigador: Sr. Ricardo BRESSAN

Investigador: Sr. Martín NAVARRO

ADJUNTO - A

A-1 Comprobación de la continuidad y posición del comando de acelerador.

Se comprobó la continuidad y posición del comando de acelerador entre la cabina y la FCU (Fuel Control Unit) P/N 3070800-22, S/N A5349CT perteneciente al motor N°1 Modelo TFE731-2C-2B, P/N 3070170-1, S/N P-89292C.

- ✓ Con la palanca de acelerador colocada en posición cortada, en la cabina de vuelo, se observó 0° grados en su respectiva ventana en la unidad de control de combustible (FCU) Fig. 7.



Fig. 7

- ✓ Con la palanca de acelerador colocada en posición (IDLE), en la cabina de vuelo, se observó 20° grados en su respectiva ventana de la unidad control de combustible (FCU) Fig 8.



Fig. 8

- ✓ Con la palanca de acelerador colocada en posición de máxima potencia (full) se observó 120° grados en su respectiva ventana de la unidad control de combustible (FCU) fig 9.



Fig. 9

- En dichas comprobaciones no se observaron novedades.

A-2 Comprobación del funcionamiento de los inversores de empuje.

- ✓ Con el comando de los inversores de empuje aplicado, se observó 43° grados en su respectiva ventana de la unidad control de combustible (FCU)

El funcionamiento en forma manual fue comprobado mediante el uso de un botellón portátil de nitrógeno (para liberar trabas interiores y exteriores) y una manija manual de velocidad para manejar el mecanismo y poder verificar el funcionamiento mecánico adecuado.



Fig. 10

- No se observaron anomalías del mecanismo de los inversores de empuje.

A-3 Inspección visual del motor.

El extremo del borde de ataque de tres alabes del fan del motor N°1 se encontraron doblados en dirección opuesta a su rotación.



Fig. 11

No se encontraron pruebas visibles de daños por objeto extraños o daños por sobre temperatura en el rotor de turbina trasero del motor izquierdo.

No se encontraron pruebas visibles de daños por objeto extraños en el compresor.

Se verifico el libre rodamiento del motor en forma manual sin presentar rozamiento o posible engranamiento.

A-4 Inspección y análisis de filtros.

Se retiró el filtro de aceite, filtro de combustible de alta P/N 897830-1 y los dos filtros de combustible de baja P/N 6600489-1. Se tomaron muestras de aceite en la entrada del filtro y muestras de combustible en la entrada y salida del filtro de baja, estas muestras fueron enviadas al LEM (laboratorio ensayo de material) para su análisis.

El informe enviado por el LEM indico que el aceite cumplía con las especificaciones y no se encontraba contaminado. Se controló el testigo del filtro aceite por obturación sin novedad. Los residuos encontrados retenidos en el filtro en muy poca cantidad fueron (aluminio, carbón, hierro, material sintético tipo sellante).

El filtro de combustible de alta P/N 897830-1 presento un estado normal, con una cantidad de residuo encontrado de 10,6 mg, el tipo de material removido es (silicona, fibra, aluminio y material sintético tipo sellante).

El filtro de combustible de baja P/N 6600489-1 presento un estado normal, con una cantidad de residuo encontrado de 17,3 mg en el filtro izquierdo y 39,1 mg en el derecho, el tipo de material removido es (sílice, carbón, fibras, aluminio y hierro).

Las muestras de combustible enviadas al LEM dieron como resultado APTA.

A-5 Inspecciones y análisis realizados por el representante acreditado de la NTSB de los componentes enviados.

Se desmontó el motor N°1 Modelo TFE731-2C-2B, P/N 3070170-1, S/N P-89292C conjuntamente con las DEEC P/N 2119020-4004 de ambos motores derecho S/N 110-CM0186 serie 5 e izquierdo S/N N°1 110-CM0185 serie 5 y se envió estas partes al representante acreditado de la NTSB. El mismo bajo supervisión como estado de diseño y fabricación de la aeronave y los motores dispuso él envió a la fábrica Honeywell EE.UU, donde se realizó su inspección y extracción de datos.

De acuerdo a lo informado por representante acreditado de la NTSB, se realizaron las siguientes inspecciones y análisis de las partes enviadas.

A-6 Datos extraídos de las DEEC.

Los datos descargados de los DEEC (apéndice A y B) (ver punto 1.18) indicaron que el motor izquierdo, número de serie P-89292C, experimentó una aceleración no comandada durante la carrera de despegue y no respondió a las entradas de ángulo de palanca de potencia durante aproximadamente 30 segundos, después del cual el motor volvió a ralentí durante un período en el que no hubo cambio en PLA. Los datos fueron revisados por el sector de ingeniería de Honeywell y se tomó la decisión de realizar un examen limitado del motor izquierdo.

Los datos extraídos de las DEEC incluyen excesos de tipo I y II.

- a) Los excesos del tipo I son transitorios, y los mismos no requieren inspección.
- b) Con los excesos del tipo II se debe hacer una referencia cruzada en el manual de mantenimiento de la luz del motor para determinar si se requiere una inspección (es decir, inspección por sobre velocidad, o una inspección por sobre temperatura).

Durante la carrera de despegue, se avanzó PLA (Fig. 12) desde un rango de $PLA < 26$ grados a una configuración PLA de $105 \leq PLA < 117$ para el motor izquierdo y $95 \leq PLA < 105$ para el motor derecho. Durante el avance de PLA para la potencia de despegue, la velocidad N1 para el motor izquierdo fue $N1 \geq 101$ por ciento mientras que la velocidad N1 del motor derecho fue $90 \leq N1 < 95$ (Fig. 12). ITT para el motor derecho fue $\geq (mx+10)$ grados mientras que ITT para el motor izquierdo fue de un rango de $(mx-200)$ a $(mx-100)$ grados.

Aproximadamente veinte segundos después del avance PLA para la potencia de despegue, la configuración PLA para los dos motores se redujo a $PLA < 26$. Los parámetros del motor izquierdo no aumentaron ni disminuyeron con ajustes al ángulo de la palanca de potencia. La reducción en PLA provocó una disminución correspondiente en los parámetros del motor para el motor derecho (Fig. 12).

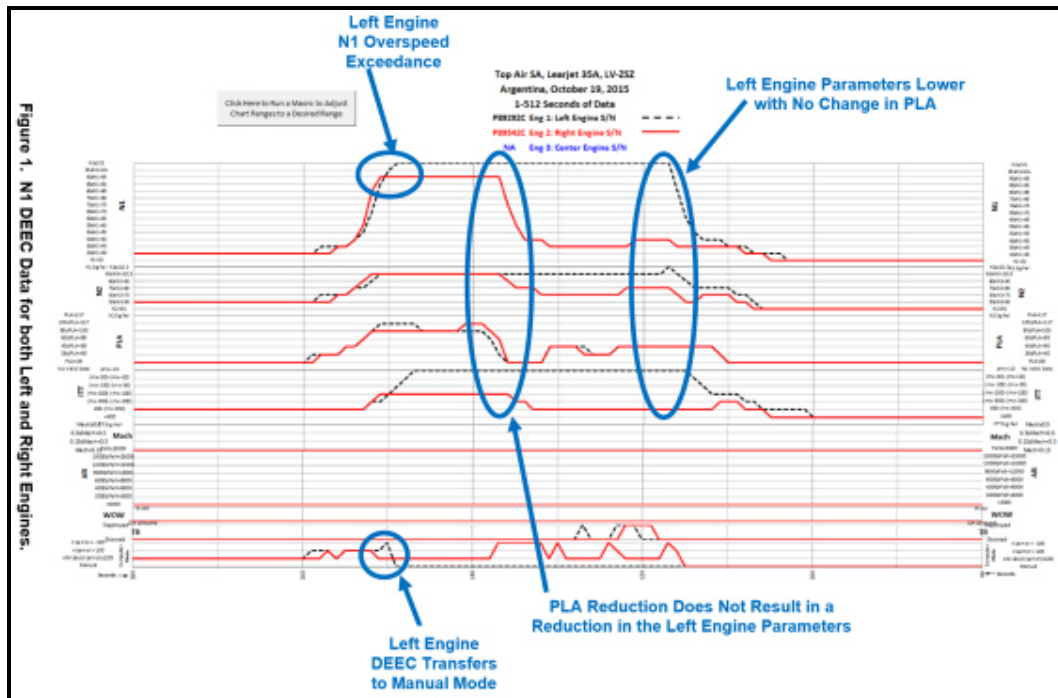


Fig. 12 - Diagrama de parámetros obtenidos de ambas DEEC.

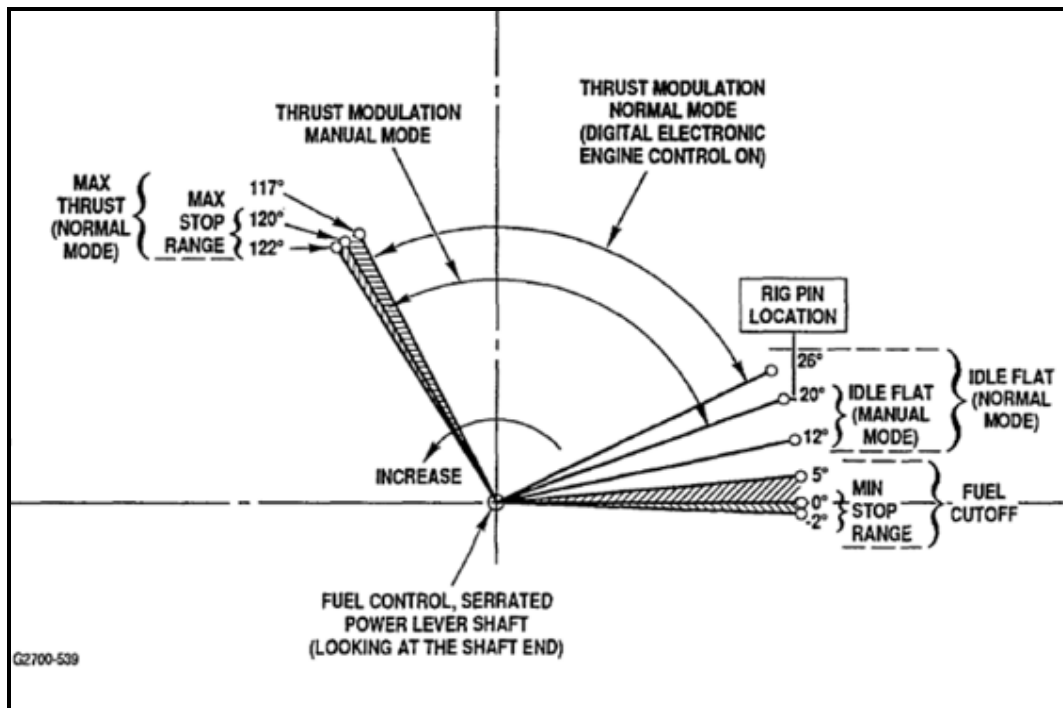


Fig. 13 – Rango de accionamiento de la PLA.

A-7 Exámenes de la unidad de control de combustible.

La unidad de control del combustible (FCU) N° de serie A5349CT fue sometido a cinco exámenes en Honeywell Aerospace.

- ✓ El primer examen se realizó en banco un pasaje de fluido por la unidad de control de combustible FCU recolectando la totalidad del mismo, no había restos visibles de contaminación en el fluido recolectado (apéndice D). Cabe destacar que el solenoide de cierre de sobre velocidad, el solenoide de modo manual, el regulador de modo manual, el ángulo de cierre de PLA y las características del regulador de sobre velocidad de la FCU, todos estaban operativos (apéndice C). Un hallazgo notable fue que los flujos de combustible al comienzo de la prueba fueron bajos, lo que indica una pérdida desde la presión de entrada a la presión de retorno. Hubo un hallazgo adicional de una pulsación neumática que fue audible desde el drenaje neumático del modo manual durante la prueba del regulador de sobre velocidad. **La FCU cumplió los requisitos de ensayos del regulador de sobre velocidad.**
- ✓ El segundo examen a la FCU, consistió en una prueba operativa TI de combustible. Los flujos de combustible de entrada (Apéndice E, Puntos de prueba 14 y 15a) fueron bajos como se observó en el primer examen. Durante el examen se percibió una pulsación neumática audible durante la prueba del regulador de sobre velocidad, **pero otra vez cumplió los requisitos de ensayos del regulador de sobre velocidad.**
- ✓ El tercer examen de la FCU consistió en una tomografía computarizada (CT). Se notó una sombra gris sobresaliendo del orificio P1-Pb (ver punto 1.18). Se observó que la bobina de la válvula de derivación estaba asentada y el resorte de retorno de derivación estaba intacto sin espirales tocándose entre ellos (Fig. 14).

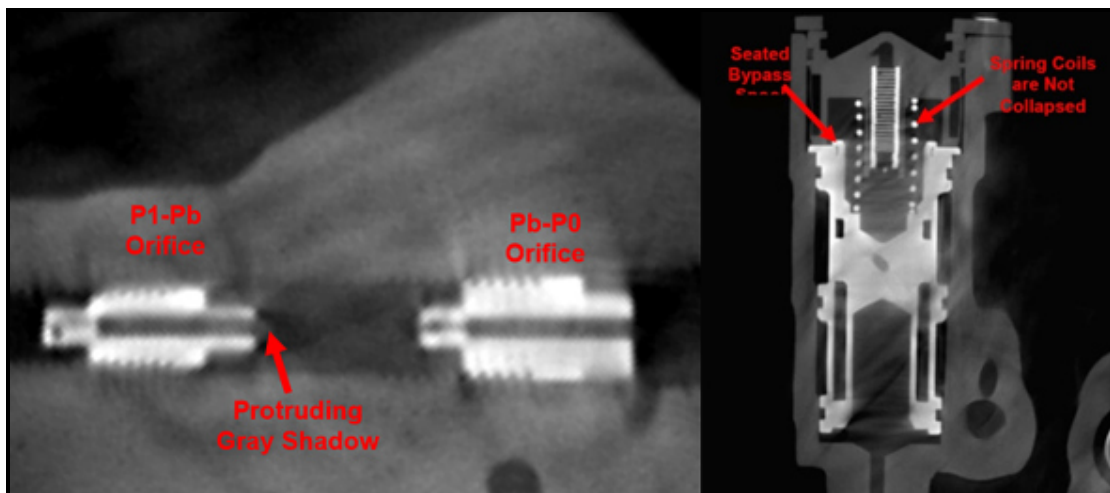


Fig. 14 – Tomografía computarizada.

- ✓ Durante el cuarto examen, se quitaron la válvula de derivación, los orificios P1-Pb y Pb-P0 y el inyector del sensor de torque de la FCU (apéndice F).

No se pudo ver luz a través del orificio P1-Pb (Fig 15). Se encontró una pieza de restos de aluminio anodizado de .028" por .033" por .0134" (Fig. 16), consistente con Aluminio 355

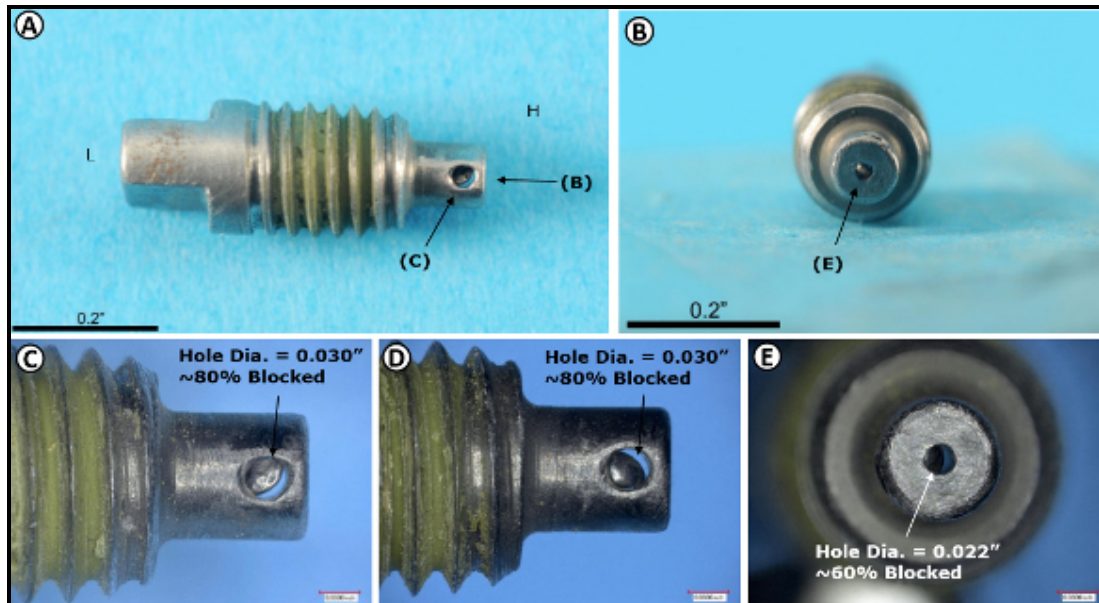


Fig. 15 – Orificio P1-Pb.

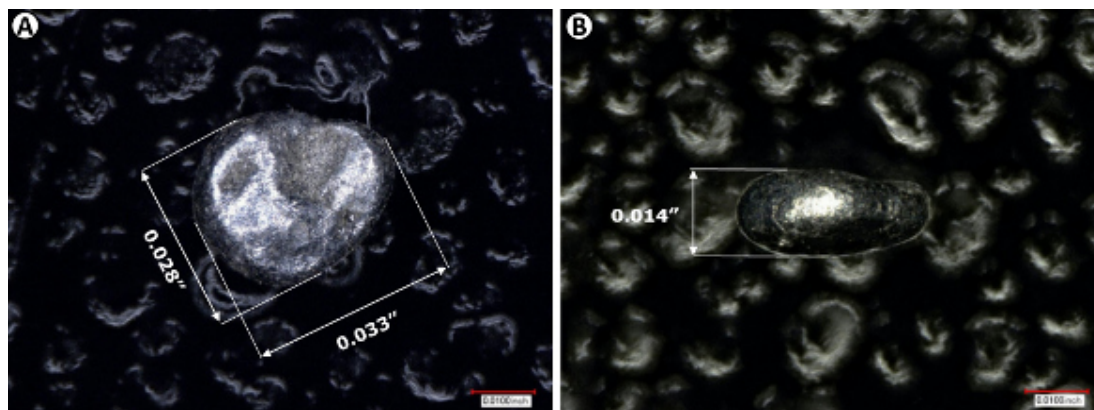


Fig. 16 – Restos de aluminio anodizado.

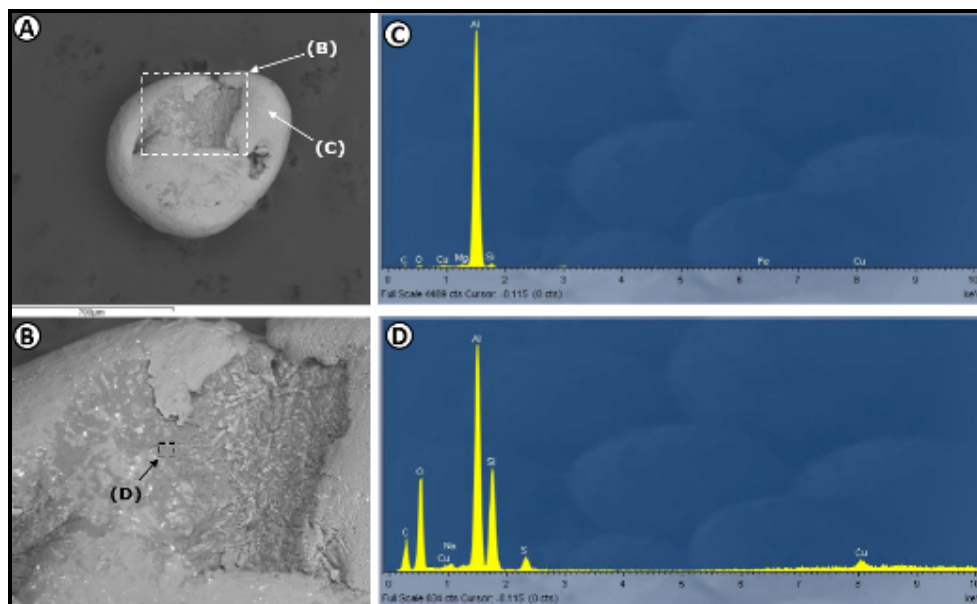


Fig. 17 – Analisis espectral del material.

Se pudo ver luz a través del orificio Pb-P0 (Fig. 18) No se encontraron restos en el orificio Pb-P0

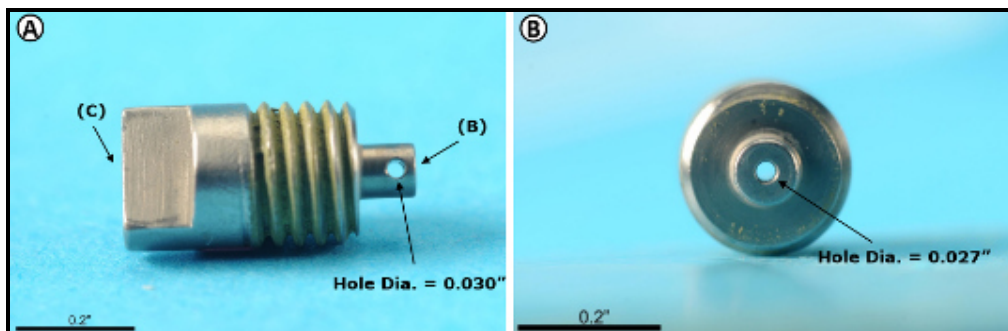


Fig. 18 – Orificio Pb-P0.

Se pudo ver luz a través del orificio del inyector del sensor de torque. (Fig. 19).

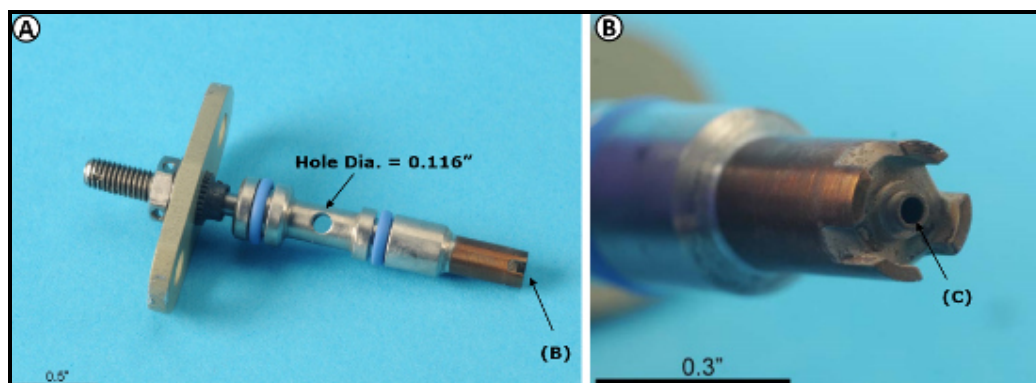


Fig. 19 – Sensor de torque.

La carcasa de la válvula de derivación fue lavada con solvente, el solvente se recolectó y se hizo pasar por una prueba de filtro encontrando las siguientes partículas.

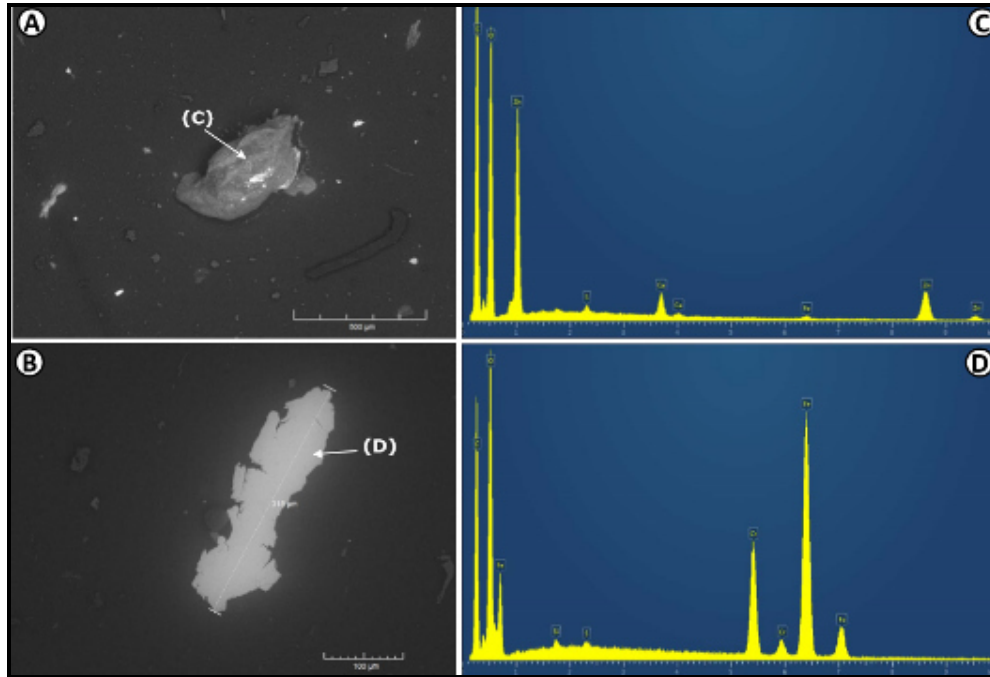


Fig. 20 – Analisis espectral del material

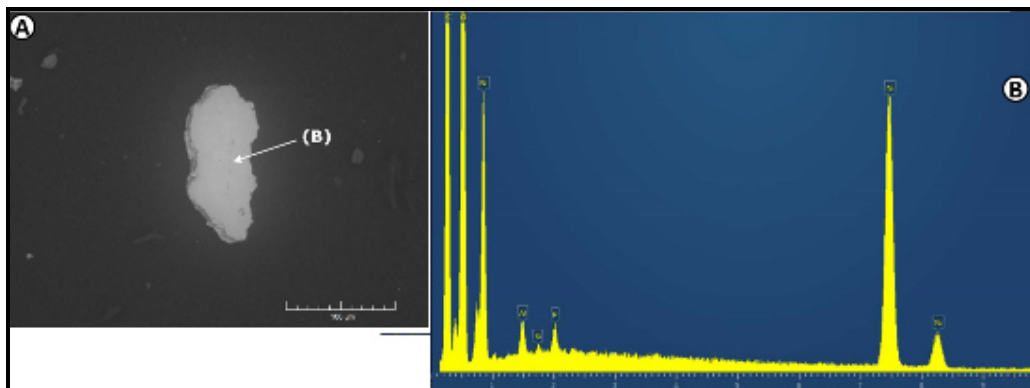


Fig. 21 – Analisis espectral del material

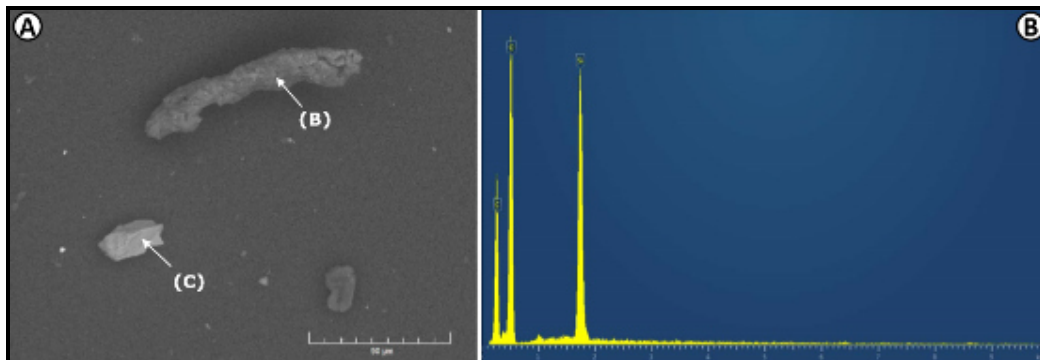


Fig. 22 – Analisis espectral del material

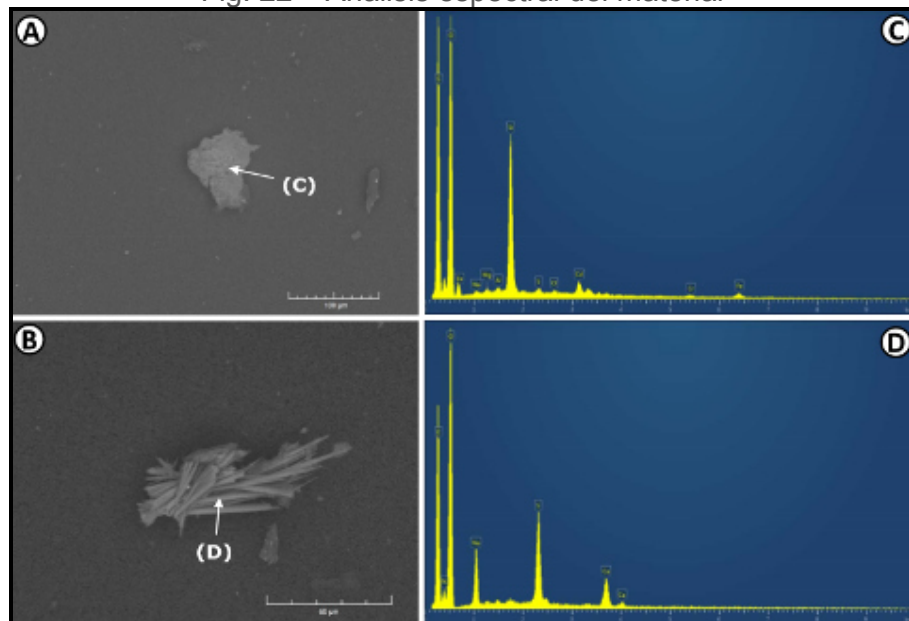


Fig. 23 – Analisis espectral del material

Se entregaron los orificios y las muestras de filtro para un examen metalúrgico

- ✓ Durante el quinto examen la unidad de control de combustible se desarmo completamente.
Se identificaron restos en la bobina de la válvula dosificadora en el área del servo (Fig. 24)

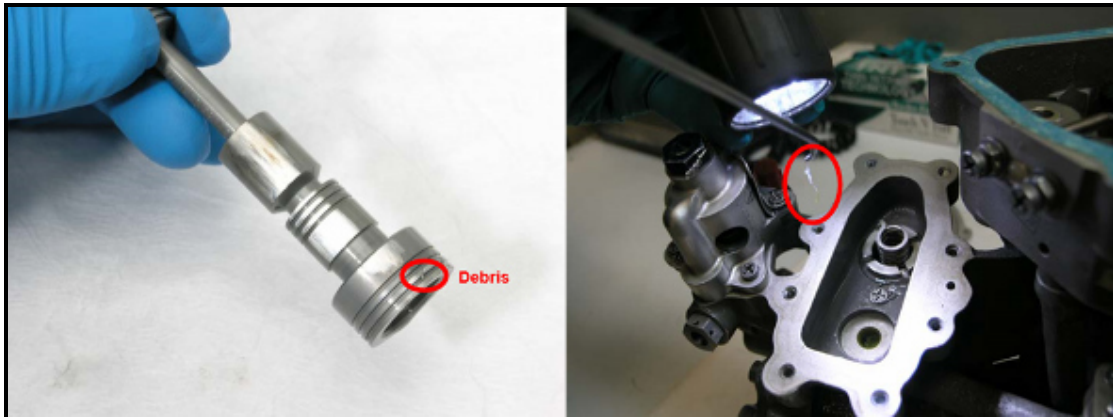


Fig. 24 – Analisis espectral del material

Un o-ring del vástago de la válvula dosificadora que separa el combustible de alta presión P1 del combustible de baja presión P0 tenía un segmento faltante (Fig. 25). Se encontraron partículas de o-ring en la criba de retorno de combustible de derivación (Fig. 25). El daño del o-ring podría ser el origen de los bajos flujos de combustible de entrada que se experimentaron cuando la FCU se probó funcionalmente después del accidente. El o-ring dañado permite que el combustible P1 de alta presión sangre combustible P0 de baja presión. La presión P1 no aumentaría tan rápidamente especialmente a velocidades de rotación bajas (comienzo). Mientras las velocidades del rotor del motor aumentan, la pérdida se transforma en insignificante comparada con la presión del suministro del combustible que aumenta rápidamente.

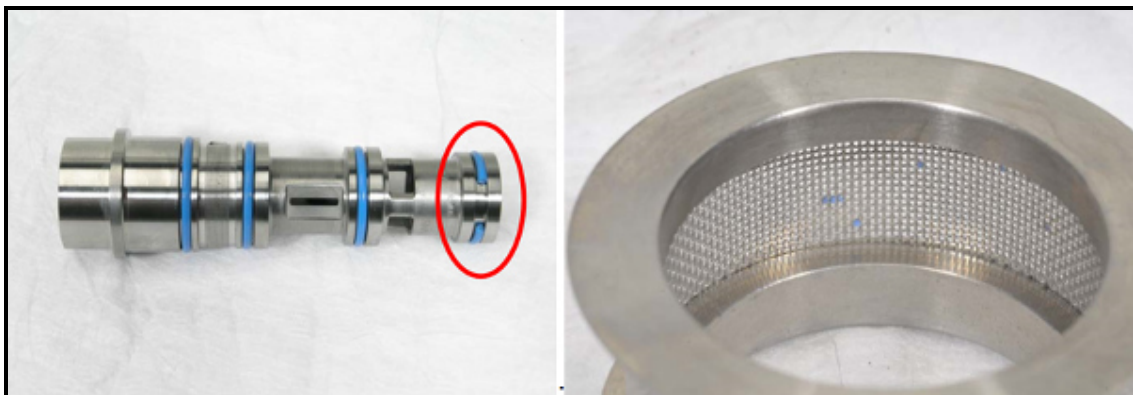


Fig. 25 – Segmento faltante / restos de o-ring

A-8 Registros de mantenimiento del motor.

De acuerdo al historial del motor N°1 Modelo TFE731-2C-2B, P/N 3070170-1, S/N P-89292C la FCU número de serie A5349CT se modificó la configuración de número de parte 3070800-11 a 3070800-22 el 24 de noviembre de 2006 (Apéndice G). Se instaló el control de combustible A5349CT en el motor P-89292 el 4 de enero de 2007. Las horas TG y los ciclos TG para el motor S/N P89292 el 4 de enero de 2007 fueron 8376,5 horas y 6808 ciclos, respectivamente. El motor S/N P-

89292 era un motor de alquiler que se instaló en al menos diez aeronaves desde enero de 2007 hasta marzo de 2011. Los registros indican un patrón constante de preservar el sistema de combustible del motor después del retiro de la aeronave.

De acuerdo al historial del motor la actividad más recientes indican que la última operación del motor sucedió el 10 de marzo de 2014 (horas TG 10.619,4, Ciclos TG 8260). El motor completó una Inspección Periódica Mayor (MPI) el 22 de septiembre de 2014 (TSN 10.619,4, CSN 8260). Los historiales indican una correcta preservación del motor a largo plazo durante la actividad de mantenimiento MPI (Apéndice G). La última actividad del motor antes del accidente ocurrió el 19 de octubre de 2015 (horas TG 10.623,6, ciclos TG 8264).

El día 26-01-15 el taller 1B-203 (División Turbos) brindó asistencia a la instalación del motor, según LMM72-02-01 REV. 10. Se realizó despreserbado, verificación por pérdida, ajuste de fuel control manual, testeo de overspeed system, verificación de presión de aceite, chequeo de DEEC modo manual y bajada de datos de DEEC.

A-9 Descripción del control DEEC.

Los motores turbofan TFE731 usan un control electrónico de combustible. Estas señales son procesadas para brindar un arranque automático, control de velocidad, libre aceleración sin riesgo de pérdida en el compresor, y brindar protecciones de temperaturas y velocidades de motor excesivas. Esta unidad posee un control automático como así también un control manual de soporte que se logra mediante la FCU.

En modo automático, la presión de descarga del compresor (Pcd) configura el área de medición de combustible. El control electrónico comanda un sensor de torque que configura la presión diferencial en el área de medición (es decir, P1-P2 en la Fig. 25). El sensor de torque configura las proporciones de combustible (W_f/P_{cd}) al motor. En modo automático, el punto de referencia del motor se calcula de la temperatura total (Tt2), la presión total (Pt2), y las entradas del ángulo de la palanca de potencia (PLA). También se logra un límite automático para la velocidad del FAN (N1) y la velocidad de la turbina (N2), como así también un límite para la temperatura de la turbina intermedia (ITT). La programación del combustible temporal, y la operación automática de las válvulas de sangrado garantizan la operación dentro de los límites de los gases de salida para prevenir el riesgo de pérdida de compresión, mientras logran los tiempos de respuesta temporales requeridos.

En modo manual, el sensor de torque se apaga, y configura la presión diferencial a un valor fijo. El solenoide de modo manual pierde potencia, lo que resulta en la reconfiguración del regulador de contrapeso mecánico de un 105 por ciento N2 a un valor que depende de la posición de PLA. El regulador de contrapeso logra el control del motor modulando la presión que se usa para configurar la posición de la válvula dosificadora entre un máximo de presión de descarga del compresor (Pcd) y un mínimo de $0.53 \cdot P_{cd}$. En modo manual, solo la velocidad N2 y PLA se utilizan como entradas para la configuración de la potencia.

A-10 Descripción del sistema de combustible del motor.

El sistema de combustible consiste en una bomba de combustible, una válvula de control de calentador de combustible, un calentador de combustible, una unidad de control de combustible, una válvula limitadora (limitador Pcd) de presión (P3), transmisor de flujo de combustible, radiador de aceite/combustible, divisor de combustible, y conjunto múltiple de combustible.

La bomba de combustible es una bomba de doble etapa. La primera etapa es un diseño centrífugo y la segunda etapa es un diseño de tipo álabe de alta presión. La bomba brinda combustible presurizado de alto volumen a la unidad de control de combustible. El control de combustible mide el combustible necesario para soportar el proceso de combustión y devuelve el exceso de combustible a la bomba de combustible.

Una válvula de derivación dentro del control de combustible determina la cantidad de combustible en exceso que regresa a la bomba de combustible. La cantidad de combustible derivado es una función de las presiones del combustible ejecutada en la bobina de paso. El combustible de presión P_b , junto con la fuerza de resorte, tienden a forzar hacia abajo la bobina de derivación, lo que provoca el cierre de la válvula y limita la cantidad de combustible que vuelve a la bomba de combustible (Fig. 27). El combustible de presión P_m tiende a forzar la bobina de paso hacia arriba, lo que provoca la apertura de la válvula y aumenta la cantidad de combustible que regresa a la bomba de combustible (Fig. 27). La presión P_b se configura por dos orificios, P1- P_b y P_b -P0. El diámetro de los orificios P1- P_b y P_b -P0 son 0,022"-0,024" y 0,025"-0,027", respectivamente. La presión P_m se configura por el diámetro del inyector del sensor de torque y el orificio P_m -P0. El diámetro del inyector del sensor de torque y el orificio P_m -P0 son 0,042"-0,043" y 0,025"-0,027" (PN 897344-16) o 0,028"-0,030" (PN 897344-17), respectivamente. **Los restos que taponan el orificio P1- P_b o el P_m -P0 tenderán a abrir la válvula de derivación de combustible. Este último caso de una válvula de derivación cerrada podría provocar una aceleración de motor no comandada.**

El sistema de combustible del motor tiene múltiples ubicaciones de filtración para capturar los restos. Un filtro de micrón absoluto 105 (0,0041") micrón nominal 40 (0,0016") se encuentra entre las etapas centrífuga y álabes de la bomba de combustible. Hay una criba de malla cuadrada de apertura 0,0055" por 0,0055" que actúa como la criba de entrada de la FCU (Fig. 28). Hay una criba de malla cuadrada de 400 micrones (0,0165" por 0,0165") que actúa como la criba de derivación de la bomba de combustible. Hay una criba de malla cuadrada de 0,0058" por 0,0058" ubicada en el divisor de flujo del combustible (Fig 28 y Fig 29) y una criba de agujeros redondos de 0,008" de diámetro en cada inyector de combustible (Fig 28 y Fig 29).

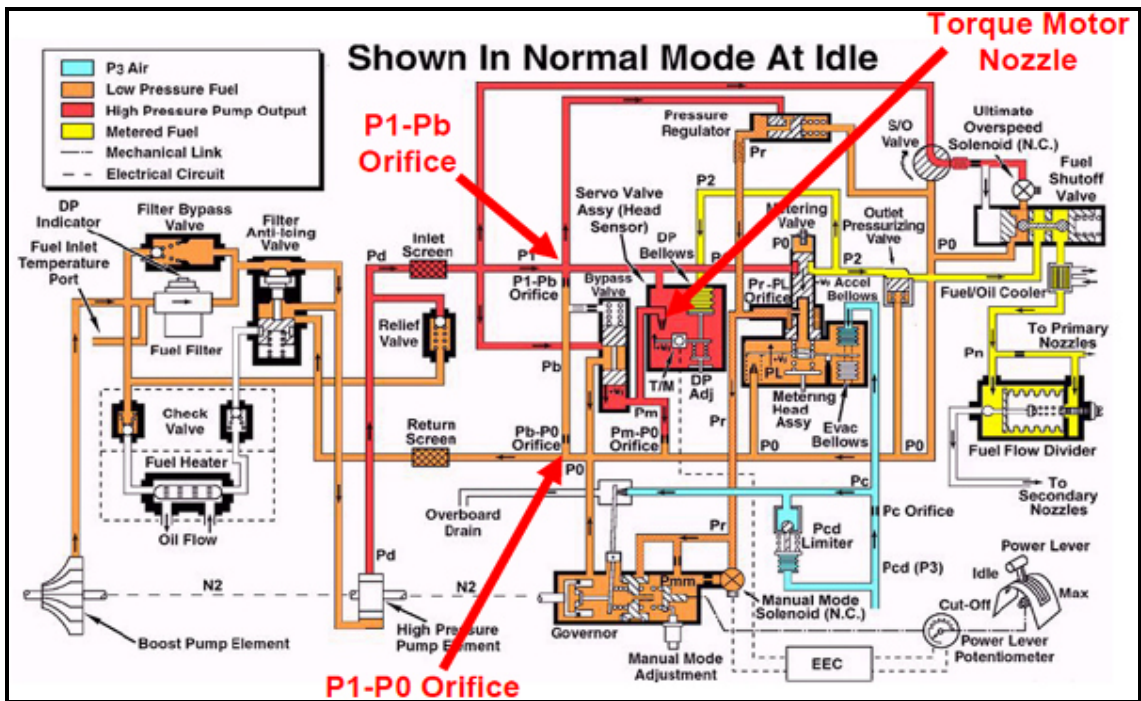


Fig. 26 – Diagrama de la bomba de combustible y FCU.

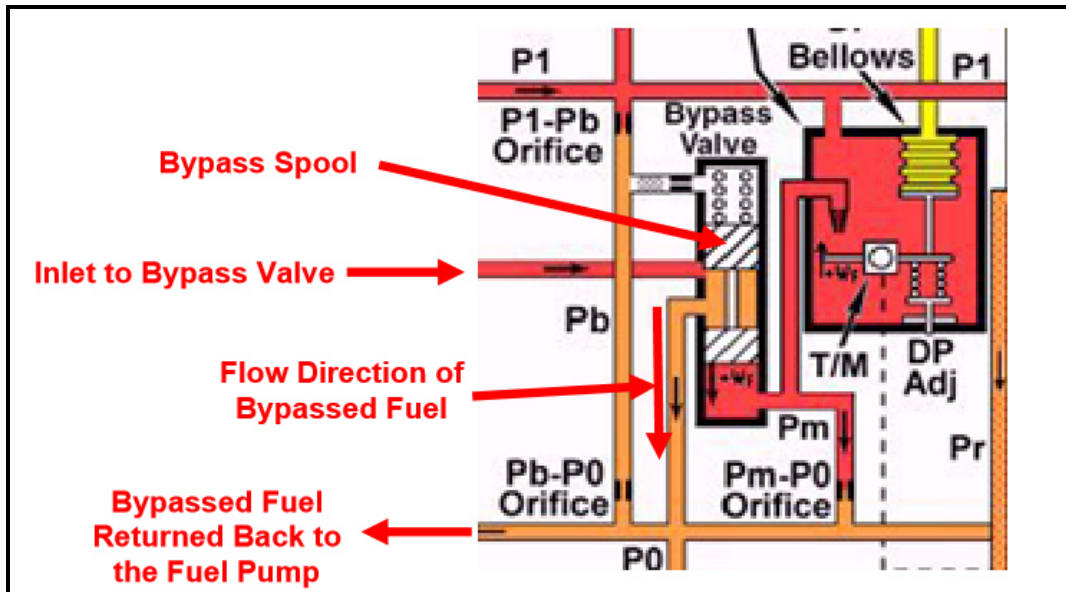


Fig. 27 – Diagrama de la valvula de derivacion

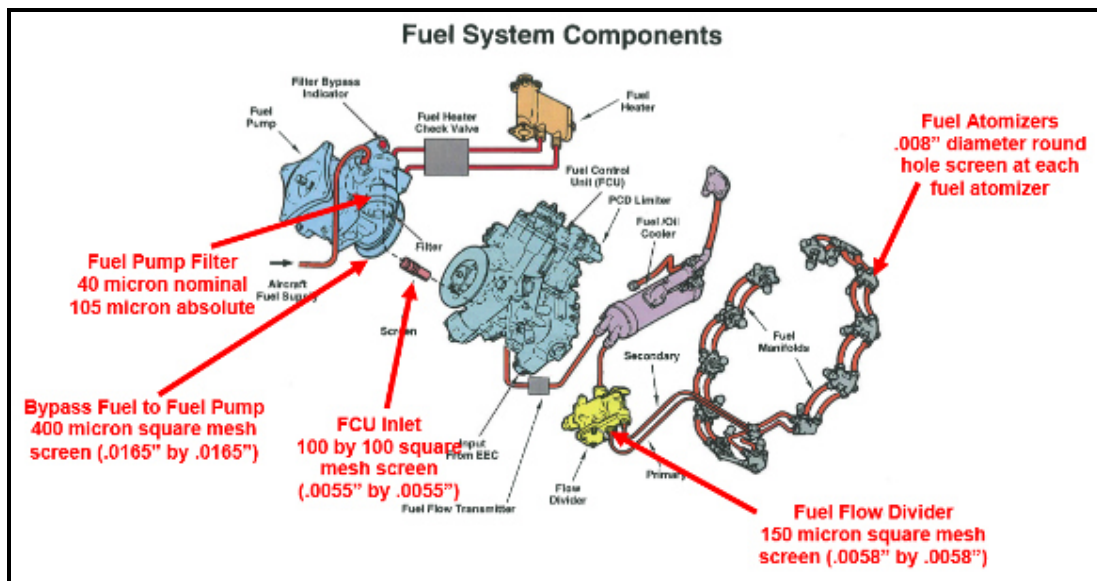


Fig. 28 – Diagrama del sistema de combustible.

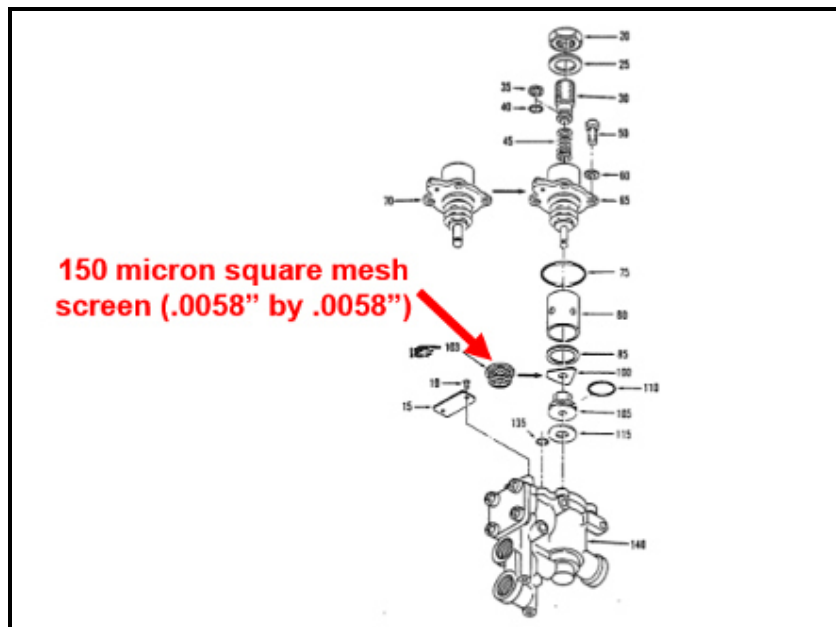


Fig. 29 – Valvula de derivacion de combustible.

A-11 Resumen de la contaminación del sistema

Se controló el testigo del filtro aceite por obturación sin novedad.

El filtro de combustible de alta P/N 897830-1 presento un estado normal.

El filtro de combustible de baja P/N 6600489-1 presento un estado normal.

Las muestras de combustible enviadas al LEM dieron como resultado APTA.

El filtro de entrada del control de combustible no tenía restos visibles. Estas observaciones coinciden con la conclusión de que la bomba de combustible no era la causal de la contaminación en el control de combustible.

La contaminación del sistema de combustible del motor N°1 se concentró en la unidad de control del combustible. Se encontró una pieza de aluminio 355 en el orificio P1-Pb que restringe el combustible que llega a la válvula de derivación.

Se encontró restos de contaminación en la cavidad de derivación; sin embargo, no se encontró restos en el orificio Pb-P0 o en el inyector del sensor de torque.

Se encontraron restos en la bobina de la válvula dosificadora de control de combustible y en el área del servo de la válvula dosificadora.

Un segmento de un o-ring faltaba del vástago desplazable de la válvula dosificadora.

Se identificaron restos de o-ring en la de derivación de la bomba de combustible
No hubo restos en el filtro del divisor de flujo de combustible.

Había depósitos de color negro en las cribas atomizadoras de combustible.

ADJUNTO - B

Hora	Emisor	Comunicación
09:30:00	TWR	Autorizado San Fernando – Rio Gallegos vía ruta plan, nivel de vuelo 400 hasta IREMO, la salida va a ser La Plata – Belgrano, manteniendo 50 hasta La Plata y responde en 1766.
09:30:13	CAM 1	El ZSZ de San Fernando para Rio Gallegos con 400 hasta IREMO, la salida va a ser La Plata – Belgrano, manteniendo 50 hasta La Plata y respondemos en 1766.
09:30:23	TWR	Correcto, una vez en marcha, listo para rodar me llama.
09:30:27	CAM 1	Volveremos.
	CAM 1 Y CAM 2	<i>Diálogo indescifrable</i>
09:30:28	CAM 1	Beacon por favor. <i>(Mas ruidos indescifrables y accionamiento de llaves).</i>
09:30:38	CAM 2	No se, que paso? <i>(Ruidos normales de cabina y encendido de motores).</i>
09:30:42	CAM 1	<i>Verbalizaciones indescifrables.</i>
09:30:47	CAM 2	¿Qué pasa?
09:31:39	CAM 1	¡Ah!.. Qué piola...claro.
09:31:40	CAM 2	Ahora sí.
09:31:43	CAM 1	Atento, así me gusta.
09:32:31	CAM 1	Bueno eh?..
09:32:32	CAM 2	Hola, hola, hola...¿Ahí está bien?
09:32:39	CAM 1	Eso yo ni lo uso siquiera.
09:32:49	CAM 1	Bueno vamos con la lista esta.
09:32:53	CAM 2	Bueno, Before taxi two engines avionics. ¿Me escucha usted?
09:33:02	CAM 1	No, pero te escucho igual, si tengo todo esto afuera.
09:33:05	CAM 2	Eh...
09:33:10	CAM 1	1766 ¿no?
09:33:11	CAM 2	Si. Circuit-breaker test.
09:33:15	CAM 1	El radar esta en stand-by. Circuit-breaker test, todos adentro.
09:33:27	CAM 2	<i>(Indescifrable)</i> , esto está prendido, <i>(Indescifrable).</i>
09:33:38	LV-MGC	<i>Llama a la torre</i>
09:33:45	CAM 2	Windshield heat, planes.
09:33:50	CAM 1	Bueno lo ponemos,.. Bueno, deciles que estamos para el rodaje,... Espera, espera.
09:34:00	LV-MGC	<i>Solicita puesta en marcha y rodaje a plataforma.</i>
09:34:05	TWR	Llame listo a rodar (al MGC).
09:34:07	LV-MGC	Volveremos listos a rodar.

09:34:10	CAM 2	Superficie ZSZ.
09:34:12	CAM 1	¿Está conectado ahí abajo?
09:34:13	CAM 2	Sí, listo a rodar el ZSZ.Sí está todo conectado acá.
09:34:20	TWR	ZSZ punto de espera 05, 1014.
09:34:21	CAM 2	Zulú
	CAM 2	¡No, no quiere!
09:34:31	TWR	<i>(Una aeronave llama sin especificar la matrícula para solicitar autorización de un movimiento entre plataformas).</i>
09:34:40	TWR	El móvil uno de servicios de aeropuerto pidió autorización para rodar.
09:34:55	CAM 2	Qué temperatura tenemos, usted sabe?
09:34:59	CAM 1	Ponele 10 grados.
09:35:11	CAM 2	¿Dónde deje la lapicera?
09:35:14	CAM 1	¿Dónde la podes haber dejado?
09:35:15	CAM 2	¡Buena pregunta!
09:35:37	CAM 2	93.4 <i>(Nota: valor de referencia de N1)</i>
09:35:38	CAM 1	93.4
09:35:39	CAM 2	Check.... Estamos con 16600 <i>(Nota: peso de despegue en libras)</i>
09:36:01	CAM 1	Si, hazelo con 16600
09:36:02	CAM 2	123 <i>(Nota: V1)</i>
09:36:03	CAM 1	Si
09:36:09	CAM 2	135 <i>(Nota: Vr)</i>
09:36:10	CAM 1	Si
09:36:11	CAM 2	138 <i>(Nota: V2)</i>
09:36:12	CAM 1	Bien
09:36:13	CAM 2	Check
09:36:15	CAM 1	Bueno
09:36:16	TWR	El LV-CKJ llama a la TWR.
09:36:29	CAM 2	Bueno <i>(Breve frase indescifrable)</i> , taxi, brakes and steering.
09:36:36	CAM 1	Correcto.
09:36:38	CAM 2	Chequeado....Eh., eh... Fuel panel
09:36:45	CAM 1	Chequealo!
09:36:53	CAM 2	Está balanceado, thrust reversers
09:36:58	CAM 1	¡Dale!.... Thrust
09:36:59	CAM 2	Thrust
09:37:00	CAM 1	Primero, ahí está, cerra, volvelo
09:37:08	CAM 2	Excelente,... Eh...flight controls
09:37:16	CAM 1	Full travel, Flight instruments,.. 50, 40 estamos todos en blanco, no tengo banderas.
09:37:23	CAM 2	Yo tampoco.
09:37:31	CAM 1	El ZSZ en punto de espera...Se sigue acoplando ahí, hay mucho volumen, baja el volumen ese!

09:37:35	CAM 2	¿A ver?..
09:37:39	TWR	Ocupe posición y despegue de pista 05, viento Norte con 5 kt, rumbo de pista 1500 pies.
09:37:46	CAM 1	Rumbo de pista 1500
09:37:50	CAM 2	¿Quiere que el mío le saque el micrófono?
09:37:53	TWR	Frecuencia en stand by de Aeroparque en 29 3
09:37:58	CAM 1	Eh...
09:37:59	CAM 2	Yo no sé eh...es mas, ni siquiera salgo, ammitters, nav equipment...Está todo encendido acá. <i>(Ruidos de fondo de equipos de radio)</i> Spoilers, flaps, trim, presurización de cabina en ON
09:38:23	CAM 1	¿Que velocidades pusiste vos ahí?
09:38:27	CAM 2	117
09:38:29	CAM 1	¿No es 123? ¿Para que 117?
09:38:33	CAM 2	¿Que me había dicho?
09:38:36	CAM 1	124, 133, 139
09:38:40	CAM 2	124, 133, 139
09:38:45	CAM 1	Vola, dale, dale!
09:39:01	CAM 2	¿Autorizado el despegue ya?
09:39:02	CAM 1	Si, bua...bua...
09:39:10	CAM 2	¿Nos fuimos no?
09:39:13	CAM 1	¡Sí! <i>(Ajuste de empuje, ruido parejo y uniforme)</i>
09:39:22	CAM 1	Tranquilo, tranquilo, tranquilo!..
09:39:23	CAM 2	Atrás
09:39:25	CAM 1	¡Tranquiiiiiiilo!!!
09:39:31	CAM 2	Sal..
09:39:33	CAM 1	Que mierda?
09:39:34	CAM 2	Me fui a la miercole o no?
09:39:35	CAM 1	¡No! Full, Full
09:39:43	CAM 2	¿Qué pasó? Lo tenes vos
09:39:48	CAM 2	Ay la puta!..
9:39:48 a 9:39:55		<i>(Ruidos fuertes de fondo atribuibles al despiste)</i>
Fin de la grabación		