



MINISTERIO DE DEFENSA NACIONAL

**COMISIÓN INVESTIGADORA DE ACCIDENTES E
INCIDENTES DE AVIACIÓN (C.I.A.I.A)**

INFORME FINAL

No. 541

AEROVIP S.A. (AIRCLASS)

**FAIRCHILD SA-227AC
CX-LAS**

Proximidades de Isla de Flores (2 kms SW)

Río de la Plata

6 de Junio de 2012

ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión Investigadora de Accidentes de Aviación, en relación con las circunstancias en que se produjo el accidente objeto de la investigación, con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad a lo señalado en las Normas y Métodos Recomendados Internacionales – Anexo 13 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional “INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN”, el único objetivo de la investigación de accidentes o incidentes, será la prevención de futuros accidentes e incidentes.

El propósito de esta actividad no es determinar la culpa o la responsabilidad.

La investigación tiene carácter exclusivamente técnico sin que se haya dirigido a la declaración o limitación de derechos ni de responsabilidades personales o pecuniarias. La conducción de la investigación, ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de futuros accidentes.

Los resultados de la investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier expediente sancionador.

El Jefe de la C.I.A.I.A

Cnel (Av.)

Rubel Batista

INDICE

Índice.....	1
Abreviaturas.....	5
Resumen de Datos.....	6
Sinopsis.....	7

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Antecedentes del Vuelo.....	8
1.1.1 Fuentes de la Investigación	8
1.1.2 Desarrollo del Vuelo	9
Mapa de Ruta Programada	13
Mapa de Ruta Realizada	14
Cuadro de Datos Radar	15
Gráfica de Datos Radar	16
1.1.3 Lugar del Suceso	17
1.2 Lesiones a Personas.....	17
1.2.1 Tabla de Lesiones	17
1.3 Daño sufrido por la Aeronave	17
1.3.1 Descripción de Daños de la Aeronave	17
1.4 Otros daños.....	17
1.5 Información sobre el Personal.....	17
1.5.1 Piloto al Mando (P.F).....	17
1.5.2 Copiloto (PNF).....	18
1.6 Información sobre la Aeronave.	18
1.6.1 Tabla de Información	18
1.6.2 Detalles de la Documentación	19
1.6.3 Peso y balance	20
1.6.4 Componentes o Sistemas que pudieran haber contribuido en el Accidente	20
1.6.4.1 Componentes de energía eléctrica.....	20
1.6.4.1.1 Descripción y funcionamiento	21
1.6.4.2 Inversores estáticos.....	21
1.6.4.2.1 Descripción y funcionamiento.....	21

1.6.4.2.2 Operación y control del inversor dual	21
Esquema del sistema eléctrico.....	22
1.6.4.3 Voltímetro AC y alarma de falla de barra.....	23
1.6.4.3.1 Descripción y operación.....	23
1.6.4.3.2 Luces de alarma.....	23
Esquema de panel de control	24
1.6.5 Sistema estático pitot	25
1.6.5.1 Descripción y operación.....	25
1.6.5.2 Pitot	25
1.6.5.3 Estático	25
1.7 Información Meteorológica.....	27
1.7.1 Condiciones Meteorológicas	27
1.8 Ayudas para la Navegación.....	28
1.8.1 Tabla de Equipamiento de la Aeronave	28
1.8.2 Piloto Automático y Director de Vuelo	29
1.9 Comunicaciones.....	29
1.10 Información de Aeródromo.....	29
1.11 Registradores de Vuelo	29
1.11.1 Detalle	30
1.11.2 Condición de los Registradores	30
1.12 Información sobre los restos de la Aeronave y el impacto.....	30
1.12.1 Descripción de la Zona del Accidente.....	30
1.13 Información médica y patológica.	31
1.14 Incendio.	31
1.14.1 Detalle.....	31
1.15 Supervivencia.	31
1.15.1 Descripción de la Actividad de Búsqueda.....	31
1.16 Ensayos e Investigaciones.	31
1.16.1 Vuelos de Comprobación.....	31
1.16.2 Exámenes de Plantas Propulsoras	32
1.16.3 Comunicaciones	32

1.16.4	Análisis sobre los restos.....	32
1.17	Información orgánica y gestión.....	32
1.17.1	Información relativa	32
1.17.2	Certificación y marco normativo	33
1.18	Información adicional.	33
1.19	Técnicas de Investigaciones útiles o eficaces	34
2.	ANÁLISIS.....	35
2.1	Generalidades.....	36
2.2	Operaciones de vuelo	36
2.2.1	Instrucción/calificación/evaluación de la tripulación	36
2.2.1.1	Piloto Comandante (PF).....	36
2.2.1.2	Copiloto (PNF).....	37
2.2.2	Procedimientos operacionales	37
2.2.3	Condiciones meteorológicas	38
2.2.4	Comunicaciones.....	39
2.2.5	Ayudas para la navegación	39
2.2.6	Zona del accidente y área circundante.....	39
2.3	AERONAVES	39
2.3.1	Mantenimiento de la aeronave	39
2.3.2	Performance de aeronave	40
2.3.3	Peso y balance	40
2.3.4	Transporte de personal y carga.....	40
2.3.5	Instrumentos de la aeronave	40
2.3.6	Sistemas de aeronave	40
2.3.6.1	Motores	41
2.3.6.2	Hélices.....	41
2.3.6.3	Combustible.....	41
2.3.6.4	Registradores de vuelo	41
2.3.6.5	Emergency Locator Transmitter (ELT).....	41
2.3.7	Daños a la aeronave	42
2.4	FACTORES HUMANOS	42

2.4.1	Factores Médicos, Psicológicos Y Fisiológicos del personal.....	41
2.4.1.1	Piloto Comandante (PF).....	42
2.4.1.2	Copiloto (PNF).....	42
3.	CONCLUSIONES.	42
3.1	Conclusiones Generales.....	42
3.2	Causa probable y factores contribuyentes.....	44
3.2.1	Causa probable	44
3.2.2	Factores contribuyentes.....	44
4.	RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD.....	46
	SECUENCIA DE EVENTOS.....	49
	ANEXOS.....	50
Anexo A	Ubicación de los restos	
Anexo B	Información Médico Patológica de la Tripulación	
Anexo C	Análisis de Plantas Propulsoras	
Anexo D	Pericias de la Dirección Nacional de Bomberos	
Anexo E	Análisis sobre Descargadores Estáticos	
Anexo F	Análisis sobre Giro Vertical	
Anexo G	Medición de sección de motor	
Anexo H	Plan de Vuelo	
Anexo I	Meteorología	
Anexo J	Calificaciones y habilitaciones de la tripulación	
Anexo K	Manifiesto de carga	
Anexo L	Análisis de Espectro de Frecuencia	
Anexo M	Registradores de vuelo	
Anexo N	Procedimiento de puesta en marcha	
Anexo Ñ	Planilla de últimos vuelos de la tripulación	
Anexo O	Funcionamiento del tubo pitot	
Anexo P	Fotografía de cabina lado piloto	

SIMBOLOS Y ABREVIATURAS

1. SIMBOLOS:

°	Grados (ejemplo: °C (temperatura) y 1° (ángulo))
%	Porcentaje (ejemplo: 40% de potencia)
‘	Minutos
‘‘	Segundos

1 ABREVIATURAS:

-ACC	Centro de Control de Área
-AFM	Manual de Vuelo de la aeronave
-AIP	Publicación de Información Aeronáutica
-BKN	Nubosidad de 5 a 7 octavos de cobertura de cielo
-CCR	Centro Coordinador de Rescate
-COA	Centro de Operaciones Aéreas
-CRM	Gestión de recursos de tripulación
-FIR	Región de información de vuelo
-ft	Pies
-GPS	Sistema de Posición Global
-GS	Velocidad Terrestre
-hPa	Hectopascale
-ILS	Sistema de Aterrizaje por Instrumentos
-kts	Nudos
-LT	Hora Local
-METAR	Datos de meteorología aeronáutica
-MMEL	Lista maestra de equipo mínimo
-NOSIG	No significativo
-octas	Octavos
-PF	Piloto Volando
-PNF	Piloto No Volando
-Pronarea	Pronóstico de área
-RAU	Reglamentaciones Aeronáuticas de Uruguay
-RTV	Registro Técnico de Vuelo
-SIGMET	Información meteorológica significativa
-SNMM	Sobre el Nivel Mínimo del Mar
-Taxyway	Calle de rodaje
-UTC	Tiempo Universal Coordinado
-VMO	Velocidad Máxima Operacional

INFORME FINAL

EXPLOTADOR	AEROVIP LTDA.
FABRICANTE:	FAIRCHILD
MODELO:	SA-227AC
NAC. / MAT. :	Uruguay CX-LAS
LUGAR:	Proximidades de Isla de Flores (2 kms SW)
FECHA:	6 de Junio de 2012
HORA:	20:00 LT

-Nota: las horas fueron obtenidas de las grabaciones del Video-Radar y el audio de las comunicaciones, y están expresadas en hora local (UTC -3).

-La secuencia de hecho de notificación de accidente se desarrollo de la siguiente manera:

-20:00LT: Se produjo la desaparición de la aeronave de la pantalla de radar.

-20:01LT: El Controlador de Servicio TWR (Torre de Control) constató la desaparición del eco radar de la aeronave.

-20:05LT: El Operador de Servicio de ACC (Montevideo Control) comunicó la novedad al COA (Centro de Operaciones Aéreas).

-20:06LT: El Operador de Servicio de ACC (Montevideo Control) comunicó la pérdida de contacto radar al CCR (Centro Coordinador de Rescate).

-El Director de Circulación Aérea le comunicó al Jefe de Oficina de Investigación y Prevención de Accidentes e Incidentes de Aviación (O.I.P.A.I.A.) a las 20:50 LT.

-La O.I.P.A.I.A., tomó a su cargo la investigación del accidente de acuerdo con las normas y reglamentaciones en vigencia.

-La O.I.P.A.I.A, se encontraba integrada de la siguiente manera:

Director de la investigación:	Cnel. (Av.) Rubel Batista
Factor Humano:	Sr. Luis Michalski Lic. Analía Sánchez
Factor Material:	Sr. Víctor Romero
Factor Operacional:	Sr. Italo Montes de Oca Sr. Esteban De Sotto
Factor Medio Ambiente:	Cap. (Nav) Marisol Diana At.2ª Fernando Torena

- El día 7/06/12 se realizó la notificación del accidente a la NTSB (National Transportation Safety Board), a la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) y a la JIAAC (Junta de Investigación de Accidente de Aviación Civil de la República Argentina).

Sinopsis

- El vuelo consistía en un transporte de carga desde el Aeropuerto de Carrasco (SUMU) al Aeropuerto de Ezeiza (SAEZ), con alternado SUMU (Carrasco); la hora de partida estaba prevista para las 20:00LT, con una tripulación de 2 integrantes.
- 19:35LT: La aeronave fue puesta en marcha por el Piloto al mando (PF), mientras el Copiloto (PNF) realizaba el cerrado de la puerta de pasajeros.
- 19:37LT: El PF solicitó instrucciones para el despegue, previsto a las 20:00LT; TWR (torre de control) consultó si su despegue podía ser antes de la hora establecida.
- 19:52LT: El PF comunicó listo para rodaje por taxiway CHARLY y sobre pista a cabecera 24.
- 19:53LT: El PF solicitó ingreso a pista para rodaje a cabecera, rodando a alta velocidad.
- 19:55LT: La aeronave despegó de pista 24 de acuerdo a instrucciones virando por izquierda, al punto de reporte DAGUS. Luego del despegue TWR (torre de control) solicitó que se comunique con ACC (centro de control de área).
- 19:57LT: El PNF confirmó la directiva dada por el Control de Tránsito Aéreo de dirigirse directo al punto de reporte SARGO, y solicitó cambiar el nivel de vuelo 100 (autorizado por plan de vuelo) para nivel de vuelo 080.
- La aeronave comenzó a desviarse hacia la izquierda, alcanzando una altura máxima de 4300 ft. (Pies). Esta variación de rumbo causó que el avión se desviara al Este, 180° opuesto del último rumbo autorizado.
- 19:59LT: La desviación de curso fue advertida por el Control de Tránsito Aéreo, el cual se comunicó con la aeronave.
- La tripulación respondió el llamado, indicando que volvería a su ruta.
- 20:00LT: El avión realizó un viraje por derecha, desapareciendo de la pantalla del Control de Tránsito; siendo la última posición registrada con una altura de 3.400 ft. (pies) y una velocidad de GS(velocidad terrestre) de 283 kts. (Nudos).
- El Centro de Control intentó comunicarse con la aeronave en varias oportunidades y al no recibir respuesta, alertó de inmediato al C.O.A. (Centro de Operaciones Aéreas) y al C.C.R. (Centro Coordinador de Rescate).
- Los restos de la aeronave fueron ubicados el 20 de julio, en el lecho del Río de la Plata a 2 Km al SW de la Isla de Flores. (Latitud S34 57 702 longitud W55 54 815), aproximadamente a 1 Km. del último punto de registro de radar.
- No se encontraron los cuerpos de los tripulantes.

-El accidente ocurrió en horas nocturnas.

-La aeronave resultó destruida.

-La carga no fue hallada.

-No hubo daños a terceros.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Antecedentes del vuelo

1.1.1 Fuentes de la Investigación

-La investigación fue realizada en base a:

- Declaraciones de testigos.
- Declaraciones de personal responsable de la empresa.
- Declaraciones de personal técnico de la empresa
- Declaraciones de familiares de la tripulación.
- Análisis efectuados con pilotos con experiencia en la aeronave involucrada.
- Publicaciones internacionales relativas a accidentes Aéreos.
- Declaraciones de controlador aéreo.
- Datos aportados por personal de manipulación de cargas de aeropuerto.
- Grabaciones de audio entre los pilotos y la Torre de Control.
- Video radar del vuelo (Radar de Carrasco y Radar del Centro de Operaciones Aéreas).
- Estudio realizado por la Facultad de Ciencia.
- Análisis realizados por la Facultad de Ingeniería.
- Análisis realizados en CITEDEF (República Argentina).
- Informes de talleres especializados.
- Reconstrucción del vuelo.
- Análisis de los restos de la aeronave.
- Análisis de los restos de ropa.
- Pericias realizadas por la Dirección Nacional de Bomberos.
- Información de Factores meteorológicos.
- Análisis de distribución de restos en la zona de impacto.
- Resultados de las decodificaciones de las grabadoras de datos de vuelo (CVR y FDR).

- Asesoramiento de la NTSB.
- Cámaras de Vigilancia del Aeropuerto.

1.1.2 Desarrollo del Vuelo

-El día 6 de junio del 2012 la aeronave CX-LAS había cumplido el vuelo SAEZ (Aeropuerto de Ezeiza) – SUMU (Aeropuerto de Carrasco), arribando a las 04:20LT: sin novedades de mantenimiento (según Registro Técnico de Vuelo).

-A las 06:25LT realiza el Vuelo SUMU (Aeropuerto de Carrasco)-SAEZ (Aeropuerto de Ezeiza), SAEZ–SGAS (Aeropuerto de Asunción del Paraguay), SGAS – SUMU aterrizando en este último, a las 13:25LT, sin novedades de mantenimiento (según Registro Técnico de Vuelo).

-Posteriormente la Aeronave fue inspeccionada y acondicionada por funcionarios de mantenimiento de la empresa, para la realización de su próximo vuelo programado para las 20:00LT.

-El PF al mando llegó al aeropuerto una hora y media antes de la hora fijada para la salida, realizando los trámites pertinentes a la presentación del plan de vuelo y Migraciones, mantuvo una conversación con Pilotos de PLUNA en las instalaciones de la terminal de pasajeros. Se dirigió a la posición de estacionamiento N°17, donde se encontraba la aeronave CX-LAS.

-El PNF llegó al portón de ingreso de las instalaciones de la DINACIA (Dirección Nacional de Aviación Civil e Infraestructura Aeronáutica). Fue recibido por el Gerente General de la empresa AIR CLASS, quien lo trasladó a las oficinas de mantenimiento, para retirar el sobre con la documentación necesaria para el vuelo. Posteriormente fue trasladado a la terminal de pasajeros para realizar los trámites pertinentes. Luego de ello se dirigió a la zona de estacionamiento del avión para realizar el vuelo (19:38LT según horario de las cámaras de seguridad).

-Simultáneamente con la llegada del PF a la posición de estacionamiento N°17, la carga de aproximadamente 750 Kg. fue transportada desde el edificio de la Aduana a la aeronave, donde se acondicionó en el piso de la misma por un operario de una empresa de handling. La carga ocupaba aproximadamente el 40% del volumen del compartimiento del Fuselaje del Avión, no siendo usadas las redes de sujeción para contener la misma.

-Se observó por parte del personal de tierra que el PF mantuvo comunicaciones telefónicas desde su celular previo al vuelo, fuera y dentro de la Aeronave.

-Las comunicaciones Aeronáuticas fueron realizadas en frecuencias de 118.1 TWR (Torre de Control) y 128.5 ACC (Centro de Control de Área de Carrasco) de acuerdo al siguiente detalle:

19:37LT: El PF se comunicó con la Torre de Control en la frecuencia 118.1 diciendo: “Torre Carrasco, buenas noches Mike, el LAS”.

TWR: “Walter, buenas noches LAS, adelante”.

CX-LAS: "En la posición 17 y estaríamos 23UTC proponiendo salir a Ezeiza con nivel 100".

TWR: "Copiado, ya te llamo".

El PNF recién había llegado y se encontraba cerrando la puerta delantera, cuando la aeronave ya estaba con el motor derecho encendido.

19:41LT TWR: "Sabes Walter aún no me ha llegado el plan de Uds."

CX-LAS: "Fue presentado 22:30".

TWR: "Bueno, ok....reviso".

CX-LAS: "Ok....ya no tengo más que hacer de aquí".

19:51LT TWR: "Bueno, llegó".

CX-LAS: "Adelante".

TWR: "Carrasco Ezeiza, vía ruta plan, nivel 100, respondedor 6045, pista 24, 260 grados, 20 a 25 nudos, ajuste 1023".

CX-LAS: "Copiado Mike, muchas gracias, te llamo para rodar".

TWR: "Si correcto ¿podría ser un poquito antes la salida o tiene que ser en la hora?".

CX-LAS: "Ya".

TWR: "Perfecto, me llama entonces para rodar, 7 grados la temperatura".

CX-LAS: "Listo para rodar".

19:52LT CX-LAS: "Listo para rodar".

TWR: "Muy bien, por el Charly o Delta como prefieran para la 24. Que les queda mejor?"

CX-LAS: "Charly y aceleramos por pista".

TWR: "Charly y me llamas para ingreso".

19:53LT CX-LAS: "Ingreso para el LAS".

TWR: "LAS ingresan backtrack a 24".

CX-LAS: "Con backtrack a 24".

TWR: *“LAS copia al salir”.*

-Personal de Aeropuerto notó que la aeronave carreteó a velocidad fuera de lo normal.

-A partir de este momento tomó las comunicaciones el PNF.

CX-LAS: *“listo para copiar LAS”.*

TWR: *“Izquierda DAGUS, y el ascenso libre para 100”.*

CX-LAS: *“Izquierda DAGUS, libre ascenso para 100 LAS”.*

TWR: *“Afirmativo, autorizado a despegar de 24, 240 25 nudos”.*

CX-LAS: *“Autorizado a despegar por 24, LAS”.*

TWR: *“Hay una racha hasta 27 ahora me indica”.*

CX-LAS: *“Comprendido LAS”.*

-La aeronave giró 180° y comenzó la carrera de despegue.

19:55LT TWR: *“LAS, 55 (hora del despegue), cambio con Montevideo 128.5, buen vuelo Whisky”.*

CX-LAS: *“128.5 hasta la vuelta, muchas gracias LAS”.*

TWR: *“Chau, hasta luego”.*

CX-LAS: *“Un abrazo, gracias viejo, hasta luego (Contestó el PNF).”*

Frecuencia 128.5

19:57LT: CX-LAS (PNF): *“Montevideo Control CX-LAS, buenas noches”.*

ACC: *“Buenas noches LAS, contacto radar por derecha directo a Sargo, 100”.*

CX-LAS: *“Directo a Sargo y solicitamos 080 de nivel para el LAS”.*

ACC: *“Autorizado 080 LAS”.*

19:59LT: El ACC al ver en su pantalla que la Aeronave viró con rumbo opuesto al correcto, lo volvió a llamar diciendo: *“LAS, Montevideo”.*

-El PNF contestó de inmediato con total normalidad: *“estamos virando con proa SARGO LAS”.*

-La aeronave realizó un viraje a la derecha y desapareció de la pantalla del Centro de Control, cuando mantenía una altura de 3.400 ft. (Pies) y una velocidad de GS (velocidad terrestre) de 283 kts. (Nudos).

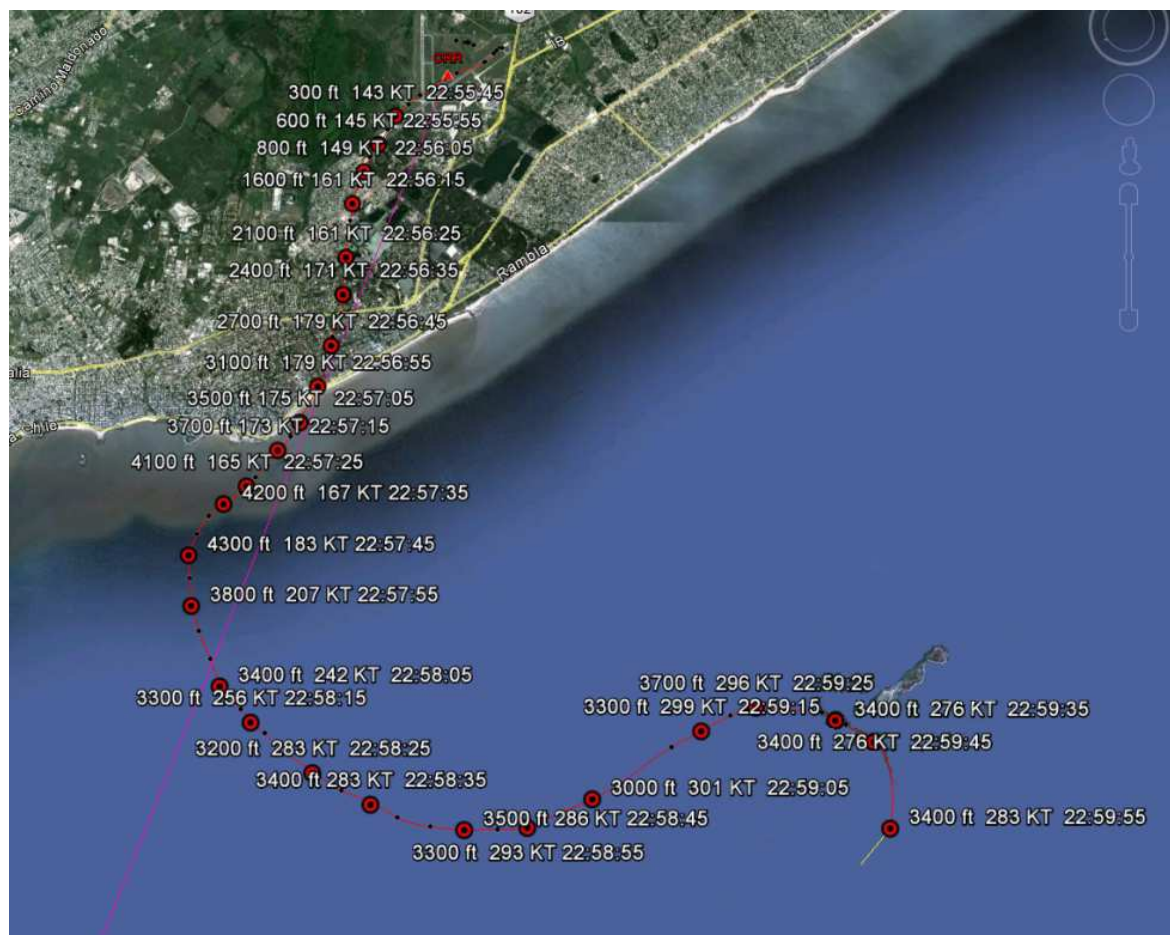
-20:00LT-Desapareció la aeronave de la pantalla del controlador.

-20:01LT-TWR se percató que el CX-LAS desapareció de la pantalla.

-20:05LT-ACC comunicó la desaparición del CX-LAS al COA (Centro de Operaciones Aéreas).

-20:06LT-Se realizó la comunicación de la pérdida de contacto del CX-LAS con el CCR (Centro Coordinador de Rescate).

Nota: Las horas de referencia utilizadas en la transcripción de las comunicaciones fueron extraídas del registro de grabaciones.



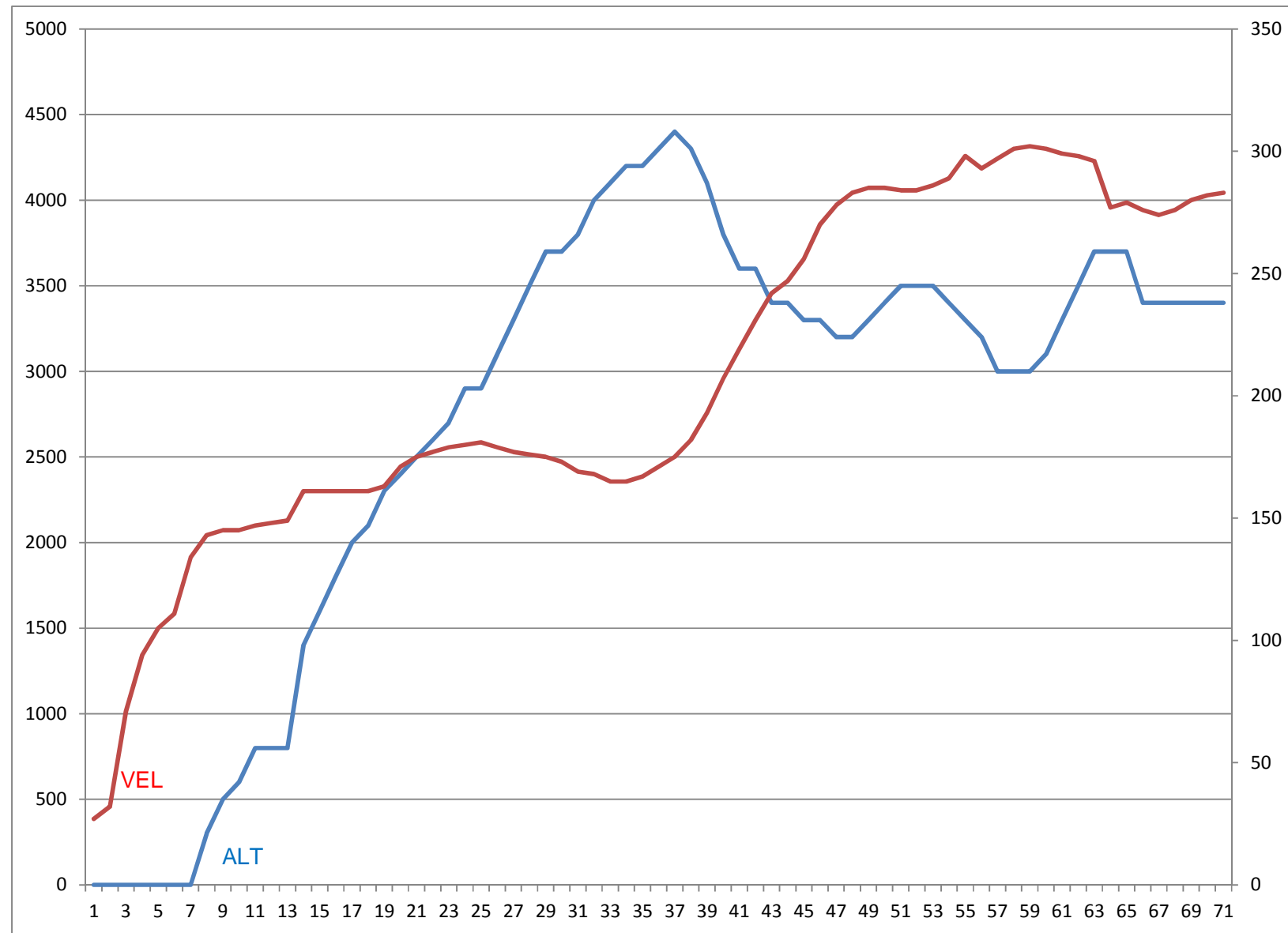
Nota: La cartografía está confeccionada en base a datos extraídos del Google Earth y su utilización es netamente ilustrativa.

Datos utilizados para confeccionar LAS GRAFICAS DE VARIACIÓN DE VELOCIDAD Y ALTITUD con respecto AL TIEMPO DE VUELO

EVENTO	UTC	ALT	VEL
1	22:55:18	0	27
2	22:55:22	0	32
3	22:55:26	0	71
4	22:55:30	0	94
5	22:55:34	0	105
6	22:55:38	0	111
7	22:55:42	0	134
8	22:55:46	300	143
9	22:55:50	500	145
10	22:55:54	600	145
11	22:55:58	800	147
12	22:56:02	800	148
13	22:56:06	800	149
14	22:56:10	1400	161
15	22:56:14	1600	161
16	22:56:18	1800	161
17	22:56:22	2000	161
18	22:56:26	2100	161
19	22:56:30	2300	163
20	22:56:34	2400	171
21	22:56:38	2500	175
22	22:56:42	2600	177
23	22:56:46	2700	179
24	22:56:50	2900	180
25	22:56:54	2900	181
26	22:56:58	3100	179
27	22:57:02	3300	177
28	22:57:06	3500	176
29	22:57:10	3700	175
30	22:57:14	3700	173
31	22:57:18	3800	169
32	22:57:22	4000	168
33	22:57:26	4100	165
34	22:57:30	4200	165
35	22:57:34	4200	167

EVENTO	UTC	ALT	VEL
36	22:57:38	4300	171
37	22:57:42	4400	175
38	22:57:46	4300	182
39	22:57:50	4100	193
40	22:57:55	3800	207
41	22:57:59	3600	219
42	22:58:03	3600	231
43	22:58:07	3400	242
44	22:58:11	3400	247
45	22:58:15	3300	256
46	22:58:19	3300	270
47	22:58:23	3200	278
48	22:58:27	3200	283
49	22:58:31	3300	285
50	22:58:35	3400	285
51	22:58:39	3500	284
52	22:58:43	3500	284
53	22:58:47	3500	286
54	22:58:51	3400	289
55	22:58:55	3300	298
56	22:58:59	3200	293
57	22:59:03	3000	297
58	22:59:07	3000	301
59	22:59:11	3000	302
60	22:59:15	3100	301
61	22:59:19	3300	299
62	22:59:23	3500	298
63	22:59:27	3700	296
64	22:59:31	3700	277
65	22:59:35	3700	279
66	22:59:39	3400	276
67	22:59:43	3400	274
68	22:59:47	3400	276
69	22:59:51	3400	280
70	22:59:55	3400	282
71	22:59:59	3400	283

❖ Cada Evento corresponde a casi 4" de rotación de la antena de Radar de Carrasco.



1.1.3 Lugar del suceso

-Zona General: SW de la Isla de Flores.

-Coordenadas: latitud S34 57 702 longitud W55 54 815.

-Hora local del suceso: 20:01(23:01UTC).

-El accidente ocurrió en horas nocturnas.

1.2 Lesiones a personas

1.2.1 Tabla de lesiones

LESIONES	TRIPULACIÓN
Mortales	2
Graves	-
Leves	-
Ninguna	-
TOTAL	2

-Los cuerpos de los pilotos no pudieron ser localizados. Se recuperaron trozos de ropa que fueron identificados por los familiares, como pertenecientes a la tripulación.

1.3 Daños sufridos por la Aeronave.

1.3.1 Descripción de daños de la Aeronave.

-La aeronave resultó totalmente destruida debido al gran impacto contra la superficie del mar, golpeando con un ángulo aproximado de 88° nariz abajo).

1.4 Otros daños.

-No se registraron.

1.5 Información sobre el personal.

1.5.1 Piloto al mando (PF)

Sexo	Masculino
Nacionalidad	Oriental
Fecha de nacimiento	23/2/49 (63 años)
Licencia	TLA 461 con vencimiento el 30/set/12
Habilitaciones	Aviones Monomotores Multimotores terrestres hasta 5.700 kg. Instrumentos de Avión Comandante en SW 4

	otorgado el 7 de octubre de 2004
Horas totales	16.177:49 hs al 5/3/12
Horas en los últimos 90 días	48h.20´
Horas en los últimos 7 días	6h15´
Horas en las últimos 24 h	1h50´
Ultimo simulador	No posee entrenamiento de simulador en SA 227
Ultimo Certificado Médico	2/3/2012

-Recurrent SA 227AC 11/5/12

1.5.2 Copiloto (PNF)

Sexo	Masculino
Nacionalidad	Oriental
Fecha de nacimiento	23/2/78 (34 años)
Licencia	B 1728
Habilitaciones	Aviones Monomotores Multimotores Terrestres hasta 5.700 kg. Otorgada el 2 de enero de 2012, Instrumentos Avión, Copiloto Fairchild Metro III otorgada el 29 de marzo de 2012, Competencia Lingüística Nivel 4 con vencimiento 20 de Julio de 2013
Horas totales	406:15 al 22/agosto/2011
Horas en los últimos 90 días	84h30´
Horas en los últimos 7 días	9h05´
Horas en las últimos 24 h	0
Ultimo simulador	No posee entrenamiento de simulador en SA 227
Ultimo Certificado Médico	17/junio/2011

-Recurrent SA 227AC 11/5/12

-No poseía curso de CRM (gestión de recursos de tripulación).

1.6 Información sobre la aeronave.

1.6.1 Tabla de Información.

Fabricante	Fairchild Metro III
Modelo	SA-227 A
Matrícula	CX-LAS
Número de Serie	AC-482
Fecha de fabricación	1981
Certificado de Aeronavegabilidad	Nº1075,vigente al 9 Nov.2013

Certificado de Matrícula	NOV 2009
Categoría	Normal
Tipo de tren	Retráctil
Propietario	AEROVIP LTDA.
Explotador	AIR CLASS
T.D.N.	26158.8



- Aeronave: -Biturbo hélice de ala baja.
- Dimensiones: -Largo 21.50 m.
- Ancho 15,60 m.
- Alto 5,30 m.
- Tripulación: -Dos pilotos.
- Configuración: -19 pasajeros o 1500 kg de carga.
- Máximo rango de alcance: -3180 km.
- Velocidad máxima operacional -248 Kt.

PLANTA MOTRIZ	MOTOR 1	MOTOR 2
Fabricante	Garret	Garret
Modelo	TPE331-11V-6166	TPE331-11V-6166
Nº de Serie	P44101C	P44119C
T.D.N.	23820	26966.4
T.D.U.R.G.	1711.6	1852.3
HELICES		
Marca	DOWTY	DOWTY
Modelo	R321/4-82-F/8	R321/4-82-F/8
Serie	DRI/DRG/4583/85	DRI/DRG/1456/81

1.6.2 Detalles de la Documentación

-La aeronave ingresó al país en el mes de noviembre de 2009 proveniente de USA.

-El RTV de la aeronave no presentaba reporte de fallas, ya que era práctica habitual que las tripulaciones escribieran las novedades en una hoja aparte, lo comunicaran verbalmente o a través de correo electrónico.

-Los manuales de mantenimiento presentados por la empresa eran de fecha 30 de Set. 2010 revisión 130.

-Poseía certificado de Aeronavegabilidad vigente hasta el 9/11/2013 (otorgado el 9/11/2011).

-De acuerdo a la documentación remitida por el Departamento de Aeronavegabilidad se encontraron las siguientes discrepancias:

En el formulario de reporte de inspección realizado a la aeronave el 30/11/2011, figuran:

- Hélices Mc Cauley.
- Piloto automático OK. Director de Vuelo. OK.
- AFM vigente y aprobado.
- MEL vigente y aprobado.
- Batería 1.
- Peso y balance figura realizado en un taller habilitado.

-Defectos en GIROS DIRECCIONALES y RADAR:

-De acuerdo a una lista de reportes de novedades y acciones tomadas de carácter interno, proporcionada por el Representante Técnico de la empresa, se toma conocimiento de varias y repetidas fallas relacionadas con los giros direccionales y sistema de radar meteorológico.

-La aeronave, en un vuelo SAEZ (Aeropuerto de Ezeiza)-SGAS (Aeropuerto de Asunción del Paraguay) de fecha 28/5/12, se dirige a SUMU (Aeropuerto de Carrasco), por problemas técnicos, no habiendo reportes de la falla en el RTV (Registro Técnico de Vuelo).

-Al ser comparadas las Horas de los libros de vuelo de los pilotos, con las horas de los RTV, las mismas no coinciden.

-Para realizar la investigación se contó con los libros de aeronave, motor y hélice, así como también órdenes de trabajo e inspecciones proporcionados por la empresa.

-Se contó además con los manuales de operación y listas de chequeos de la aeronave.

1.6.3 Peso y balance.

-Se realizó la reconstrucción de los cálculos de peso, resultando que la aeronave estaba dentro de los límites permitidos.

Peso de vacío ZFW	4122 Kg	
Trip. y equipaje	200 Kg	
Combustible	800 Kg	
Carga	<u>750 Kg</u>	
Peso de despegue	5872 Kg	(Max. peso de despegue 6577 Kg)

1.6.4 Componentes o sistemas que pudieran haber contribuido en el accidente.

1.6.4.1 Componentes de energía eléctrica-descripción y funcionamiento.

1.6.4.1.1 Descripción y funcionamiento.

a. El sistema eléctrico de las aeronaves serie SA227 proporciona 28 VDC, 115 VCA y 26 VAC a todos requerimientos eléctricos del avión. Cuentan con monitoreo y dispositivos de advertencia para informar a la tripulación de cada estado de funcionamiento de AC o DC.

b. DC Power (24-30-00)*

La energía eléctrica básica para el avión es proporcionada por 28 VDC. El sistema de DC consta de; dos arranque-generadores, su control y componentes de protección, dos baterías de níquel-cadmio, provisiones para una unidad de alimentación de tierra DC (GPU) y componentes de protección e indicación. Energía eléctrica para el arranque de motor es suministrada por los arrancadores-generadores y las baterías o la GPU y baterías. Las baterías también son fuente de energía eléctrica de emergencia

c. Alimentación (24-20-00)*

En la instalación estándar de dos inversores, 26 VAC y 115 VAC es suministrada a los instrumentos de aviónica y de vuelo por uno de los dos inversores estáticos a la vez.

1.6.4.2 Inversores estáticos

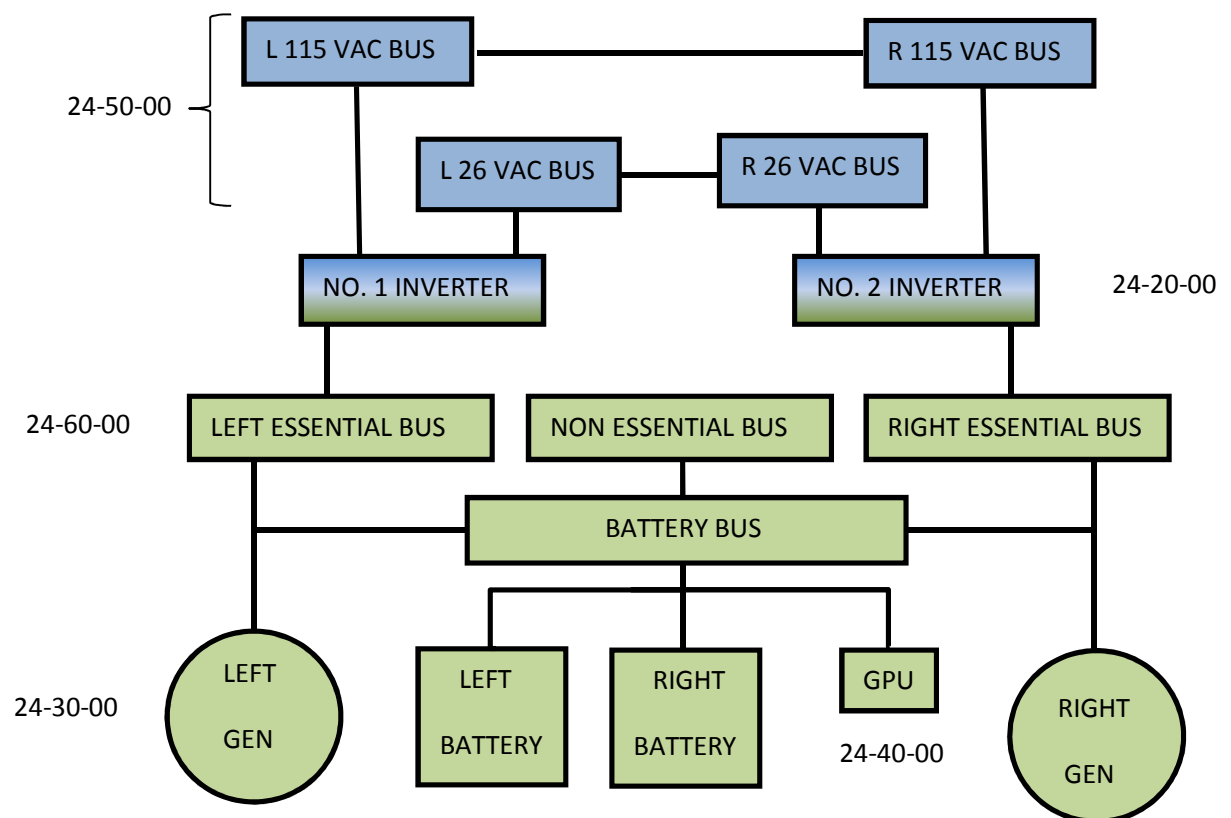
1.6.4.2.1 Descripción y operación (24-20-10)*

-Dos inversores estáticos alimentados por corriente continua de 28V- 350 volt-amp están instalados como equipo estándar. Cualquier inversor proporciona corriente alterna para el avión.

1.6.4.2.2 Operación y Control del inversor estático dual

-Sólo un inversor es utilizado en cualquier momento. La tripulación selecciona el inversor a utilizarse cambiando el interruptor de control del inversor (INVT NO.1/NO.2) situado en el panel de interruptores de copiloto. En el caso de la falla de inversor la tripulación debe seleccionar el otro inversor.

* REFERENCIA DEL MANUAL DE MANTENIMIENTO

ESQUEMA DEL SISTEMA ELECTRICO

1.6.4.3 Voltímetro de AC y alarma de falla de barra

1.6.4.3.1 Descripción y operación (24-20-20)*

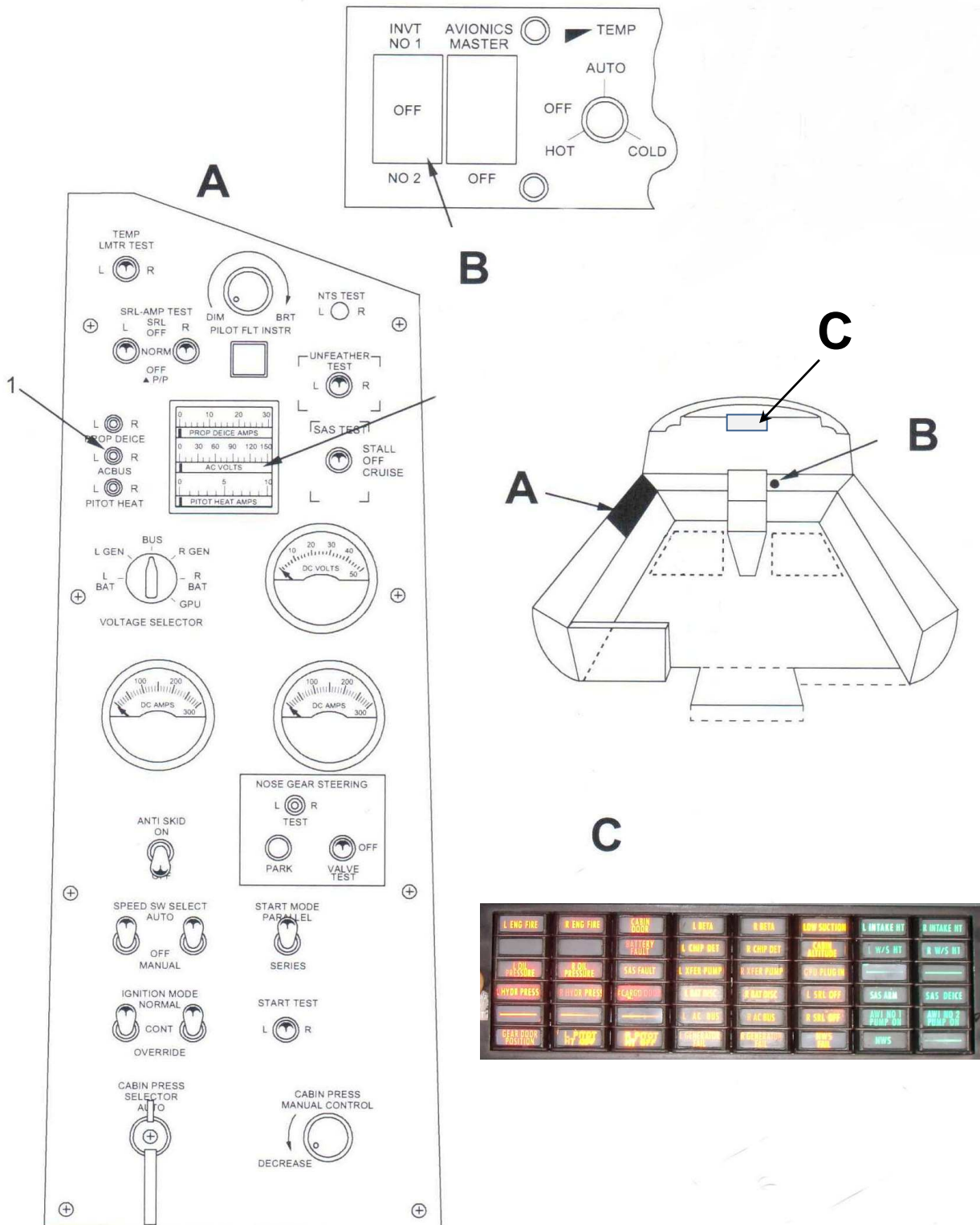
- a. El monitoreo y alarma AC está comprendido por un voltímetro (2) seleccionable (1) de barra ubicado en el panel de la consola delantera izquierda.
- b. El voltímetro de AC es alimentado desde el sistema de 115VAC
- c. Cada barra de 115VAC alimenta también un relé de falla de barra. Cuando el voltaje está presente en la barra, el relé está energizado y desconecta la alimentación a la luz de alarma de barra AC. Si la energía se pierde, el relé desenergiza y la luz de alarma se ilumina.

1.6.4.3.2 Luces de Alarma

- a. Instalación estándar de dos inversores, aeronaves S/N 420-999
 - (1) La luz L AC BUS se ilumina indicando que la barra AC izquierda no está energizada. El inversor seleccionado ha fallado y el otro inversor no está alimentando la barra, usualmente indica un defecto en el circuito de conexión entre barras.
 - (2) La luz R AC BUS se ilumina indicando que la barra AC derecha no está energizada. El inversor seleccionado ha fallado y el otro inversor no está alimentando la barra, usualmente indica un defecto en el circuito de conexión entre barra.
 - (3) Ambas luces LAC BUS y R AC BUS se iluminan indica que ninguna de las barras de AC está energizada, usualmente indica una completa falla de alimentación de energía de AC.

* REFERENCIA DEL MANUAL DE MANTENIMIENTO





-Específicamente en la aeronave CX-LAS, los equipos que funcionaban con energía 115 Volts.AC eran:

- Instrumentos de navegación (RMI).
- CVR (Grabador de voces de cabina).
- FDR (Grabador de datos de vuelo).
- Horizonte artificial del Comandante (ADI).
- Radio altímetro.
- VOR.
- ADF.

Nota: Hasta la fecha no se ha recibido información sobre el sistema de cableado de aviónica solicitado a la empresa.

1.6.5 Sistema estático-pitot

1.6.5.1 Descripción y operación (34-10-00)*

El sistema estático pitot consiste en probetas pitot y entradas de estática, sistemas de acoplamiento y cañerías para guiar el aire de impacto (pitot) al velocímetro y aire estático a las tuberías de estáticas. Las tuberías de estática proveen múltiples de conexión para los velocímetros, altímetros e indicadores de velocidad vertical.

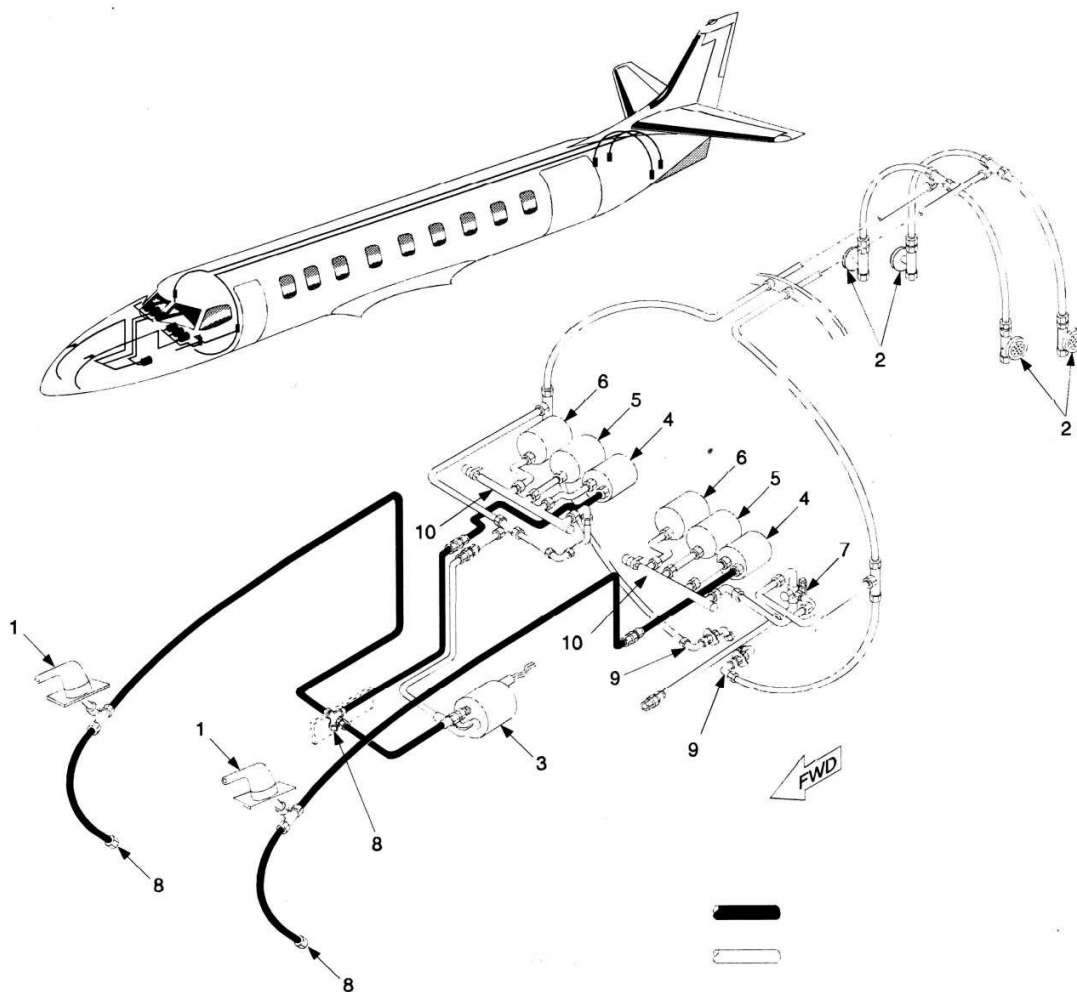
1.6.5.2 Pitot

El sistema pitot consiste en tubos pitot que reciben la presión de aire de impacto y cañerías para convertir la presión de aire de impacto a los velocímetros del piloto y copiloto (fig. ítem 4) y a la llave de velocidad (ítem 3). Los drenajes (fig. ítem 8 y 9) en las tuberías previenen la acumulación de humedad. El cuerpo del pitot contiene un calentador de deshielo. Los cuerpos pitot para el modelo SA227-AC están montados sobre la piel de la sección de nariz derecha e izquierda enseguida detrás del radome.

1.6.5.3 Estática

- a. La estática consiste en venteos en la parte trasera del avión para recibir presión estática (ambiente) y de cañerías para convertir presión de aire estática a los instrumentos de navegación del piloto y copiloto y a la llave de velocidad.
- b. En las aeronaves SA227-AT, AC y BC se usan dos sistemas estáticos separados. Los instrumentos del piloto están conectados a las entradas inferiores derecha e izquierda, mientras que para los instrumentos del copiloto están conectados a las entradas superiores derecha e izquierda. Las acoplamiento de estática (fig. ítem 10) ubicada detrás de los paneles de los pilotos guían el aire estático de las cañerías a los velocímetros, altímetros e indicadores de velocidad vertical (fig. ítem 4, 5 y 6).
- c. En las aeronaves SA227-AT, AC y BC, la válvula selectora provee una fuente alterna de alimentación a los instrumentos del piloto y copiloto. La válvula selectora está conectada al sistema de instrumentos del piloto y suministra una fuente alterna de alimentación estática solamente a los instrumentos del piloto.

- d. En las aeronaves SA227-TT (no aplicable).
- e. Las líneas estáticas debajo del panel derecho del suelo en el compartimiento de equipaje suministra aire estático a la llave de presión (fig. ítem 3) Una válvula selectora alterna (fig. ítem 7) en el panel de instrumentos del piloto suministra una fuente alterna de suministro de aire estático al panel de instrumentos del piloto solamente. Los drenajes de estática (fig. ítem 8) previenen la generación de humedad en el sistema.



* REFERENCIA DEL MANUAL DE MANTENIMIENTO

1.7 Información Meteorológica.

1.7.1 Condiciones Meteorológicas

Carrasco 34°50,0S 56°00,7W elevación 32,9m SNMM.

Información pronosticada

-El pronóstico de área emitida para FIR Ezeiza (período de validez 1600 UTC del día 06/06/12 hasta las 0100 UTC del día 07/06/12) como para el FIR Montevideo (período de validez 2100 UTC del día 06/06/12 hasta las 0900 UTC del día 07/06/12) prevé como FENOMENO SIGNIFICATIVO: MASA DE AIRE DE ORIGEN POLAR MARITIMA SOBRE COSTA ATLANTICA GENERA NUBOSIDAD BAJA ESTRATIFORME CON LLUVIAS Y NEVADAS AISLADAS.

-Pronarea de FIR Montevideo pronosticaba:

- Englamiento: leve a moderado entre FL 030/200.
- Isotherma de cero grado: a VER/SUMU FL040.
- Isotherma de cero grado: a VER/EZE FL010.

-Pronóstico de Aeródromo emitido por FIR Montevideo:

-Se prevén precipitaciones temporarias y asiladas en zonas costeras, ocasional caída de granizo. Vientos en zonas costeras de 20-28 Kts. con rachas de 30-40 Kts.

-Se emitió un AVISO DE AERÓDROMO (N°1) para FIR Montevideo ente las 1200UTC del día 06/06/12 hasta las 0000 UTC del día 07/06/12 con las siguientes condiciones:

- Se prevé, rachas de vientos del sector W de 30-40 Kts. en zonas sur y este a acompañados de chaparrones aislados.

-Sigmet para FIR Ezeiza emitido a las 17:25 Z:

-Englamiento severo entre los FL010/150 moviéndose al E a 20kt, sin cambios.

Información meteorológica aeronáutica

METAR HORA 2000UTC (17:00LT)

-26018G28KT 9999 BKN026 BKN060 06/01 Q1021 NOSIG

- Viento del sector SW (260°), intensidad de 18 Kts. con rachas de 28 Kts.
- Visibilidad horizontal de más de 10 Kms.
- Nubosidad: 5 a 7 octas a 2600 Fts. y de 5 a 7 octas a 6000 Fts. (parcialmente cubierto).
- Temperatura del aire al abrigo meteorológico era de 6 °C.
- Temperatura de punto de rocío 1° C.
- Presión a nivel medio del mar 1021 hPa (hectopascals).

METAR HORA 2100 UTC (18:00LT)

-27018G28KT 9999 BKN030 BKN060 06/01 Q1022 NOSIG

- Viento del sector W (270°), intensidad de 18 Kts., con rachas de 28 Kts.
- Visibilidad horizontal de más de 10 Kms.
- Nubosidad, 5 a 7 octas a 3000 Fts. y 5 a 7 octas a 6000 Fts. (parcialmente cubierto).
- Temperatura del aire al abrigo meteorológico era de 6 °C.
- Temperatura de punto de rocío 1° C.
- Presión a nivel medio del mar 1022 hPa (hectopascales).

METAR HORA 2200 UTC (19:00LT) (valido para hora del accidente)

-26015G25KT 9999 BKN030 BKN060 06/01 Q1022 NOSIG

- Viento del sector SW (260°) intensidad de 15 Kts. con rachas de 25 Kts.
- Visibilidad horizontal de más de 10 Kms.
- Nubosidad: 5 a 7 octas a 3000 Fts. Y 5 a 7 octas a 6000 Fts. (parcialmente cubierto).
- Temperatura del aire al abrigo meteorológico era de 6 °C.
- Temperatura de punto de rocío 1° C.
- Presión a nivel medio del mar 1022 hPa (hectopascales).

METAR HORA 2300 UTC (20:00LT)

-25015G25KT 9999 BKN030 BKN060 06/01 Q1023

- Viento del sector SW (250°) intensidad de 15 Kts. con rachas de 25 Kts.
- Visibilidad horizontal de más de 10 Kms.
- Nubosidad: 5 a 7 octas a 3000 Fts. Y 5 a 7 octas a 6000 Fts. (parcialmente cubierto).
- Temperatura del aire al abrigo meteorológico era de 6 °C.
- Temperatura de punto de rocío 1° C.
- Presión a nivel medio del mar 1023hPa (hectopascales).

-A la hora 19:10LT (22:10 UTC) se comprobó la existencia de un Cumulus congestus en la trayectoria de vuelo hacia el punto de reporte DAGUS.

-De acuerdo a anotaciones anteriores de diferentes Pilotos, en esta Aeronave el radar meteorológico no era confiable.

-La tripulación no pasó a recabar información por la oficina meteorológica.

1.8. Ayudas para la navegación.**1.8.1 Tabla de Equipamiento de la Aeronave**

-La aeronave estaba equipada con el siguiente equipamiento de ayuda a la navegación:

EQUIPO	MARCA	MODELO
VOR	COLLINS	VIR 30
ADF	COLLINS	ADF60
DME	COLLINS	DME40
GPS	GARMIN	155
GPS	GARMIN	430 (no habilitado)

1.8.2 Piloto automático y Director de Vuelo

-La aeronave no poseía piloto automático ni director de vuelo.

1.9. Comunicaciones.

-Las comunicaciones entre la aeronave y el Control de Tránsito Aéreo se realizaron en frecuencias 118.1 y 128.5 (TWR y ACC) sin inconvenientes técnicos.

-No se realizaron comunicaciones desde la aeronave demostrando la existencia de inconvenientes a bordo.

-Las conversaciones relacionadas fueron transcritas en Sección 1.1.1.

1.10 Información de Aeródromo.

-La información del Aeropuerto Internacional de Carrasco (SUMU) se encuentra en el AIP URUGUAY 2.9.1.

-Clasificación Categoría 4E.

-Servicio de Salvamento y extinción de incendios: 9.

-Ubicación: coordenadas 34°50'02S 56°01'41W.

-Cuenta con 2 pistas operativas, orientación 06-24 y 01-18.

-Posee procedimiento aproximación ILS.

-Posee procedimientos aproximaciones GPS.

-Al momento del accidente Carrasco contaba solo con radar secundario.

-No posee radar meteorológico.

-Desde la posición de estacionamiento No.17 hasta cabecera pista 24 (recorrido realizado por la aeronave), hay una distancia de 1980 ms. (medición realizada en mapas de Google Earth).

1.11 Registradores de vuelo.

1.11.1 Detalle

Grabador de Voces de Cabina: CVR (Cockpit Voice Recorder).

-Modelo: A100 S/N 6652.

-Fecha de instalación: 10/02/92.

-Este tipo de equipo, graba los últimos 30 minutos desde que se energiza, a través de una cinta magnética sinfín.

-En agosto de 2012 se reprodujo el contenido de la cinta en los laboratorios de la NTSB (National Transportation Safety Board), agencia de investigación de accidentes de EE.UU. (Washington DC).

Allí se comprobó que la grabación extraída no correspondía al vuelo del accidente.

-Con los datos obtenidos de la grabación, los registros de servicio de los controladores de tránsito aéreo y grabaciones de tránsitos reportados, se determinó que correspondía a los últimos 30 minutos del vuelo inmediatamente anterior al accidentado.

Grabador de Datos de Vuelo: FDR (Flight Data Recorder).

-Modelo: F1000.

-Fecha de instalación: 05/08/2000.

-Este tipo de equipo, graba datos varios parámetros de vuelo por un total de 99 horas, desde que se energiza, a través de una memoria sólida.

-En setiembre de 2012 se decodificó el contenido de los registros en los laboratorios de la NTSB (National Transportation Safety Board), agencia de investigación de accidentes de EE.UU.,(Washington DC).

-Se comprobó que la grabación extraída no correspondía al vuelo del accidente.

-Con las comunicaciones obtenidas en la grabación del CVR y datos del RTV se determinó que correspondía hasta el apagado del vuelo inmediatamente anterior al accidentado.

1.11.2 Condición de los Registradores

-Los registradores fueron recuperados del fondo del Río de la Plata, pasados los cuarenta días; habiendo permanecido expuestos a una profundidad de 11 ms. Aunque ambos presentaban roturas en sus carcasas, conteniendo agua y barro en su interior, la decodificación de sus datos demostró que los equipos funcionaban correctamente hasta el vuelo anterior al accidentado.

1.12 Información sobre los restos de la Aeronave y el impacto.

1.12.1 Descripción de la zona del Accidente

-La Aeronave impactó en el Río de la Plata, zona general SW de la Isla de Flores. (Latitud S34 57 702 longitud W55 54 815).

-Los restos ubicados durante las tareas de búsqueda, se encontraban a una distancia aproximada de 2 Kms. al SW de la Isla de Flores, concentrados en un área de aproximadamente 90 metros de radio. (**Anexo A**)

-Se rescataron las partes significativas de todas las áreas de la Aeronave (motores, hélices, trenes de aterrizaje, puerta de carga, puerta de pasajeros, cono de cola, etc.).

1.13 Información médica y patológica.

-La tripulación se encontraba en condiciones aptas para el vuelo, según exámenes correspondientes del gabinete psicofísico. (**Anexo B**)

1.14 Incendio.

1.14.1 Detalle.

-No hubo vestigios de incendios en vuelo o después del impacto.

1.15 Supervivencia.

1.15.1 Descripción de Actividad de Búsqueda

-El Centro Coordinador de Rescate desplegó dos Aeronaves en la búsqueda luego del accidente.

-Se mantuvo búsqueda aérea por un lapso permanente de 30 días.

-Se solicitó apoyo a la Armada Nacional para la búsqueda en el mar.

-La búsqueda marítima tuvo varios inconvenientes meteorológicos en las primeras horas de la operación.

-Durante el tiempo total de búsqueda las condiciones de mar, meteorología y diferentes razones obligaron a que la operación fuera cancelada y reanudada en 6 oportunidades.

-El equipamiento usado en la búsqueda marítima fue Sonar de Barrido Lateral.

1.16 Ensayos e investigaciones.

1.16.1 Vuelos de Comprobación

-Se realizó un vuelo de comprobación en una Aeronave de las mismas características para comprobar funcionamiento de equipamiento y comportamiento de instrumentos.

-Se efectuó la reconstrucción del vuelo del accidente en una Aeronave de la Fuerza Aérea de similares características.

1.16.2 Exámenes de plantas propulsoras (motores y hélices)

-Se realizó desarme y análisis de los motores en un taller especializado, dando por resultado el correcto funcionamiento de los mismos en el momento del impacto. (**Anexo C**)

-Se realizaron análisis sobre el material de las hélices, resultando sin problemas para su operación. (**Anexo C**)

1.16.3 Comunicaciones.

En el Laboratorio de Acústica, del Instituto de Física de la Facultad de Ingeniería de la Universidad de la República se analizaron con un software específico, las comunicaciones por frecuencia aeronáutica entre un SA227 METRO III y el control de tránsito aéreo (**Anexo K**).

1.16.4 Análisis sobre los restos.

-Se realizaron una pericias por parte de la Dirección Nacional de Bomberos, arrojando como resultado que no hay vestigios de incendio en vuelo o después del impacto. (**Anexo D**)

-Se mantiene contacto con la NTSB para asesoramiento y consultas.

-Se realizaron análisis sobre los descargadores estáticos, resultando sin problemas de operación. (**Anexo E**)

- Se realizaron análisis sobre restos del giro vertical, dando como resultado que no se encontraba operando al momento del accidente. (**Anexo F**)

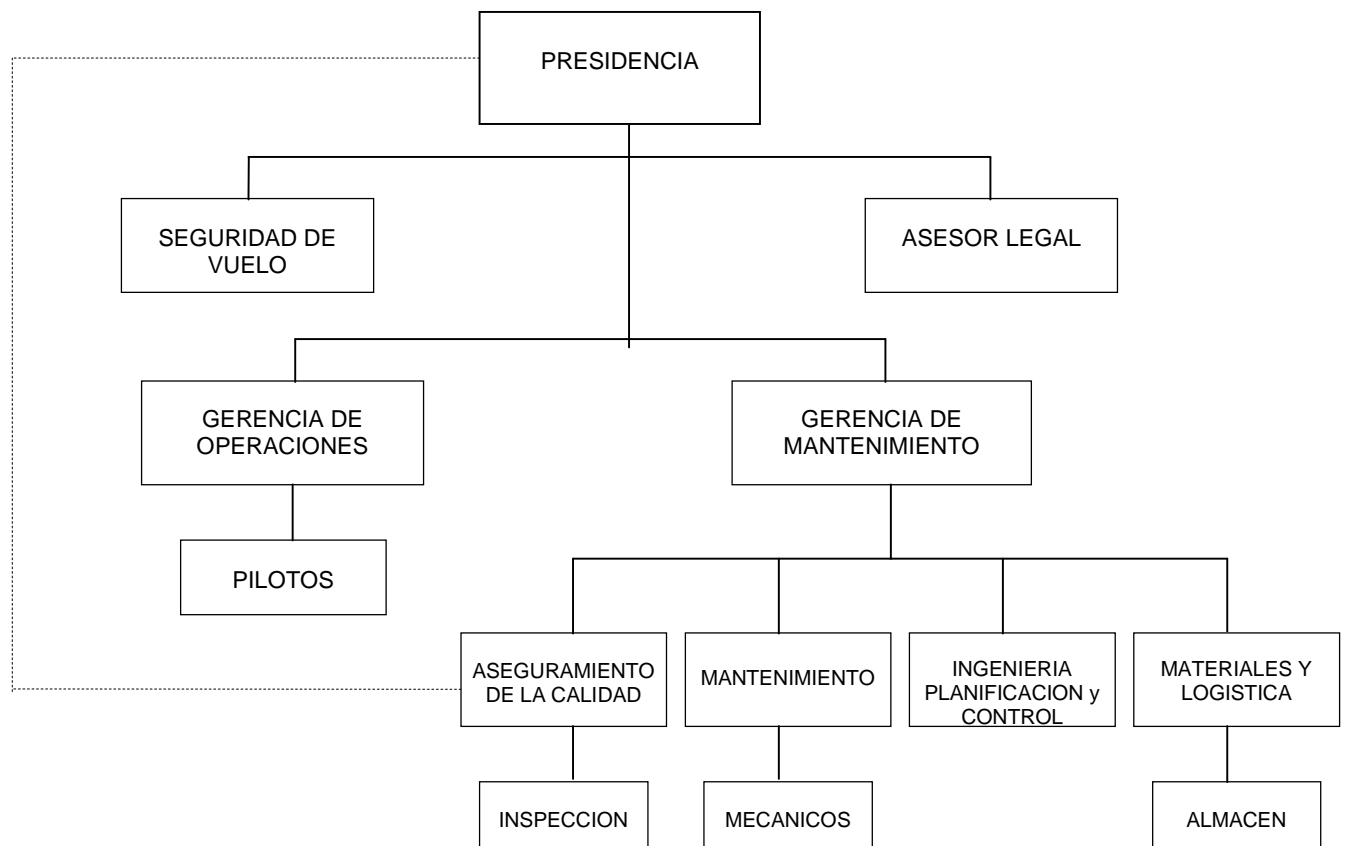
1.17 Información sobre organización y gestión

1.17.1 Información relativa.

Explotador

ORGANIGRAMA DE LA EMPRESA Y DE LA GERENCIA DE MANTENIMIENTO (RAU 121.365 /135.423; 121.369 a)

El siguiente organigrama de la Empresa y Gerencia de Mantenimiento define la cadena de autoridad que se observa en la conducción de sus actividades:



1.17.2 Certificación y marco normativo

-Esta aeronave operaba bajo RAU 135.

-No había designado un Inspector Principal de Operaciones (IPO) para la Empresa, evidenciando falta de recursos humanos para un adecuado seguimiento por parte de la Autoridad Aeronáutica.

-Se detectaron errores en el asentamiento de datos del formulario de inspección, para la certificación de la aeronave, proporcionado por los Inspectores de Aeronavegabilidad.

1.18 Información adicional.

-La aeronave poseía malla de sujeción de carga, la cual no fue usada.

-Se encontró un alambre sujetando anillas del sistema de ajuste de altura del asiento de tripulación, sistema que había sido retirado.

-La aeronave cargó 600 lbs. de combustible autorizado.

-Se realizó de inmediato una inspección ocular a otra aeronave similar a la siniestrada, perteneciente a la misma empresa, encontrándose los siguientes detalles:

- Cajones de madera en el corredor del compartimiento de carga.
- Revestimiento de paredes con “cartonplast”.
- Planchas de metal que oficiaban de piso de carga sin aseguramiento.
- Listas de comprobación que no cumplen con lo estipulado por el fabricante.
- El extintor de fuego no estaba cargado con los químicos que corresponden.

Estas discrepancias fueron reportadas de inmediato al Departamento de Aeronavegabilidad.

-Durante el transcurso de esta investigación se realizaron Recomendaciones de Seguridad acerca de las discrepancias encontradas.

-El tren de aterrizaje se encontraba retraído en el momento del accidente.

-Se encontró el actuador del estabilizador totalmente extendido.

-Se constató una diferencia de 2 minutos 40 segundos entre la hora mostrada por las cámaras de seguridad y la indicada por la TWR.

-Se constato la instalación de un GPS (Garmin 430) pantalla color sobre del panel de instrumentos, encima del panel de luces de advertencia. (No habilitado por el Departamento de Aeronavegabilidad).

1.19 Técnicas de Investigación útiles y eficaces.

-Análisis sobre el material de las hélices en la Facultad de Ingeniería.

-Análisis de los descargadores estáticos en la Facultad de Ingeniería.

- Análisis de espectros de frecuencia en la Facultad de Ingeniería.

-Pericias Técnicas por parte de la Dirección Nacional de Bomberos.

-Estudio de corrosión sobre el material de las hélices en la Facultad de Ciencias.

-Análisis sobre restos de instrumentos en Paez Aviónica (Buenos Aires – Argentina).

- Análisis sobre el material de las hélices en CITEDEF (Buenos Aires – República Argentina).

-Medición de sección de ambos motores para determinar el ángulo de impacto. (**Anexo G**)

2. ANALISIS:

-La División Pericias Técnicas, de la Dirección Nacional de Bomberos, realizó el análisis sobre los restos de la Aeronave y ropa recuperados, no encontrando indicios de incendio en los mismos. **(Anexo D)**

-El análisis del combustible suministrado a la Aeronave no arrojó indicios de contaminación.

-Se estudiaron los RTV (Registros Técnicos de Vuelo) y libros proporcionados por la empresa relacionados con la Aeronave, motor, hélice y mantenimiento, encontrándose discrepancias que motivaron la emisión de recomendaciones de seguridad.

-Se hizo un análisis de espectrometría sobre comparación de frecuencias, lo que dio como resultado que el espectro generado por la barra de corriente eléctrica de 115 v no estaba presente en las comunicaciones del vuelo al momento del accidente.

-Se decodificaron los grabadores de abordó (CVR y FDR), los cuales arrojaron como resultado las grabaciones del vuelo inmediatamente anterior.

-Se reconstruyó el vuelo en una aeronave de la Fuerza Aérea, el cual no pudo llegar a su final por la peligrosidad de las maniobras realizadas.

-Se estudiaron los factores meteorológicos, los cuales presentaban condiciones de engelamiento y cizalladura media.

-Se analizó plantas de propulsoras, dando como resultado el correcto funcionamiento de las mismas.

-Se estudiaron los antecedentes de la tripulación dando como resultado legalmente capacitados y psicofísicamente aptos para el vuelo.

-De acuerdo a la documentación remitida por el Departamento de Aeronavegabilidad se encontraron las siguientes discrepancias:

En el formulario de reporte de inspección realizado a la aeronave el 30/11/2011, figuran:

- o Error de asentamiento en la marca de hélices,(Figuran hélices Mc Cauley en lugar de Dowty Rotol).
- o Piloto automático OK (la aeronave no lo tenía en operación).
- o Director de Vuelo. OK (la aeronave no lo tenía en operación).
- o AFM vigente y aprobado (no existente)
- o MEL vigente y aprobado(no existente),solo poseía MMEL
- o Batería 1 (la aeronave lleva como equipamiento estándar 2)
- o Peso y balance figura realizado con balanzas de menor tonelaje; figurando exactamente los mismos datos que los años anteriores.

-Se detectó la sustitución de una hélice por otra, no siendo asentado este cambio en el libro correspondiente.

-Existen tres Listas diferentes de Comprobación de Procedimientos de Cabina, que a su vez difieren de la Lista de Chequeo del Fabricante.

-Las tripulaciones no se ajustaban a la realización del procedimiento de cálculo de peso y balance.

-Se analizó el actuador del estabilizador horizontal dando como resultado que la actitud de la aeronave al momento del impacto era de toda nariz abajo.

2.1 Generalidades

-La secuencia de eventos del presente accidente se inició en la omisión del pasaje de la tripulación por la Oficina de Meteorología a recabar la información de la situación climática. La misma presentaba condiciones de cizalladura media agravadas por parámetros de engelamiento. **(Anexo I)**

-El Plan de Vuelo presentado no correspondía a la Aeronave CX-LAS, en primera instancia figuraba la Aeronave CX-CLS. **(Anexo H)**

-No se realizaron de manera interactivas las listas de chequeo previstas para ANTES DE LA PUESTA EN MARCHA y PUESTA EN MARCHA

-No se aseguró la carga con las redes de seguridad previstas.

-TWR solicitó la posibilidad de despegue antes de la hora prevista.

-En el carreteo, cuando se le autorizó el rodaje sobre pista en uso, la aeronave se desplazó a alta velocidad (75 Km/h).

-Posterior al despegue la aeronave comenzó un viraje hacia su izquierda, ingresando a un cúmulo congestus que se encontraba en esa área; esta nubosidad estaba conformada por condiciones de humedad y temperaturas de engelamiento. **(Anexo I)**

-Mientras se encontraba dentro de la nubosidad, la aeronave es advertida por el ACC de su desviación de ruta, realizó un viraje por derecha para volver a su curso, manteniendo velocidades superiores a la VMO. (Velocidad de máxima operación)

2.2 Operaciones de vuelo

2.2.1 Instrucción/calificación/evaluación de la tripulación (Anexo J)

2.2.1.1 Piloto Comandante (PF)

Licencia vigente

Piloto de Transporte de Línea Aérea No.460, expedida el 7 de Enero de 2004, última renovación efectuada el 5 de Marzo de 2012, con vencimiento de psicofísico al 30 de Setiembre de 2012.

Habilitaciones vigentes

Aviones monomotores multimotores terrestres hasta 5700 kgs.

Instrumentos avión.

Comandante en SW4 otorgado el 7 de Octubre de 2004. Air Class.

Horas de Vuelo

Registra un total de 16177 horas con 49 minutos al 5 de Marzo de 2012.

2.2.1.2 Copiloto (PNF)**Licencia vigente**

Piloto Comercial No. 1728, expedida el 17 de Junio de 2010, última renovación efectuada el 17 de Junio de 2011, con vencimiento de psicofísico al 30 de Junio de 2012.

Habilitaciones vigentes

Aviones monomotores multimotores terrestres hasta 5700 kgs.

Instrumentos avión.

Copiloto Fairchild Metro III otorgada el 29 de Marzo de 2012.

Competencia lingüística Nivel 4 con vencimiento 20 de Julio de 2013.

Horas de Vuelo

Registra un total de 406 horas con 15 minutos al 22 de Agosto de 2012.

2.2.2 Procedimientos operacionales

-De acuerdo a los análisis de datos recabados del video radar, audio de comunicaciones con CTA, Oficina Meteorológica, fotografías de las cámaras de seguridad y testigos podemos indicar lo siguiente:

-No se realizó una planificación adecuada de la misión, ya que no se recabaron los últimos datos de la situación meteorológica existente.

-El anclaje de seguridad de la carga no fue realizado, pese a disponer de los medios.

-No se realizó el correcto control de la lista de chequeo correspondiente a “ANTES DE LA PUESTA EN MARCHA”. Este chequeo consiste en un trabajo interactivo de preguntas y respuestas por parte de la Tripulación, lo que no se pudo realizar por no encontrarse el PNF a bordo de la Aeronave.

-No se efectuó control de lista de chequeo de “PUESTA EN MARCHA”, mientras el PF realizaba el arranque de motores el PNF cerraba la puerta de pasajeros.

-CTA solicitó al PF la posibilidad del despegue antes de la hora.

-La tripulación solicitó instrucciones para carreteo las que no fueron proporcionadas por el CTA por no haber recibido Plan de Vuelo hasta ese momento, por lo tanto la aeronave permaneció 10 minutos con motores encendidos esperando autorización.

-Luego de recibir instrucciones para carreteo, la aeronave solicitó rodaje por Taxiway “C” y pista en uso.

-Al ingresar la aeronave a la pista en uso, recibió instrucciones de despegue; realizó un carreteo a velocidad excesivamente rápida, habiendo recorrido 2500 mts. en 2 minutos.

(La velocidad máxima de carreteo es de 15 Km/h, la velocidad de rodaje del CX-LAS fue de 75Km/h).

-Luego del despegue, de acuerdo a las instrucciones de TWR, la aeronave realizó un viraje por izquierda hacia el punto de chequeo DAGUS.

-Durante el ascenso el CX-LAS solicitó cambio de nivel de vuelo de FL100 a FL080.

-La aeronave se mantuvo en ascenso y en viraje por izquierda ingresando en el cumulo estacionado al sur sobre el Río de la Plata.

-El ACC llamó a la aeronave al advertir la desviación de ruta, la misma se encontraba con un rumbo 180° opuesto al que debía mantener, (pudiéndose observar que el avión mantenía velocidades superiores a la VMO) (**Mapa pag.14**)

-El PNF respondió el llamado y el avión realizó un viraje por derecha para retomar su ruta, luego se precipitó al mar, (la aeronave realizó la maniobra sin reducir su velocidad) (**Mapa pag.14**)

2.2.3 Condiciones meteorológicas

-Las condiciones meteorológicas en el aeropuerto de despegue no impedían o entorpecían el decolaje de la aeronave

-Los pronósticos y las predicciones de área preveían nubosidad con condiciones de engelamiento, la cual a la hora del despegue se encontraba estacionada al sur de Montevideo sobre el Río de la Plata. La nubosidad estacionada estaba compuesta por un Cumulo Congestus, con temperaturas de menos de 0°C y humedad saturada (condiciones de agua sobre enfriada, la cual se convierte en hielo cristalino inmediatamente al hacer contacto con la estructura del avión) **(Anexo I)**

-Los datos proporcionados por TWR para el despegue (temperatura 7°C y sin indicaciones de humedad visible) no ameritaba encender el Sistema de Calefactores de Tubo de Pitot. De acuerdo a lo previsto en el Manual de la Aeronave se debe operar dicho Sistema desde un máximo de 5° C y con humedad visible.

-Se había generado una advertencia de cizalladura media (vientos arrachados de gran intensidad) **(Anexo I)**

-Por lo expuesto se puede afirmar que es factor determinante para la ocurrencia del presente accidente.

2.2.4 Comunicaciones

-TWR solicita al PF la posibilidad de realizar el despegue antes de la hora prevista.

-De acuerdo a los análisis realizados las comunicaciones pudieron ser colaboradores en la ocurrencia del presente accidente.

2.2.5 Ayudas para la navegación

-El equipamiento de tierra funcionó correctamente, determinándose que no contribuyó a la ocurrencia del presente accidente.

2.2.6 Zona del accidente y área circundante

-La Aeronave impactó en el Río de la Plata, zona general SW de la Isla de Flores. (Latitud S34 57 702 longitud W55 54 815).

2.3 AERONAVES

2.3.1 Mantenimiento de la aeronave

-Con los análisis realizados a los restos de la aeronave no se pudo determinar que los trabajos de mantenimiento efectuados pudieran haber contribuido a la ocurrencia del accidente.

-Con los análisis realizados a los restos de las hélices no se pudo determinar que los trabajos de mantenimiento efectuados pudieran haber contribuido a la ocurrencia del accidente.

-Con los análisis realizados a los restos de los motores no se pudo determinar que los trabajos de mantenimiento efectuados pudieran haber contribuido a la ocurrencia del accidente.

2.3.2 Performance de la aeronave

-La performance de la aeronave Fairchild (M7 Aerospace LP) SA227-AC, de los motores Honeywell TPE331-11V-6166 y de las hélices Dowty Propellers R321/4-82-F/8, se encuentra basada en los Certificados Tipo A8SW, E4WE y P61GL de la Federal Aviation Administration y en los Manuales Técnicos y Manuales de Servicios de los fabricantes Fairchild, Honeywell y Dowty, aceptados por la Dirección Nacional de Aviación Civil e Infraestructura Aeronáutica.

-La performance de la aeronave no influyó en el desarrollo del accidente.

2.3.3 Peso y balance

- Al momento del accidente, la aeronave se encontraba dentro de los parámetros de peso por lo que se determina que ese factor de la aeronave no contribuyó a la ocurrencia del suceso.

2.3.4 Transporte de personal y carga

-La Aeronave no transportaba pasajeros.

-De acuerdo al manifiesto de carga proporcionado por la empresa DHL el peso de la carga era de 750 kgs.de equipaje, siendo ubicado en el compartimiento posterior de la aeronave.(**Anexo K**)

-Se determinó que no se transportaba ningún tipo de mercancía peligrosa.

-No se puede determinar que la carga pudiera haber contribuido a la ocurrencia del accidente.

2.3.5 Instrumentos de la aeronave

-Según los registros de mantenimiento, todos los instrumentos a bordo se encontraban operativos y aeronavegables.

-De acuerdo a los diferentes análisis realizados, los instrumentos alimentados con corriente 115 Volts AC, no se encontraban energizados. (**Anexo L**)

-Por lo expuesto anteriormente, se puede afirmar que este último es un factor sumamente influyente para la ocurrencia del accidente.

-La VMO de la aeronave es de 246 kts., se encuentra señalada en el indicador de velocidad: (**Anexo P**)

-La aeronave no contaba con un sistema de alarma de sobre velocidad.

2.3.6 Sistemas de aeronave

2.3.6.1 Motores

-Se realizó desarme de ambos motores en el taller “División Turbo” (República Argentina), arrojando como resultado el correcto funcionamiento de los mismos en el momento del impacto.

-No se encontraron indicios de que pudieran haber contribuido a la ocurrencia del accidente.

2.3.6.2 Hélices.

-De acuerdo a los análisis realizados por la Facultad de Ingeniería y Facultad de Ciencias sobre las hélices, se descarta:

- Desprendimiento de las mismas.
- Fallas de material.
- Sobrecarga eléctrica.

-De acuerdo a los análisis realizados en CITEDEF, se descarta la influencia de las Hélices en el Accidente.

-No se encontró ningún indicio de que las Hélices pudieran haber contribuido a la ocurrencia del accidente.

2.3.6.3 Combustible

-No se encontró ningún indicio de que pudiera haber contribuido a la ocurrencia del accidente.

2.3.6.4 Registradores de vuelo (Anexo M)

A) Cockpit Voice Recorder (CVR)

-Con los datos obtenidos de la grabación de datos del FDR y registros del RTV, se determinó que el equipo funcionó correctamente hasta el apagado del vuelo inmediatamente anterior al accidentado.

-Este equipo contiene un sistema de emisión de audio para su localización, el cual chequeado luego de su recuperación demostró que se encontraba emitiendo señal.

B) Flight Data Recorder (FDR)

-Con los datos obtenidos de la grabación del CVR y registros del RTV, se determinó que el equipo funcionó correctamente hasta el apagado del vuelo inmediatamente anterior al accidentado.

2.3.6.5 Emergency Locator Transmitter (ELT)

-La unidad E.L.T. no se localizó debido que la aeronave quedó sumergida en el Río de la Plata, este tipo de equipo necesita mantener la antena al aire libre para ser captado.

2.3.7 Daños a la aeronave

-La aeronave sufrió un impacto contra el fondo del Río de la Plata, quedando totalmente destruida y sumergida a una profundidad de 11 mts.

2.4 FACTORES HUMANOS

2.4.1 Factores Médicos, Psicológicos Y Fisiológicos del personal

2.4.1.1 Piloto Comandante

-Al momento del accidente, según el certificado del Examen Psicofísico vigente, no presentaba problemas psicológicos y/o fisiológicos que pudieran haber limitado su capacidad para la toma de decisiones o para la operación de la aeronave.

-No se pudo realizar una evaluación post accidente por no haberse encontrado el cuerpo.

2.4.1.2 Copiloto

-Al momento del accidente, según el Examen Psicofísico vigente, no presentaba problemas psicológicos y/o fisiológicos que pudieran haber limitado su capacidad para la toma de decisiones o para la operación de la aeronave.

-No se pudo realizar una evaluación post accidente por no haberse encontrado el cuerpo.

-De acuerdo a los análisis de los hechos este factor es sumamente influyente en el accidente.

3. CONCLUSIONES:

3.1 Conclusiones Generales

-El PF y el PNF cumplían con los requisitos de capacitación y entrenamiento en la aeronave Fairchild SA227-AC, encontrándose debidamente habilitados y familiarizados con el tipo de aeronave y su operación.

-Al momento del accidente el PF no presentaba problemas psicológicos y/o fisiológicos que pudieran haber limitado su capacidad para la toma de decisiones o para la operación de la aeronave.

-El PNF no poseía CRM (gestión de recursos de tripulación)

-Los Sistemas de Aeronave (motores y hélices), las ayudas a la navegación, performances, combustible y peso no contribuyeron para la ocurrencia del accidente.

- No está programado Entrenamiento en Simulador para esta Aeronave.
- La empresa no poseía procedimientos de vuelos estandarizados y aprobados por la autoridad Aeronáutica.
- De acuerdo a las fechas exhibidas en la documentación el certificado de Aeronavegabilidad se otorgó antes a la realización de la inspección
- No se respetó la correcta realización de las Listas de Chequeos.
- Las Aeronaves pertenecientes a esta Empresa, si bien son del mismo modelo, difieren en la Operatividad de sus Sistemas.
- La aeronave tenía instalado un GPS no habilitado colocado encima del panel de instrumento.
- Se recuperaron el 40% de los restos de la aeronave, habiéndose rescatado las partes más importantes de la misma.
- Se excedieron velocidades máximas permitidas de Operación.
- La aeronave no poseía malla de contención de la carga.
- No se recabaron los datos de las Condiciones Meteorológicas existentes y su progreso.
- Las condiciones Meteorológicas en la zona donde se desarrolló el Vuelo, contenían parámetros de temperatura y humedad óptimas para la generación de hielo cristalino. En esta área también se presentaban cortantes de viento de gran intensidad (cizalladura).
- El instrumento de Horizonte artificial (ADI) no tiene indicaciones claramente visibles cuando se encuentra fuera de funcionamiento.
- Los Manuales de Mantenimiento que presentó la empresa al momento del accidente se encontraban desactualizados.
- La Empresa no poseía MEL autorizado por la Autoridad Aeronáutica.
- El peso y balance de la aeronave figura realizado con balanzas que no cuentan con la capacidad adecuada.
- Los valores de peso y balance de la aeronave no presentan variaciones de un control de peso a otro.
- La empresa no poseía procedimiento para la manipulación y seguridad de la carga a transportar.
- No figura la realización de los formularios de peso y balance antes de cada vuelo.

- Los RTV estaban incorrectamente llenados, se toman solo las horas de despegue y aterrizajes, desconociéndose las horas de puesta en marcha y apagado de motores lo que hace que las horas reales de la aeronave, motores y hélices, componentes, no sean coincidentes.
- La composición de las tripulaciones no son analizadas antes de su conformación, evidenciando carencias en el manejo de los Recursos Humanos.
- No se asentaban las discrepancias de mantenimiento en los RTV, motivando que las siguientes tripulaciones desconozcan las novedades.
- Se encontraron irregularidades en la manera de ejecutar el mantenimiento de la aeronave.
- Se encontraron discrepancias en el llenado y firmas de los comandantes de vuelo en los RTV.
- Se encontraron tareas de mantenimiento realizadas sin estar documentadas ni firmadas en el RTV, algunas de ellas sin la correspondiente habilitación de taller.
- Las aeronaves poseían extintores de fuego inapropiados.
- Se constató una inapropiada configuración y equipamiento para vuelo de carga (piso, revestimiento, anclaje, etc.).

3.2 Causa probable y factores contribuyentes

3.2.1. Causa probable

La Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación, determina como probable (s) causa (s) del accidente, lo siguiente:

- Pérdida de Control de la Aeronave por encontrarse volando con indicaciones erróneas de los instrumentos de vuelo, sumado a la posible formación de hielo cristalino sobre su estructura, motivando una pérdida de conciencia situacional de la tripulación.

3.2.2 Factores contribuyentes

- Falta de información Meteorológica Aeronáutica del área en el momento de la Operación.
- Falta de confianza en el Radar Meteorológico de la Aeronave (el PF había realizado varias anotaciones en el RTV acerca de la operatividad del mismo).
- De acuerdo a los diferentes análisis se pudo determinar que el sistema eléctrico 115 Volts A.C., no se encontraba energizado, por lo que se presume una incorrecta realización de la lista de chequeos en diferentes procedimientos, lo que motivó obviar ítems de control del funcionamiento de los instrumentos de navegación.

(El control de encendido de los inversores esta marcado con un asterisco en las listas de chequeo de la aeronave, lo que determina que el ítem debe ser realizado con la asistencia del PNF)

(Anexo N)

-El PF había realizado sus últimos cinco vuelos en otra Aeronave (CX-CLS), en la que si bien es del mismo modelo que la accidentada, los inversores no energizan los Instrumentos de Navegación. **(Anexo Ñ)**

-El Plan de Vuelo presentado mostraba la Aeronave CX-CLS como prevista para realizar la Misión.

-Solicitud de TWR para despegue antes de la hora determinada por plan de vuelo.

-El carreteo se realizó excesivamente rápido, lo que condicionó la realización del correcto chequeo de las listas de comprobación para el despegue.

-No reconocer la falla de Instrumentos, motivó realizar un viraje que desvió la Aeronave de la ruta y la dirigió hacia un Sistema de Nubosidad con condiciones de Engalamiento.

-No percatar la posible formación de hielo cristalino en la estructura de la Aeronave, realizando un viraje que agravó la situación.

-Posible exceso de confianza del PF acompasado por la corta experiencia del PNF y la falta de un CRM interactivo.

-Posible obturación del sistema estático de pitot, lo que generaría indicaciones erróneas de velocidad, altura y actitud. **(Anexo O)**

-Posible pérdida de la conciencia situacional (percepción de uno mismo y aeronave en relación ambiente dinámico del vuelo y amenazas, con capacidad para pronosticar lo que ocurrirá basado en la percepción)

-Al no energizar el Sistema de Vuelo, el modelo del Instrumento de Horizonte Artificial (ADI) instalado en la Aeronave da una indicación de ascenso permanente.

Este modelo de instrumento no posee una banderilla de indicación cuando se encuentra fuera de operación, la inoperatividad del instrumento está indicada en la parte inferior del mismo donde se encuentra una barra que solo cambia de color de rojo (fuera de operación) a negro (operativo). **(Anexo P)**

-Mantener un vuelo con velocidades por encima de la VMO, situación agravada por la realización de un viraje; encontrándose en condiciones meteorológicas donde se debe reducir la velocidad para mantener el control de la aeronave.

-Ubicación de un GPS no habilitado en una posición que podría confundir a la tripulación por su luminosidad.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

DIRECCION NACIONAL DE AVIACION CIVIL E INFRAESTRUCTURA AERONAUTICA

- Realizar la RECERTIFICACION de la empresa explotadora .
- Realizar la coordinación horaria entre los relojes de las cámaras de seguridad y TWR.

Seguridad Operacional /Departamento de Aeronavegabilidad

- Extremar las inspecciones de las aeronaves a fin de corroborar que las mismas cumplan con todas las exigencias y normas previstas en las Reglamentaciones Nacionales e Internacionales respecto a las autorizaciones otorgadas por la Autoridad Aeronáutica tanto para versión pasajeros como carga.
- Estandarizar los RTV de todas las aeronaves, con el fin que las inspecciones, aplicación de los AD, vencimiento de los componentes y trabajos realizados sean los correspondientes y se realicen con las horas reales.
- Mantener la designación de un Inspector Principal de Operaciones (IPO) para control de cada empresa.
- Evaluar la existencia de un procedimiento de fuego en vuelo (lista de chequeo) en el compartimiento de carga (versión cargo).
- Realizar un estudio de las Listas de Comprobación y Operación de la aeronave a fin de autorizarlas y que las mismas estén acorde a las del representante del fabricante.

Empresa explotadora de la aeronave accidentada:

- Que todas sus aeronaves, cumplan con las normas de seguridad correspondientes.
- Se sugiere que las aeronaves estén provistas de “SMOKE DETECTORS” en el compartimiento de carga principal (recomendación de la FAA.)
- Tener un procedimiento para el uso de un dispositivo o red de contención con el fin de prevenir que la carga no tenga posibilidades de movimientos que puedan afectar la seguridad del vuelo de la aeronave.
- Que la carga transportada se encuentre en todo momento amarrada en forma segura y que no obstaculice las salidas de emergencia.
- Capacitar debidamente en un simulador de vuelo a sus pilotos, a fin de que todas las maniobras de simulación de emergencias que no pueden realizarse en el avión sean practicadas y tengan una percepción más real y un entrenamiento más adecuado.

-Realizar CRM interactivo con todos sus tripulantes a fin de lograr un óptimo desempeño, mejor entendimiento en la cabina de pilotaje, minimizar errores y mayor integración con los pilotos de menor experiencia.

-Realizar el correcto análisis y confección de las Listas de Comprobación y chequeo en todas las operaciones de la aeronave, para luego solicitar la correspondiente aprobación.

-Estudiar la modificación de la lista de comprobación del ítem 13 de “after start before taxi” donde dice:

-13.Avionics, Inverter & G.P.S.ON

modificar por:

-13.Avionics.....ON

-14.Inverter.....ON & CHEQUED

-15.GPS..ON

-Mantener las documentaciones de mantenimiento y aeronaves actualizadas.

-Exigir a las tripulaciones el correcto llenado de los RTV asentando discrepancias de mantenimiento ocurridas en el vuelo, con el fin de ser solucionadas y para conocimiento de próximas tripulaciones de las fallas acaecidas.

-Realizar el procedimiento correcto de llenado de los RTV al ser solucionada una anomalía de mantenimiento, siendo autorizada exhibiendo la firma del técnico responsable correspondiente.

-Exigir a las tripulaciones la confección del formulario de peso y balance de cada vuelo.

-Cumplir con el Organigrama presentado a la autoridad aeronáutica, a efecto que cada departamento cumpla con sus responsabilidades

Tripulaciones

-Ajustarse estrictamente a las Listas de Chequeo y Procedimientos de Operaciones de las aeronaves.

-Recabar Información Meteorológica Aeronáutica (de zona de despegue, ruta, lugar de aterrizaje y aeródromos alternos) de la oficina correspondiente y responsable, informarse del desarrollo de las condiciones climáticas con los técnicos de servicio.

-Conocer el funcionamiento y las capacidades de los sistemas de información meteorológica de abordaje y saber interpretar los datos que nos aportan.

-Realizar en cada vuelo el correcto pesaje, distribución y anclaje de la carga transportada.

- Confeccionar para cada vuelo el formulario de Peso y Balance.
- Respetar los parámetros de operatividad de la aeronave determinados por el fabricante.
- Realizar el correcto llenado de los RTV, asentando la totalidad de los datos, discrepancias de mantenimiento y la firma del Piloto Comandante responsable de realizar la anotación.

INSTITUTO URUGUAYO DE METEOROLOGIA

- Tener al personal, destinado a los aeropuertos, capacitado en Meteorología Aeronáutica a fin de asesorar a las tripulaciones acerca de la situación climática y su desarrollo.

Empresas de carga

- Es importante realizar un seguimiento y supervisión de la carga a ser transportada en el segmento que comprende desde que es despachada en la Aduana hasta la entrega en la aeronave, lo que garantiza una manipulación efectiva de la misma, así como el correcto procedimiento de estiba en el compartimiento del avión.

SISTEMA DE BUSQUEDA Y RESCATE

- Contar con el equipamiento necesario para la localización de las aeronaves siniestradas.

ANEXO "A"

CONTACTOS EN ÁREA DE BUSQUEDA AVIÓN AIR CLASS



	Nombre	Latitud	Longitud
1	1_Caja negra	34 57 42.1199 S	055 54 48.8999 W
2	2_Cabina	34 57 44.4001 S	055 54 51.96 W
3	3_Motor	34 57 42.4801 S	055 54 49.9799 W
4	4_Cola	34 57 42.7201 S	055 54 49.4401 W
5	5_Turbina y Chapas	34 57 44.3998 S	055 54 49.4301 W
6	6_Chapas y cables	34 57 43.9502 S	055 54 51.96 W
7	7_Chapas y cables	34 57 44.3999 S	055 54 46.5 W
8	8_Parte de fuselaje	34 57 37.5399 S	055 54 43.7099 W
9	9_Cables y restos fuselaje	34 57 43.26 S	055 54 50.4002 W
10	10_Tren delantero	34 57 41.34 S	055 54 49.0198 W
11	11_Asiento y Parte de Ala	34 57 43.26 S	055 54 48.12 W

ANEXO "B"

FUERZA AEREA.
COMANDO AEREO DE PERSONAL
SERVICIO DE SANIDAD.
Base Aérea "Cap. Boiso Lanza", 01 de Marzo de 2013.

SEÑOR JEFE DE LA O.I.P.A.I.A..

Cúmpleme elevar a Usted, adjunto al presente y de acuerdo a lo solicitado, informe de evaluación Psicológica correspondiente al Sr. Walter Guillermo Rigo Saquieres.



Saluda a usted atentamente.

EL DIRECTOR ACCIDENTAL DEL SERVICIO DE SANIDAD DE LA F.A.

Tte. Cnel. (S.T.)

MARIO P. SILVA

MS/mrd

RESERVADO

FUERZA AEREA

COMANDO AEREO DE PERSONAL

SERVICIO DE SANIDAD

Montevideo, 11 de octubre de 2012.

SR. JEFE DE LA DIVISIÓN MEDICINA AERONAUTICA:

Quien suscribe, May. (Esp) Silvia Yurcho actualmente prestando servicios como Jefe del Departamento de Psicología, ante usted y dando cumplimiento a su orden verbal, se presenta e informa:

Se revisaron todas las evaluaciones psicológicas realizadas dentro del Certificado de Aptitud Psicofísica Clase I para Personal Aeronáutico, correspondientes al Sr. Walter Guillermo Rigo Saquieres.

La última fue efectuada con fecha 2 de marzo de 2012, y tal como consta en todas las anteriores resultó apto, según los criterios establecidos en las Reglamentaciones Aeronáuticas Uruguayas vigentes (específicamente en RAU 67, Capítulo B, 67107). En ninguna oportunidad presentó cuestionamientos para la realización de su actividad ya que desde el punto de vista psicológico se podría describir como una persona madura, integrada, estable, con un discurso acorde y realista, con responsabilidad y seguridad en cuanto a su tarea.

En relación a los aspectos de CRM (gerenciamiento de los recursos humanos), es de consignar que no tenemos desde nuestro ámbito acceso a los mismos, dado que en general suelen ser competencia del lugar de trabajo de los usuarios, no de idoneidad de esta División.

Saluda a usted atentamente:

Jefa del Dpto. de Psicología


May. (Esp) Silvia Yurcho

RESERVADO

DE TOIPAIA

Nº DE TEL : 6014681

08 OCT. 2012 12:00 P.



DIRECCIÓN NACIONAL DE AVIACIÓN CIVIL E INFRAESTRUCTURA AERONÁUTICA.
OFICINA DE INVESTIGACIÓN Y PREVENCIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN.

MC Oral, Cesáreo L. Berisso, 8 de Octubre de 2012

Sr. Director Accidental de Sanidad
Tta. Cnel.(ST) Mario R. Silva
Presente

De acuerdo a la investigación que se está llevando a cabo por esta Oficina en relación al accidente sufrido por la aeronave OX-LAS el día 3 de Junio de 2012, cumples solicitar a Usted tenga a bien de realizar un informe sobre el perfil psicológico del Señor Walter Rigo C.I. 1.114.439-4 Piloto Línea Aérea 460.

Este informe pretende conocer la actitud de un comandante de vuelo frente al avión, o sea, relación hombre-máquina en cuanto al sistema metodico de su desempeño en cabina, listas de chequeo y procedimientos. De ser posible, también aportar a esta Comisión su actitud con su equipo, CRM y otros.

Con este particular, saludo a Usted atentamente.

El Jefe de la Oficina


Cnel.(Av.) Rubel Batista

ANEXO "C"

CONFIDENCIAL



Ministerio de Defensa
Instituto de Investigaciones Científicas
y Técnicas para la Defensa
Departamento Mecánica Aplicada

*"2013 – Año del Bicentenario de la Asamblea
General Constituyente de 1813"*

Villa Martelli, 27 de diciembre de 2013.

INFORME TÉCNICO N° 18/13 (R 87/13)

A solicitud de la Oficina de Investigación y Prevención de Accidentes e Incidentes de Aviación dependiente de la Dirección Nacional de Aviación Civil e Infraestructura Aeronáutica (DINACIA) de la República del Uruguay, se realizó un análisis de falla de una pala del motor de una aeronave que sufrió un siniestro. La aeronave, marca FAIRCHILD SWEARING modelo SA227AC METRO III número de serie AC482, se accidentó en el Río de la Plata. Según el solicitante el elemento a analizar permaneció sumergido en el fondo del río por al menos un mes.

DESCRIPCIÓN

En las Figuras 1 y 2 se observa el elemento en el estado de recepción. Se aprecia la pala fracturada. Se observan elementos del sellado (o-ring, banda de plástico) engarzados en el cuello. En la pala se aprecian dos tornillos de retención fracturados y otros dos sanos (no se muestran en las figuras) cuya planchuela está totalmente plegada. De acuerdo a lo informado por el solicitante la aeronave poseía un motor marca AIRESEARCH modelo TPE 331-11U-611G, con hélice marca DOWTY ROTOR modelo R321/4-82-F/8 número de serie DRI/DRG/4583/85 (DISEÑO 660709317-17). En la Figura 3 se muestra un esquema del montaje de las partes bajo estudio, proveniente del Fairchild Aircraft Illustrated Parts Catalog SA227 series, suministrado por el solicitante.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

ANEXO "C"

52

CONFIDENCIAL



Figura 1: Recepción de la pala. a) Vista del extradós, b) vista del intradós.

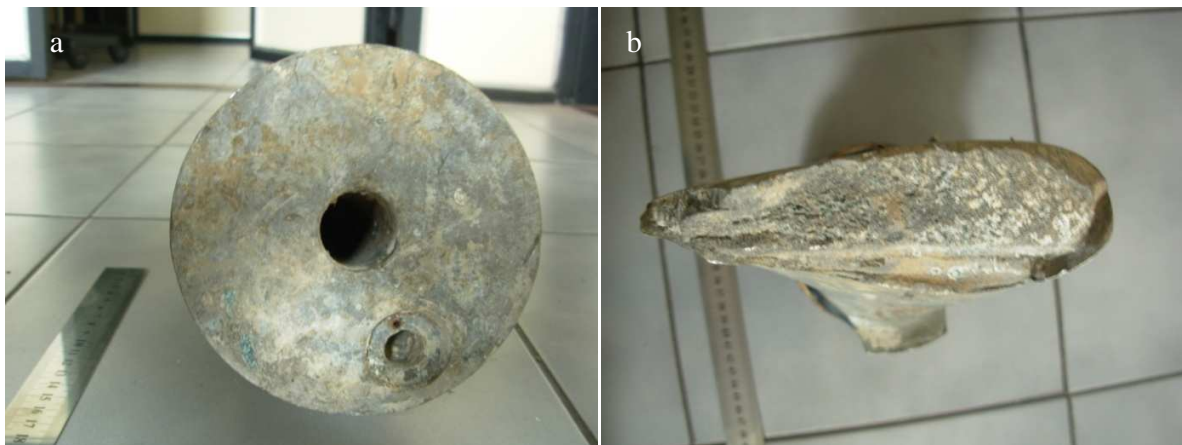


Figura 2: Recepción de la pala. a) Vista de la base, b) vista de la superficie de fractura (tope).

Para realizar el análisis de falla se indicaron los siguientes ensayos:

- Inspección ocular
- Composición química
- Microestructura y microdureza
- Fractografía con lupa estereoscópica
- Fractografía con microscopio electrónico

El orden de los ensayos fue cambiando y algunos fueron reiterados según lo encontrado durante el estudio.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

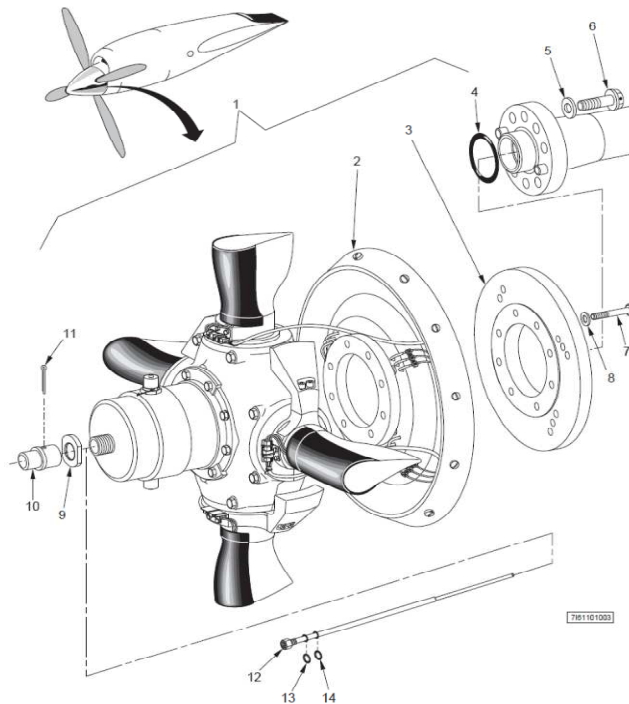


Figura 3: Esquema del propulsor, según el Fairchild Aircraft Illustrated Parts Catalog [1].

Inspección ocular

La inspección se realizó a ojo desnudo y se registró con máquina fotográfica con macro. El primer rasgo importante detectado es una desviación de la pala hacia el intradós, como se aprecia en las vistas de perfil de la Figura 4.

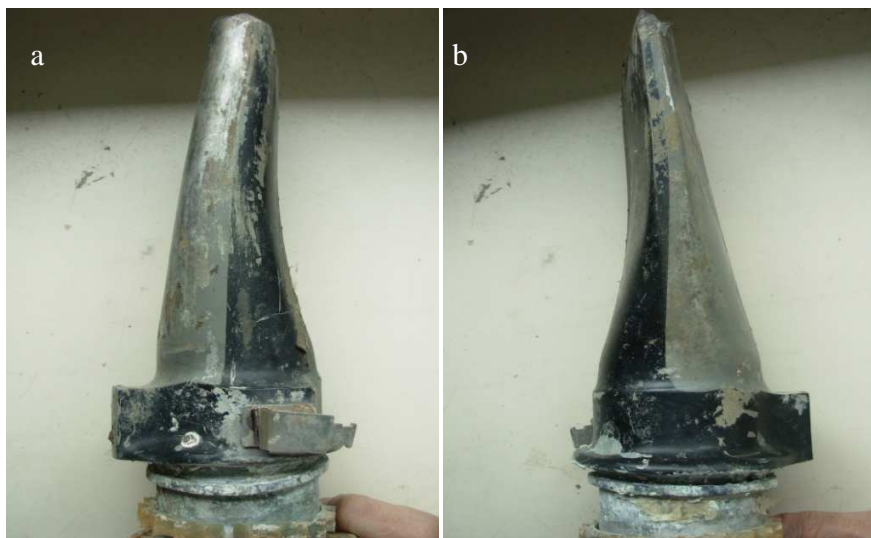


Figura 4: Pala vista de perfil.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL



Figura 5: a) Detalle de los tornillos de sujeción fracturados, b) detalle de los tornillos de sujeción sanos, c) detalle del o-ring y alojamiento plástico.

Esa desviación corresponde a una deformación generalizada impuesta sobre el elemento que debe haber estado retenida al “cubo” durante este evento.

Por otra parte la observación de los tornillos de sujeción, Figuras 5 a y b, nos muestra que estos han resistido. Un par de tornillos han llegado a la fractura. Incluso hasta se observa el alambre de seguridad en el caso de los tornillos no fracturados, Figura 5 b, donde la chapa es la que se deformó. Según informó el solicitante, el “cubo” se halló destruido de manera que es razonable suponer que la deformación observada en la pala probablemente haya ocurrido de manera simultánea y no posterior pues es necesario que uno de sus extremos esté fijo.

La inspección de la superficie de fractura, Figura 6, muestra una zona central cuyo plano de fractura es perpendicular al eje de la pala, Figura 7 c. A esta zona la llamaremos región A. En los extremos correspondientes a bordes de ataque y de fuga hay un cambio en la orientación del plano de fractura ubicándose en ángulo tendiente a los 45° respecto del eje de la pala y respecto del plano de fractura antes descripto, Figuras 7 a, b y d. A estas zonas las llamaremos: región B a la cercana al borde de ataque y región D a la cercana al borde de fuga. Y finalmente hay una zona cercana al extradós donde la fractura cambia drásticamente de dirección resultando paralela al eje de la pala y a la superficie exterior del extradós, Figuras 7 e y f. A esta zona la llamaremos región C. Cada una de estas zonas tiene una rugosidad y topografías propias.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

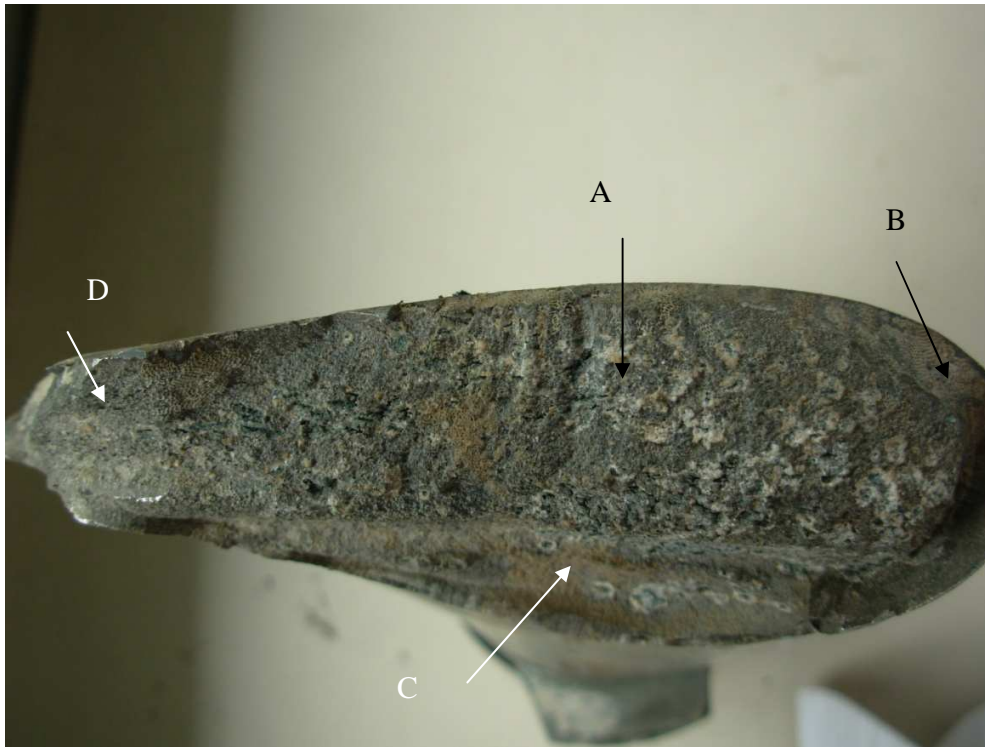


Figura 6: Superficie de fractura.

En las figuras 6 y 7 se aprecia también que la superficie de fractura no está “limpia” sino que está recubierta de zonas blancas y marrones. Dado que el elemento permaneció sumergido, es de esperar el desarrollo de óxidos de aluminio en virtud que el aluminio es el constituyente principal de la aleación de la pala. La alúmina es el óxido de aluminio más común y es de color blanco de manera que las zonas blancas pueden, a priori, suponerse formadas por estos óxidos. En cambio, las zonas marrones eran una incógnita. Además, dichas zonas marrones se hallan distribuidas no sólo sobre la superficie de fractura sino sobre todo el elemento incluyendo las superficies de extradós y el intradós que no tienen la aleación al desnudo pues están pintadas, Figuras 8 a y b. Pueden verse zonas marrones en las figuras 1, 4, 5, 6, 7 y 8. La fotografía con macro brinda la posibilidad de ver detalles en estas zonas marrones que no se disciernen tan claramente a ojo. Este detalle permite observar que algunas de estas zonas presentan una estructura, figuras 7 a y g y Figuras 8 a y b. Esto va en contra de lo que se observa normalmente con la formación de óxidos sobre la superficie de los metales. La forma que adquieren estos óxidos depende de diversas características, geometría, rugosidad, potenciales locales de corrosión, etc. y muestran estructura solo si debajo de ellos existe una estructura en la superficie del metal. Las zonas marrones se atribuyen entonces, al desarrollo de organismos vivos sobre estas superficies que dejan como restos de su accionar estas deposiciones calcáreas. En las Figuras 8 c y d se muestra en detalle dos marcas que se encuentran en el intradós (ver figura 1b) y que corresponden a un roce por contacto con otro elemento. En particular, en la Figura 8 c se aprecia que sobre la marca de roce se desarrolló una de las zonas marrones, hecho que pone en evidencia que la marca se generó con anterioridad a la inmersión.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

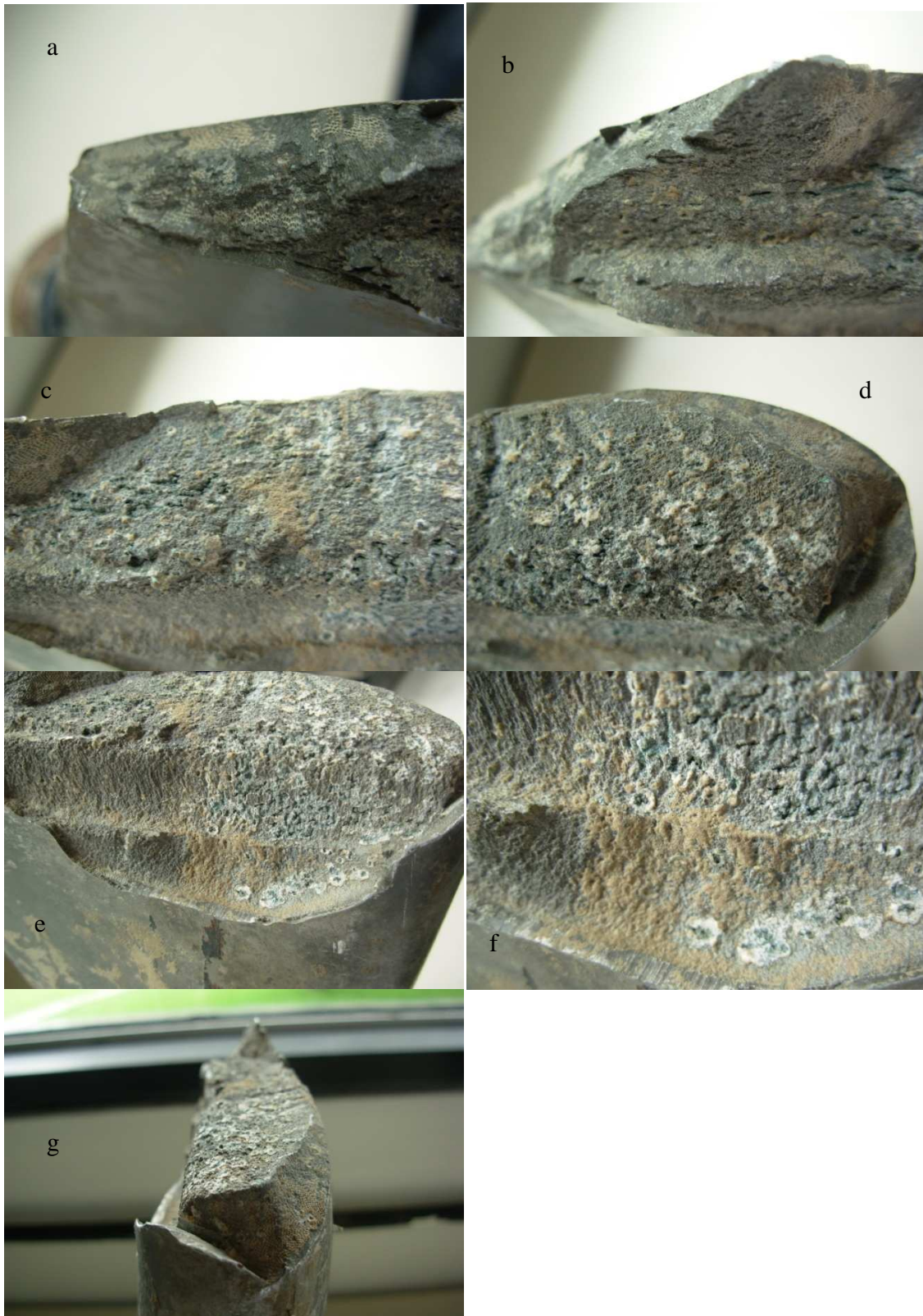


Figura 7: fotografías seriadas de la superficie de fractura con macro. a) → d) desde borde fuga hacia borde de ataque; e) y f) extradós y g) vista de perfil.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

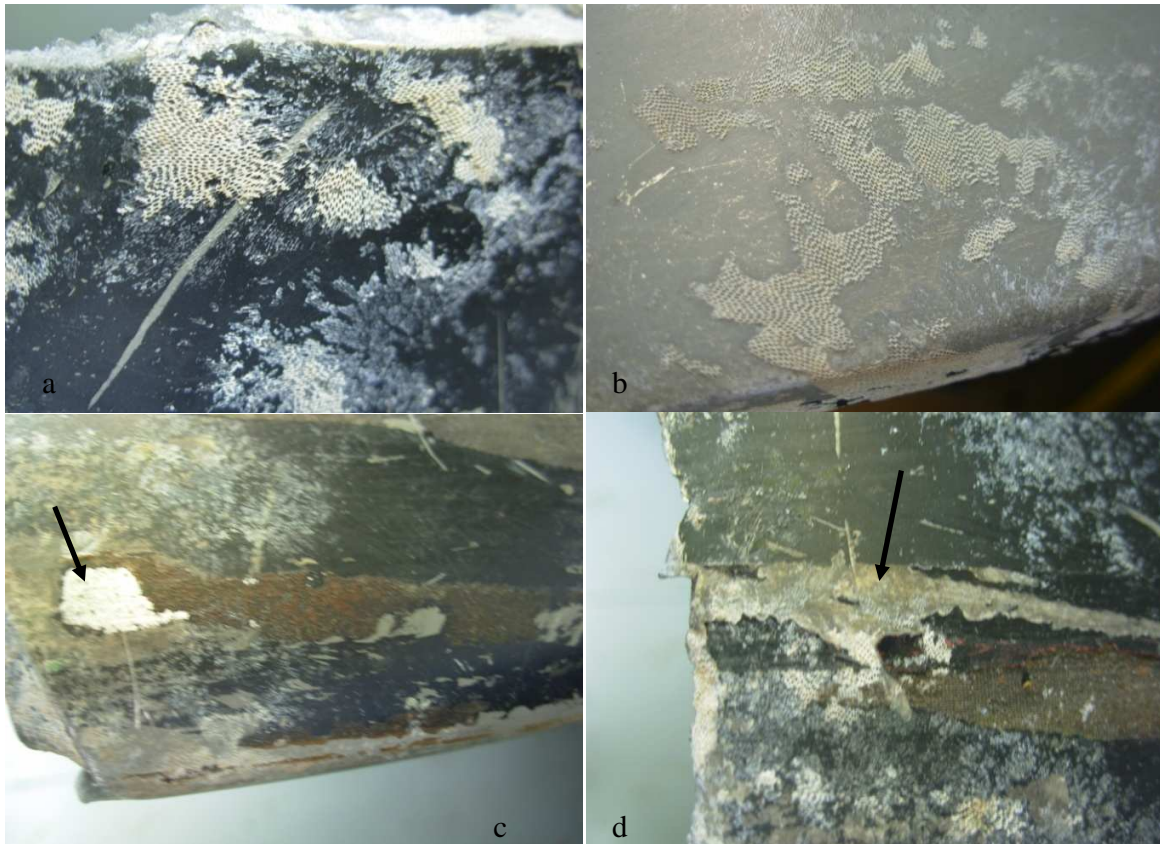


Figura 8: Detalle de superficie del intradós (a) y el extradós (b) con zonas marrones. c) y d) Marcas en el intradós.

1^{er} Relevamiento Fractográfico

Se practicó un primer relevamiento de la superficie de fractura utilizando un microscopio estereoscópico Leica Wild M8. Para la iluminación de la muestra se utilizó luz rasante, respecto de la superficie de fractura, provista por sendos terminales de fibra óptica. De esta manera, se realiza la topografía presente en la superficie. La inspección se realizó con el microscopio pero las fotografías que abarcan gran superficie, Figura 9, se tomaron sin aumento con la cámara fotográfica en macro. En la región A de la fractura se observa claramente una estructura de crestas y valles que convergen a una zona de origen sobre la superficie del intradós [2,3]. Esta zona es la región de inicio de fractura, Figuras 9 c y d. Desde allí la fisuración avanza hacia el interior de la pala surcando la región A. Sobre los bordes tanto de ataque como de fuga, regiones B y D, se observan “labios a 45°” respecto de la región A que son típicos de las fracturas de materiales dúctiles y ocurren cuando la fisuración alcanza los bordes de la muestra o zonas de poco espesor. Finalmente, la aparición de la zona C donde cambia radicalmente la orientación de la superficie de fractura es compatible con lo que se encuentra en materiales, aluminio incluido, donde hay una orientación preferencial importante de la microestructura en una dirección dada. La fisuración, que se inicia en la región A, avanza por ésta y la región B y en parte por la C hasta que, alcanzada la zona D, se produce el cambio brusco en la dirección de la fisura, finalizando el avance de la fractura en las regiones C y D. Esta hipótesis será confirmada además por lo que se

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

observa bajo aumento. Sin embargo, como notaremos, el desarrollo de múltiples zonas calcáreas sobre la superficie de fractura impedía este análisis más detallado.

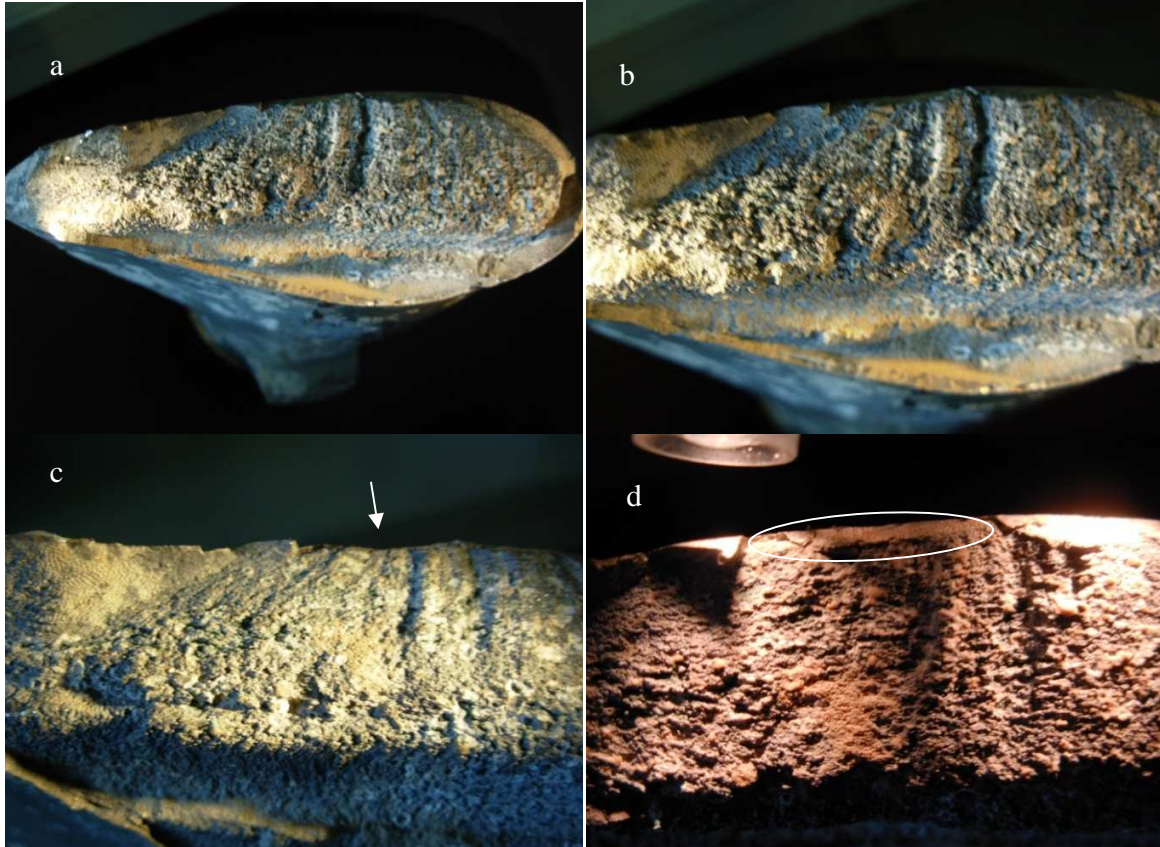


Figura 9: Superficie de fractura con iluminación rasante, c y d) detalle señalando la zona de origen de la fractura.

Tal como se aprecia en la Figura 10, que es un recorrido a aumento 6x de toda la superficie de fractura comenzando por el borde de ataque y finalizando por el de fuga, la superficie se encuentra enmascarada por el desarrollo de las zonas marrones. Estas se aprecian en todas las fotografías. Muchas de ellas no se apreciaban a ojo desnudo. En la Figura 11 se muestra la región D de la superficie de fractura y se aprecia además de zonas marrones, zonas blancas correspondientes al óxido.

En consecuencia, se decidió intentar remover por lavado, las estructuras de las zonas marrones para poder inspeccionar mejor la superficie de fractura, aún a riesgo de perder información si fuera necesario realizar un ataque químico más importante. Para ello se intentó “limpiar” la muestra por inmersión en una solución jabonosa dentro de una limpiadora ultrasónica por espacio de 10 minutos. Al no obtener resultados se repitió la limpieza ultrasónica durante diez minutos por inmersión en alcohol, luego en aguarrás y finalmente en acetona. Con cada limpieza por inmersión se verificó que no había cambios y se estimó que probablemente las zonas marrones fueran principalmente carbonatos de calcio ya que este es uno de los componentes comunes de este tipo de “incrustaciones”. Se decidió entonces probar una solución diluida de ácido acético. Para ello se sometió a la muestra a 5 minutos de limpieza ultrasónica en dicha

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

solución y al comprobar que removía las zonas marrones se completaron otros 5 minutos, totalizando entonces 10 minutos de tratamiento.

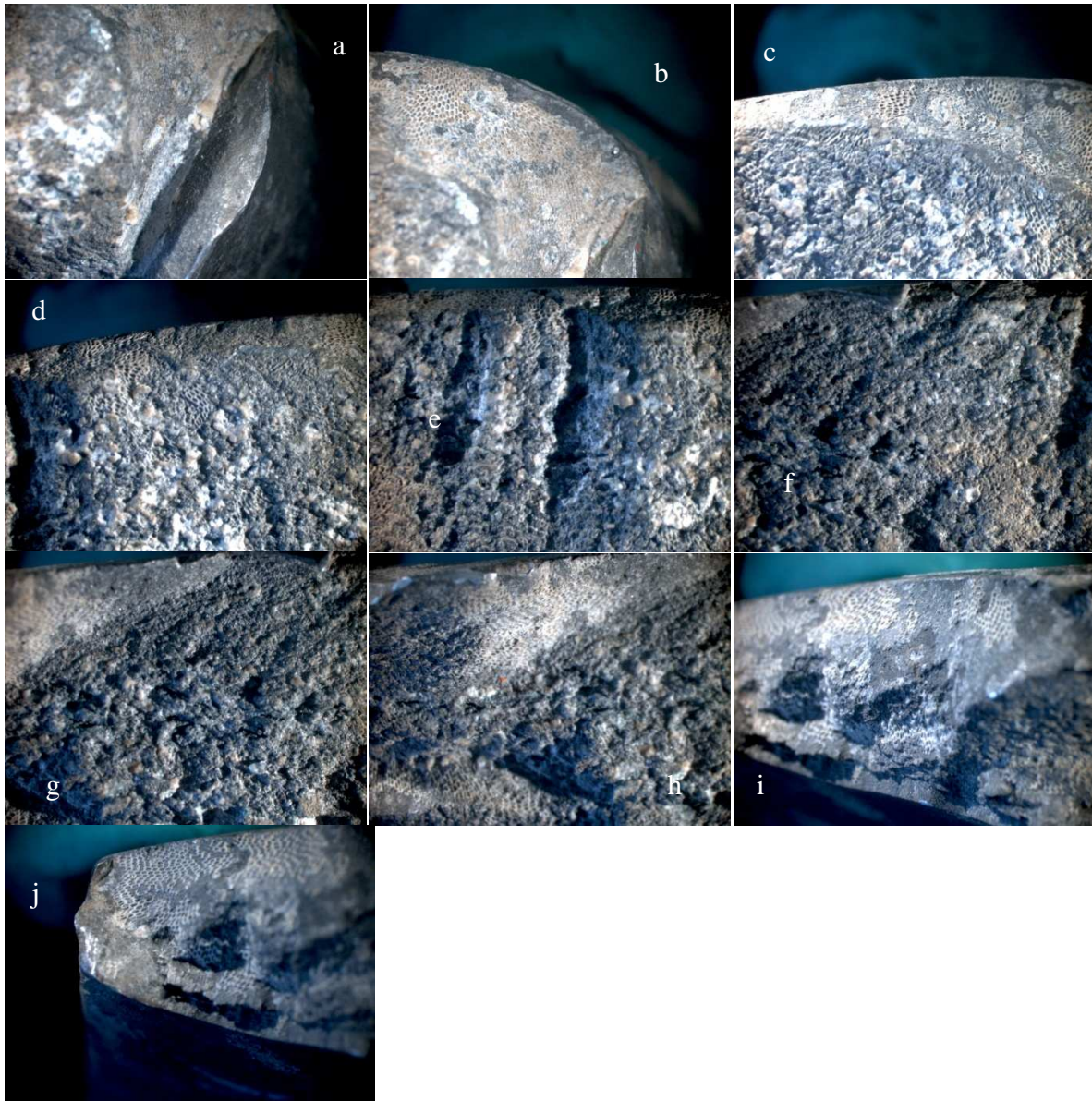


Figura 10: a)→j) Seriada con aumento 6x de la superficie de fractura.

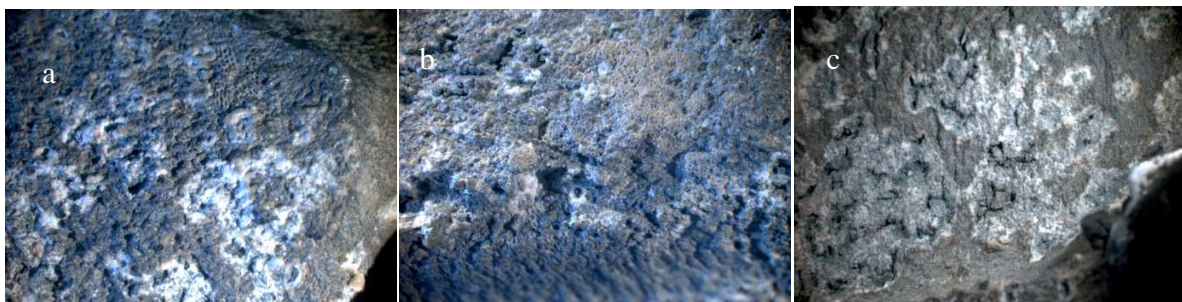


Figura 11: Superficie de fractura región D, 6x.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

Una vez finalizada la limpieza ultrasónica se procedió a un largo enjuague con agua para eliminar todo resto del ácido y detener su acción. Se secó la muestra y se procedió a reinspeccionar la superficie de fractura.

2^{do} Relevamiento Fractográfico

Se procedió entonces a analizar nuevamente la superficie de fractura con el microscopio estereoscópico. Se notó la remoción completa de las zonas marrones, pero también un aumento de las zonas blancas correspondientes a los óxidos. Seguramente esto es consecuencia de los distintos intentos de limpieza. En cualquier caso permiten observar el aspecto de las zonas previamente ocultas.

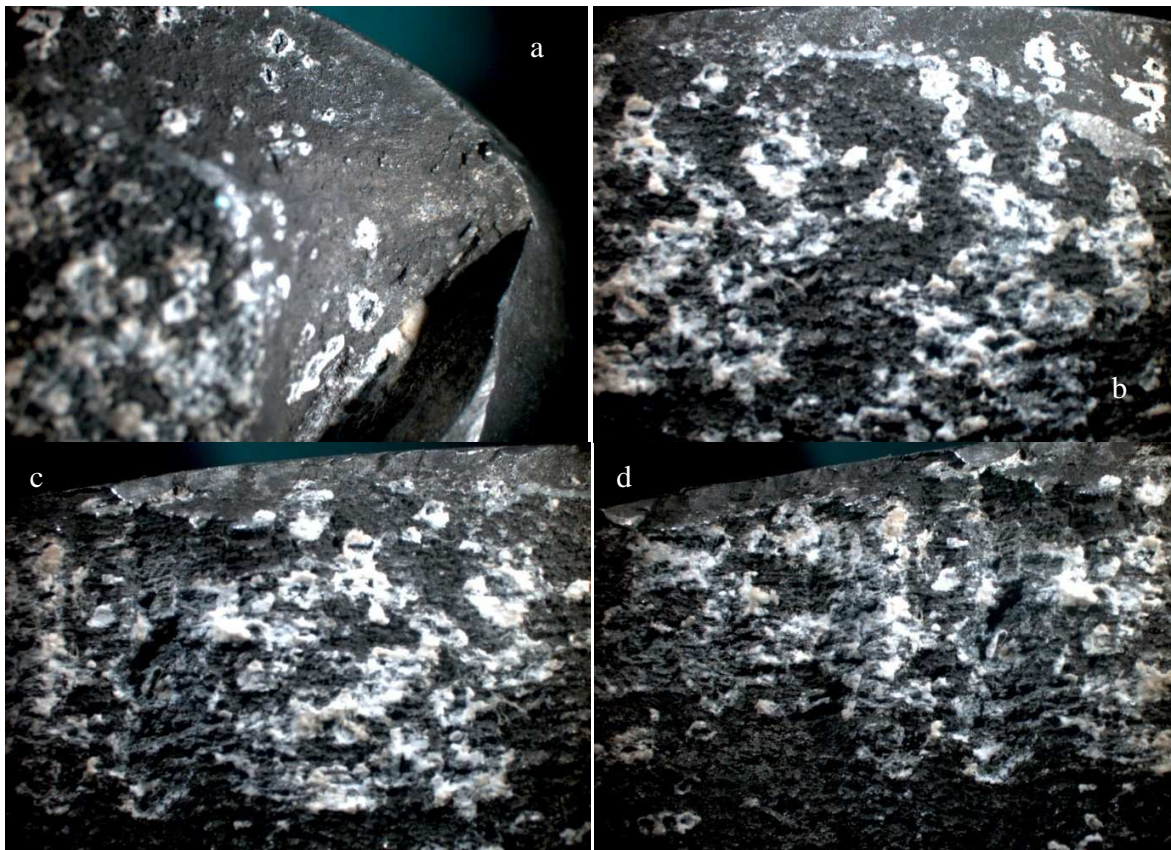


Figura 12: Superficie de fractura, región B, aumento 6x.

En las Figuras 12 a, b y c se aprecia un barrido a 6x de la región B. La superficie presenta rugosidad escasa y sin marcas. Sobre el comienzo, Figuras 12 c y d se aprecia aplastamiento del borde, debido al contacto de la pala con otro objeto. En las Figuras 13 a y b se observa en detalle este aplastamiento. En las Figuras 12 d y 13 c se observa la zona de la región A que es el origen de la fractura. Se trata de una zona bastante lisa con algunas marcas perpendiculares a la superficie del intradós. Las características son distintas a las del resto de la región A, sin embargo, no se puede definir si se debe a un proceso previo de fisuración como el que podría ocurrir si se produce fatiga [2,3].

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

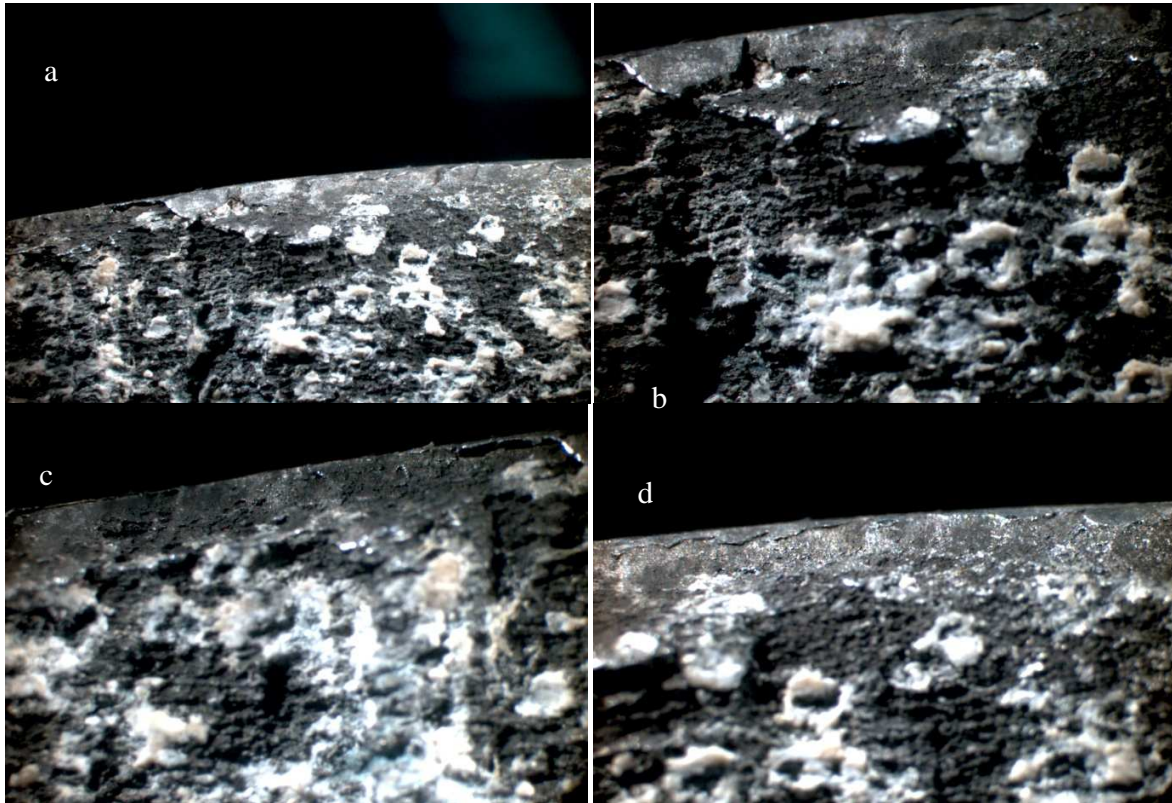


Figura 13: Detalle de inicio de región B, a) 9x, b) 12x. c), d) Detalle de zona de origen, región A, 12x.

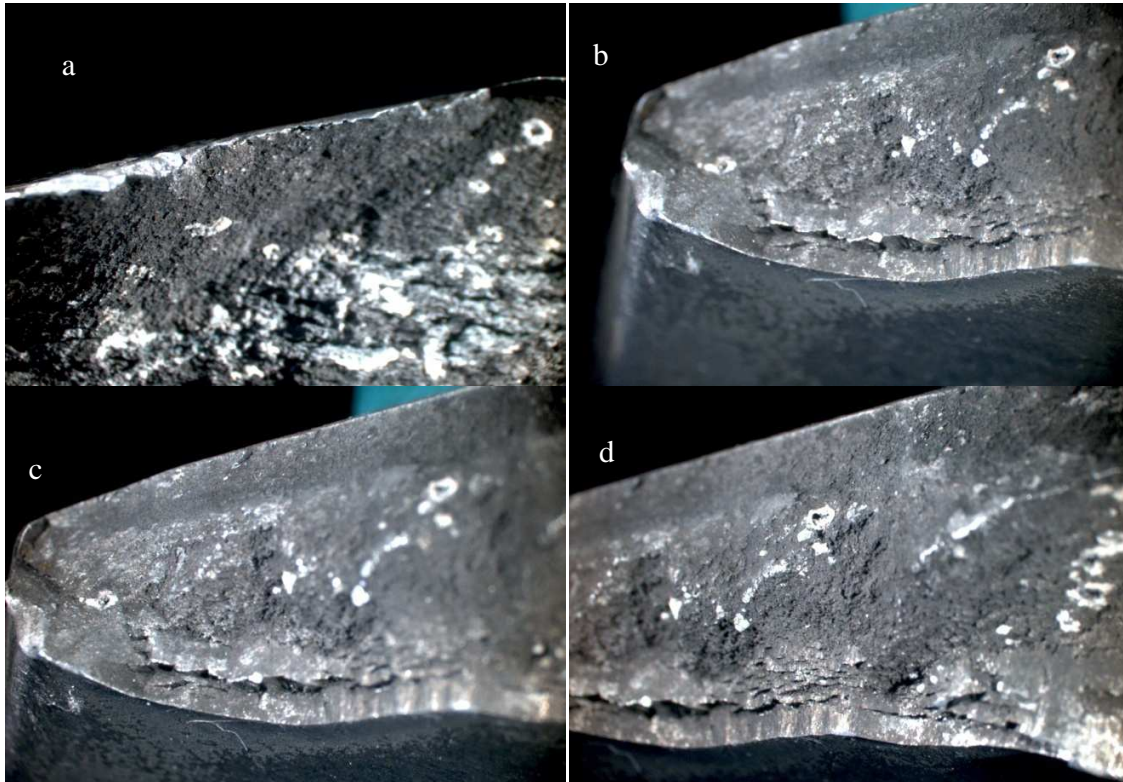


Figura 14: Región C, barrido 6x.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

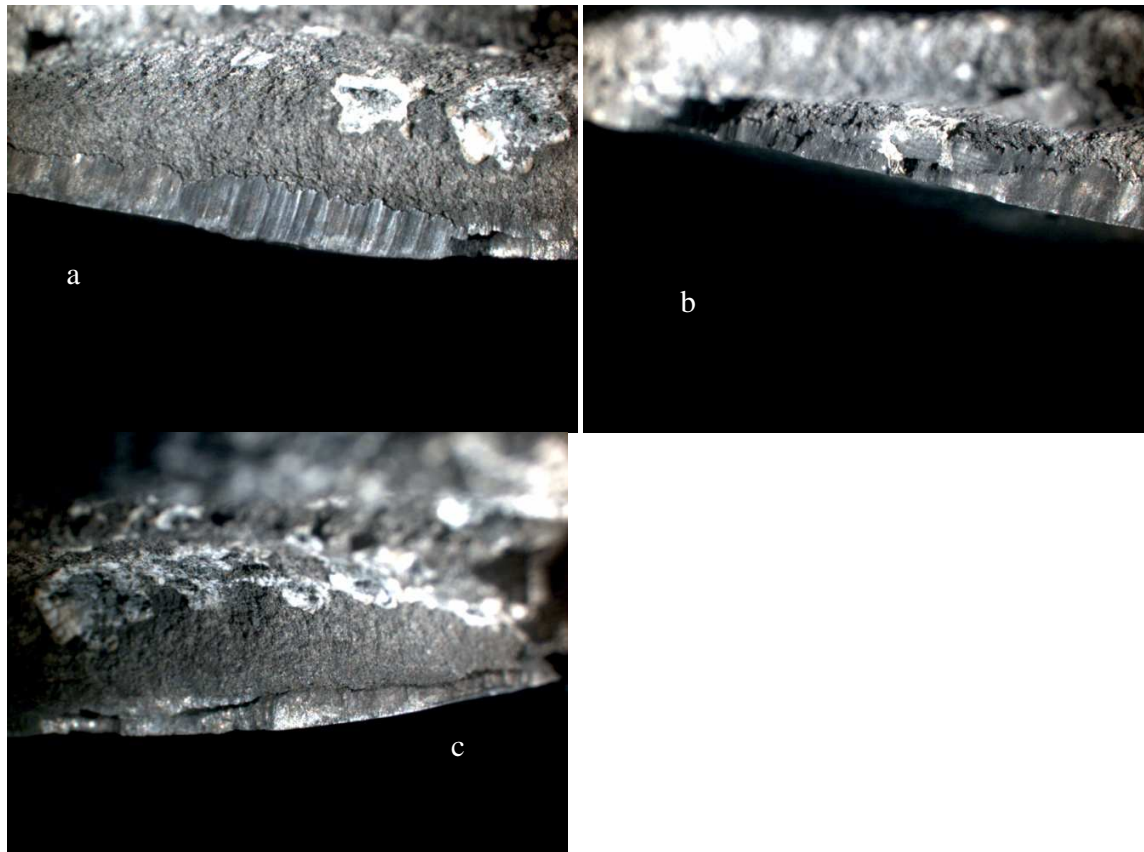


Figura 15: Región D, 6x.

En la Figura 14 se muestra un barrido de la Región C. En la Figura 14 a, así como en el centro de las b, c y d se aprecia una superficie fibrosa típica de la fractura dúctil que se halla en "labios a 45°". En las Figuras 14 b, c y d se marcan mucho los bordes de la superficie de fractura, siendo el superior de aspecto semejante a lo encontrado en la región B y el inferior con muchas marcas perpendiculares al borde. Estas marcas son típicas de roce por contacto entre las superficies de fractura al separarse. Esto suele ocurrir en las zonas que tienen tensiones de compresión y que son las últimas en fracturarse. Que se resalten particularmente los bordes debe estar relacionado con la microestructura metalúrgica generada en el proceso de fabricación que luego se analizará. En las Figuras 15 a y b se aprecia parte del borde de la superficie de fractura región D y se aprecian las mismas marcas generadas por roce que en las figuras 14 b, c y d, confirmando que se trata de las últimas zonas en fracturar. También se aprecia en la Figura 15 c que el borde de la superficie de fractura no sólo resalta sino que llega incluso a fisurarse.

Composición química

Se cortaron dos secciones transversalmente a la pala a media altura con fines de realizar con una de ellas la metalografía. La otra sección se fraccionó en cuatro trozos más pequeños, uno de los cuales se utilizó para determinar la composición química.

La composición química se obtuvo por método espectrométrico según ASTM E 415. Los resultados obtenidos, que se muestran en la Tabla 1, corresponden a un aluminio del tipo AA 2014.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

Elemento (% peso)	Cu	Mn	Si	Mg	Zn	Cr	Ni	Ti	Fe	Al
Pala	4.8	0.95	0.79	0.20	0.03	0.004	0.02	0.014	0.16	base
AA 2014	3.9 a 5.0	0.40 a 1.2	0.5 a 1.2	0.20 a 0.8	0.25	0.10	-	0.15	0.7	remanente

Tabla 1: Composición química de la pala.

El tipo de aluminio es adecuado y comúnmente empleado en la fabricación de palas de hélices y otras piezas aeronáuticas [4].

Microestructura y Dureza

Para el análisis metalográfico se utilizó una sección de la pala y un trozo más pequeño. Se la pulió primero con lija, luego con paño y diamante y finalmente con alúmina hasta una granulometría de 0.05 micrón. Luego se atacó la muestra con reactivo de Keller revelando una estructura de granos típica de esta aleación con tratamiento térmico T6, Figuras 16, 17 y 18 [5]. En la Figura 18 se aprecian partículas de $CaAl_2$ (gris claro) y partículas insolubles $(Fe,Mn)_3SiAl_{12}$ (negro) típicas de la aleación [5].

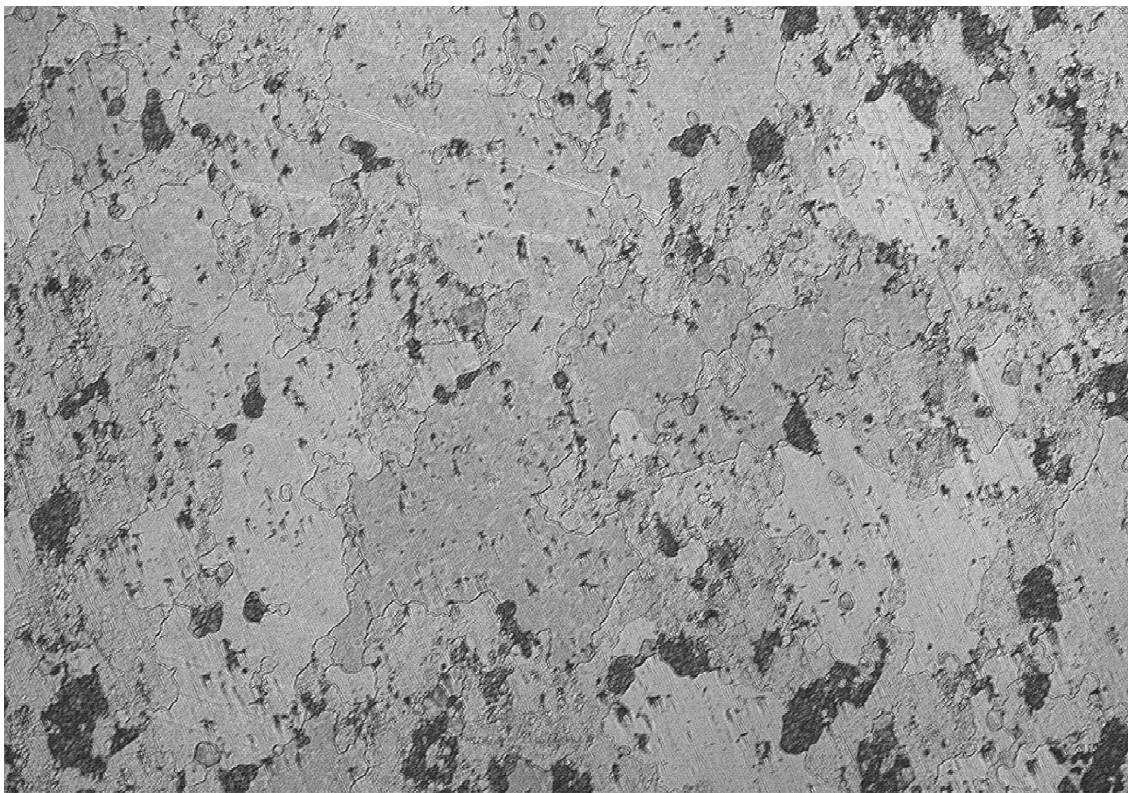


Figura 16: Muestra pulida y atacada, aumento 100x.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

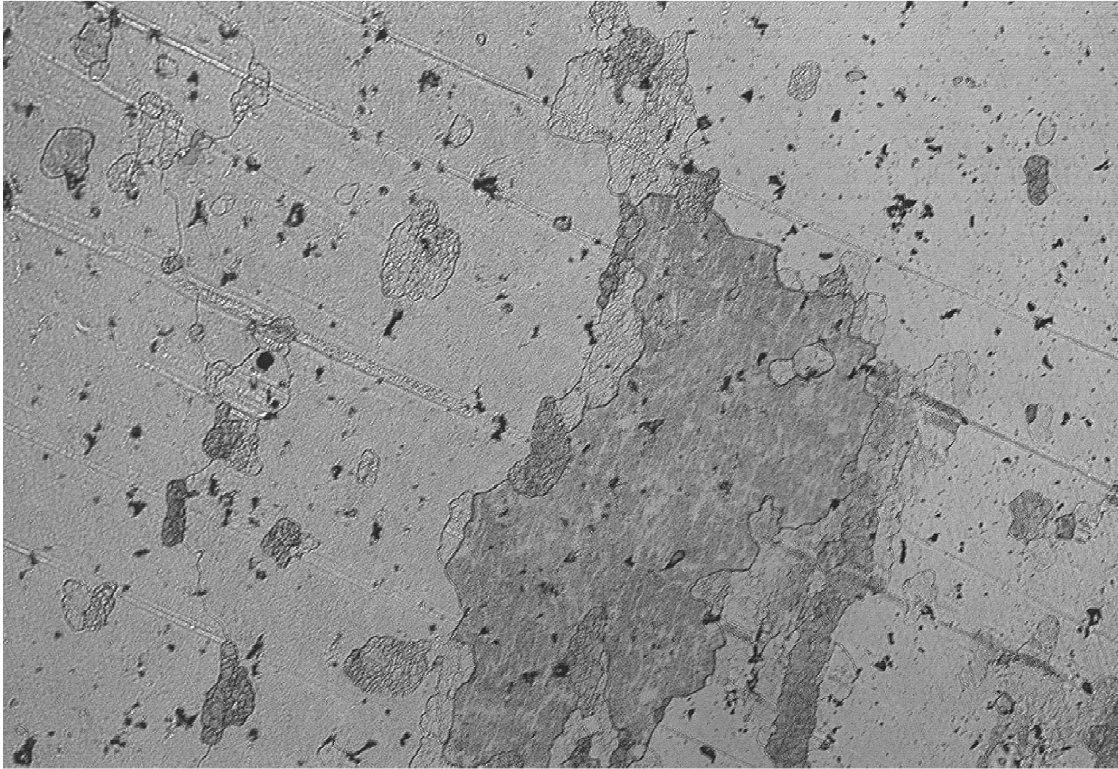


Figura 17: Muestra pulida y atacada, aumento 200x.

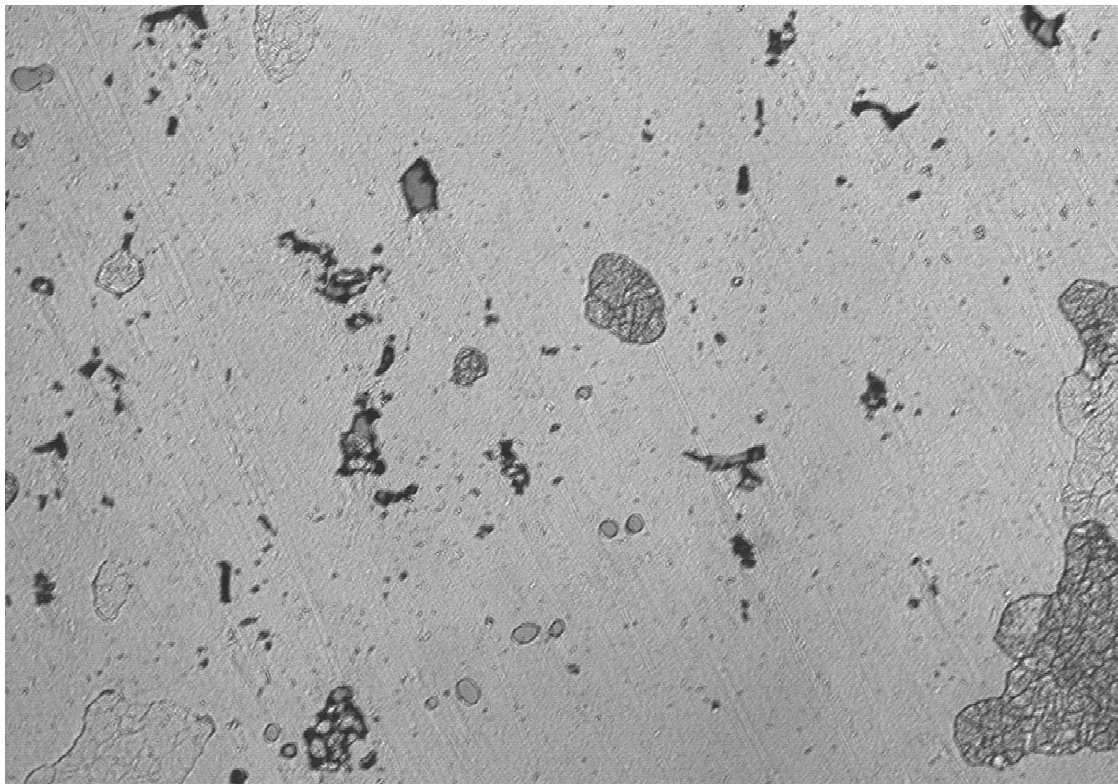


Figura 18: Muestra pulida y atacada, aumento 500x.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

Las fotografías de las figuras 16, 17 y 18 fueron tomadas del centro de la muestra, ya que en los bordes casi no se aprecia la estructura de granos debido al trabajado. Entonces las características de la estructura de granos en el centro y periferia de la pala confirman el forjado de la pieza.

La dureza se determinó por medio de un durómetro tipo Rockwell escala B. Se tomaron tres mediciones y se realizó un promedio de las mismas, Tabla 2. Se adjunta además el valor nominal de la aleación AA 2014 T6. El valor medido es levemente inferior al típico [4].

	HRB	HB
pala	73±2	116
AA 2014 T6	----	135

Tabla 2: Dureza Rockwell B, la escala Brinell (HB) se obtuvo por conversión.

Fractografía con Microscopio Electrónico de Barrido

Se obtuvieron mediante corte por hilo dos muestras de aproximadamente 10*25*10 mm, extraídas de la superficie de fractura en la región considerada previamente como de origen de la fractura. Se practicó un examen fractográfico con microscopio electrónico de barrido (SEM) sobre dichas muestras. En las Figuras 19 y 20 se aprecia la zona de origen de fractura donde se observan las marcas perpendiculares al borde antes citadas, figuras 12 c y 13 c. Si bien este tipo de marcas podrían tomarse como marcas de "sierra" de un proceso de fatiga, no hay marcas de "playa" también típicas del proceso citado.

En la Figura 21 también se aprecia parte del interior de la región A, identificada con II en la figura 19. Al observar en detalle esta zona más interna, se nota una superficie de fractura típica de fractura dúctil con coalescencia de hoyuelos (dimples) [2], Figuras 21 y 22. Se notan incluso las microimpurezas de la aleación en el interior de los hoyuelos [2]. En las aleaciones dúctiles, la resistencia a grandes tensiones se manifiesta por su capacidad de deformar sin romperse. En este sentido la matriz de la aleación sometida a grandes tensiones, se deforma formando cavidades esféricas alrededor de microimpurezas (que existen en toda aleación industrial) hasta que no puede ya sostener el esfuerzo y se fractura, dejando la estructura de hoyuelos.

En las Figuras 23, 24 y 25 se aprecia en detalle la zona de inicio identificada como I en la figura 19. El aspecto general es de una superficie llana, no se aprecian estrías de fatiga. Sin embargo, a menudo, en la región de inicio de fatiga y debido a la tensión cíclica no aparecen las estrías y se puede observar una región "plana" debido a aplastamiento por contacto entre las superficies de la propia fisura que se está generando. Este análisis no es concluyente en cuanto a si esta zona presenta una fisuración previa al evento de fractura debida a fatiga, pero si confirma que hay una zona (región A I) que presenta características distintas. Este hecho no puede ser atribuido a la limpieza de la superficie de fractura ya que como se observa en las figuras 21 y 22, las características de la superficie se preservaron en su mayoría.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

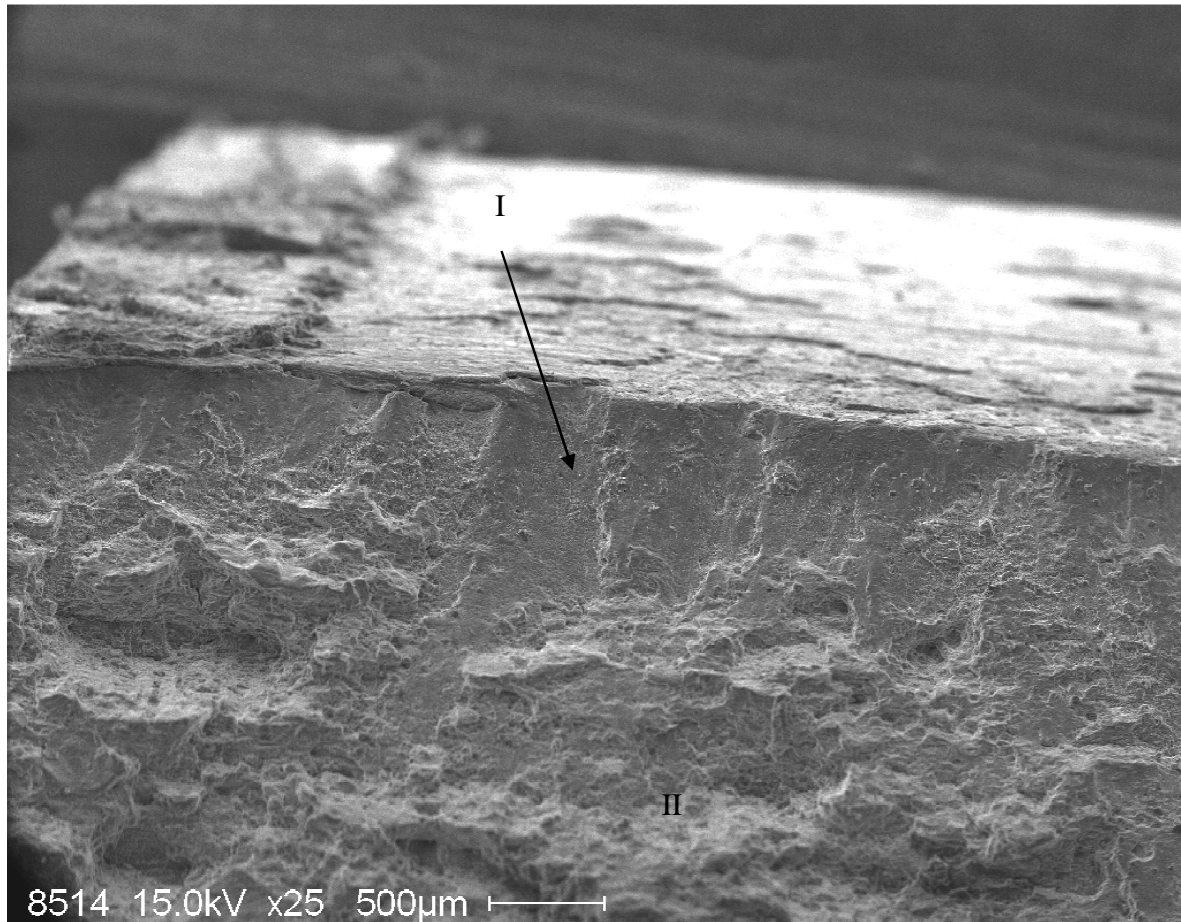


Figura 19: Región A, zona de origen de fractura.

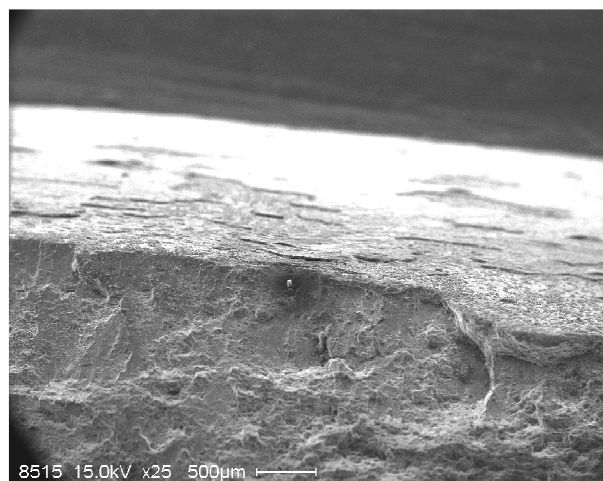


Figura 20: Región A, zona de origen de fractura

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

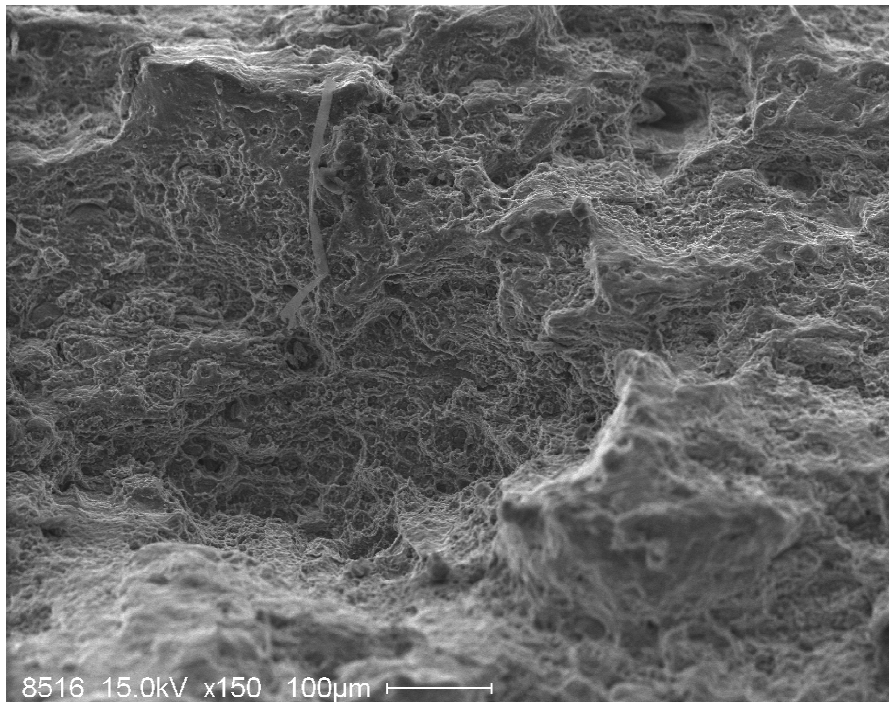


Figura 21: Detalle de la zona II de la figura 19

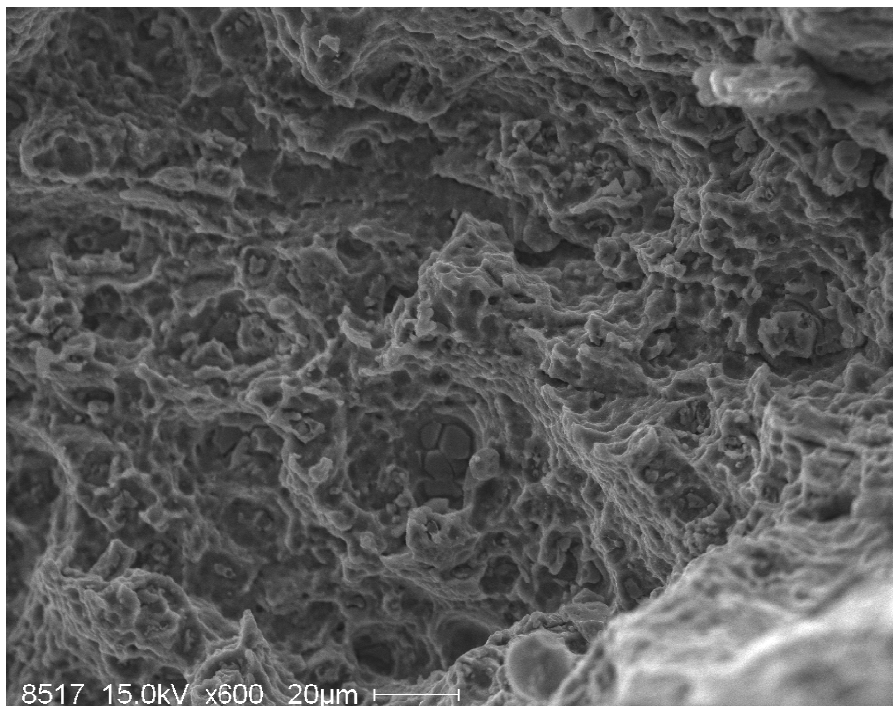


Figura 22: Detalle de la figura anterior (21).

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

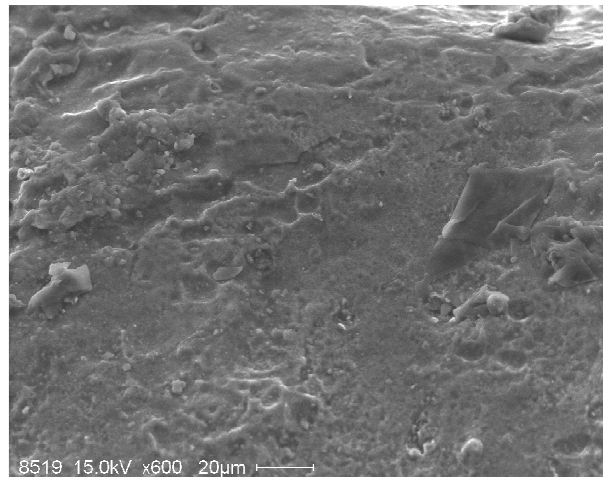


Figura 23: Detalle de la zona I de la figura 19.

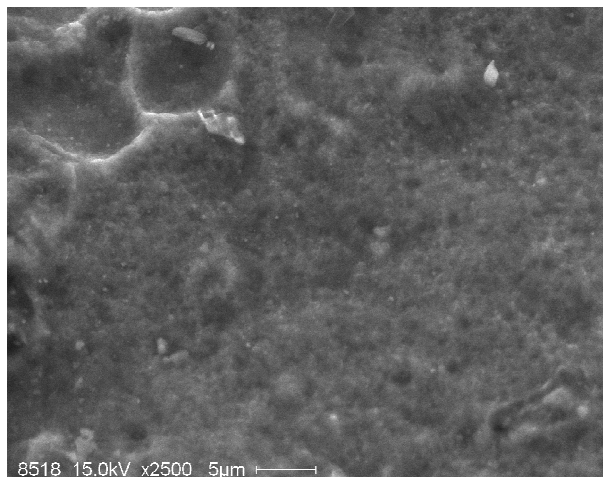


Figura 24: Detalle de la figura anterior (23).

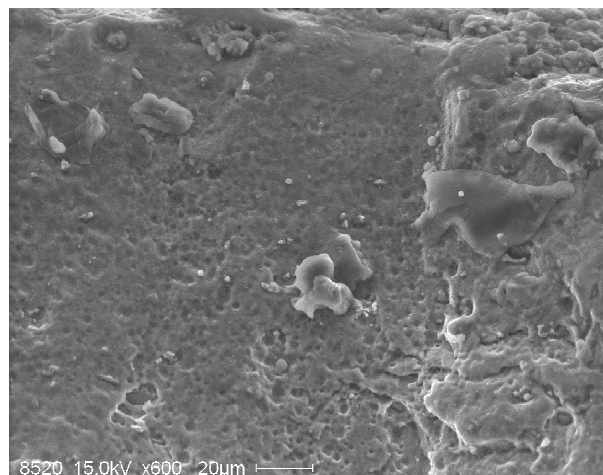


Figura 25: Detalle de la zona I de la figura 19.

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

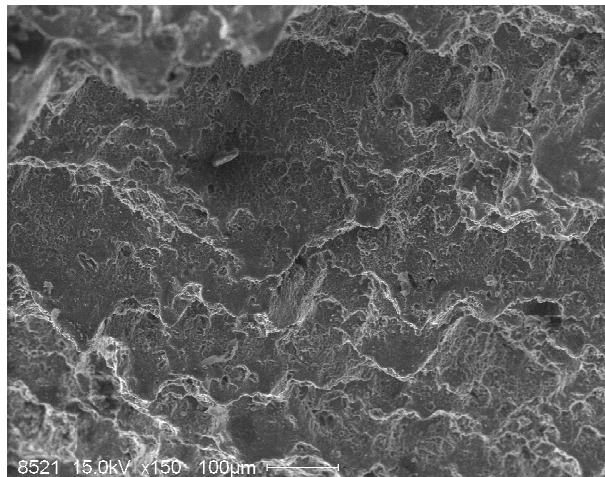


Figura 26: Detalle de la Región D.

La zona de inicio (Región A I) tiene una forma irregular, figura 19, con una penetración máxima central de aproximadamente 0.8mm, pero mucho menor sobre los extremos, y una longitud sobre el borde de aproximadamente 5mm.

En la figura 26 se aprecia la superficie de fractura en la región D. Se observan una especie de hojuelas fracturadas. Esta forma es típica de la fractura de zonas muy direccionadas como el borde de la pala, donde el forjado tuvo su máximo efecto en la deformación y alargamiento de los granos.

Análisis de los resultados

La aleación base del cilindro, su microestructura y proceso de fabricación son las adecuadas para el uso dado.

La deformación macroscópica observada, figuras 4 a y b, se produce por flexión, con el extradós en tracción y el intradós en compresión. Muy probablemente esto haya ocurrido en simultáneo con el daño al “cubo”. Sin embargo, lo observado en la superficie de fractura, figuras 9 a, b, c y d, indica una fractura por sobrecarga iniciada en el intradós (Región A I) debido a una aplicación de tensiones exactamente opuestas a las que originaron la deformación macroscópica. El análisis reveló que sobre el intradós hay marcas de roce, figuras 8 c y d, las mismas no se produjeron durante el rescate de la pala pues presentaban zonas marrones recubriéndolas, zonas que se generaron durante la inmersión prolongada. Una de esas marcas llega a la región A I de inicio de la fractura. Es probable que, con posterioridad al evento de deformación macroscópica, la pala haya entrado en contacto, probablemente por impacto, con otro elemento que produjo su fractura y las marcas halladas en el intradós.

Lo hallado en la superficie de fractura indica una fractura dúctil por sobrecarga, con una pequeña zona (Región A I) iniciadora. La propagación inicial perpendicular al eje de la pala con la formación luego de labios a 45° y un cambio brusco de dirección final, que se asemeja a una delaminación, indica que la aleación y su microestructura dieron una respuesta correcta ante la sollicitación de sobrecarga. Los microhoyuelos hallados en el examen por microscopía electrónica de la región A lo confirman. En particular, el cambio brusco de dirección de propagación de la fractura, de perpendicular al eje a paralelo al mismo, suele observarse en aleaciones direccionales donde la fractoténacidad (resistencia a la propagación de fisuras agudas)

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

en una dirección es mucho mayor que en la otra. Nótese que la menor, en este caso es la paralela al eje, es decir aquella que tiende a producir la delaminación y no el quiebre de la pala. Esto es lo deseado para este elemento.

Respecto de la zona iniciadora (región A I), el análisis no fue concluyente en cuanto a si se trataba de un fenómeno de fatiga previo al evento de rotura. En cualquier caso y con el fin de confirmar lo establecido en los párrafos previos, vamos a suponer que esa región estuvo previamente fisurada y estimar por mecánica de fractura la tensión remota a la que fue sometida la pala. Si ocurrió sobrecarga, esta tensión superará la resistencia a la tracción del material. Para lograr esta estimación vamos a modelar la pala como una placa finita [6], Figura 27, con una fisura elíptica, donde:

$2c = 5\text{mm}$ es la longitud de fisura

$a = 0.8\text{mm}$ es la profundidad máxima de fisura

$t = 33\text{mm}$ es el espesor (aproximado en la región A I)

$w = 128\text{mm}$ es el ancho (aproximado)

σ es la tensión remota aplicada a determinar

$K_{IC} = 19 \text{ a } 24 \text{ MPam}^{1/2}$ es la fractoténacidad del material (AA 2014)

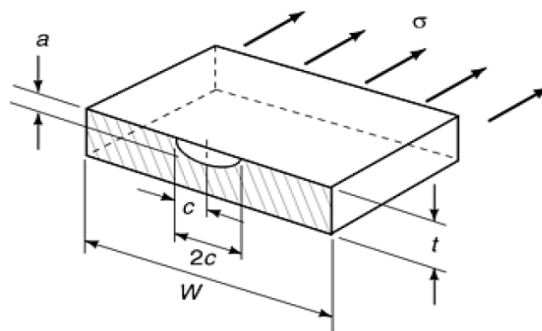


Figura 27: Modelo de fisura con origen en superficie para una placa finita.

Entonces, la tensión remota se vincula con la fractoténacidad a través de:

$$\sigma \geq \frac{K_{IC} \sqrt{Q}}{F \sqrt{\pi a}} \quad \text{donde}$$

\sqrt{Q} es un factor que depende del cociente a/c

y F es un factor que depende de los cocientes $2c/w$, a/c y a/t ,

para los valores asignados resultan $\sqrt{Q} \cong 1.11$ y $F \cong 0.5612$ a 0.6974 (tanto en tracción como flexión).

Luego $\sigma \geq 603$ a 947 MPa

que es superior a la resistencia a la tracción del material (485 MPa).

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

CONFIDENCIAL

Estos valores suponen una placa rectangular de sección transversal $w*t$; en la pala el espesor es variable siendo utilizado para el cálculo el de la región A I, por lo que se estima que las tensiones aplicadas son todavía más grandes en virtud que la pala tiene sección transversal más pequeña que la placa rectangular. Esto confirma una gran sobrecarga como factor principal en la fractura del elemento. La existencia de la zona de inicio (región A I) sólo determina la localización del comienzo de la fractura, pero con los niveles de tensión calculados la pala hubiera fracturado aún cuando esa zona de inicio no existiera.

Conclusiones

- La aleación del cilindro, su microestructura y proceso de fabricación son adecuadas para el uso dado.
- La fractura ocurrió por sobrecarga iniciándose en el intradós y finalizando en el extradós.
- Hay rastros, en el intradós, de contacto con un elemento sólido que pudo provocar la sobrecarga.
- La superficie de fractura mostró principalmente una respuesta dúctil del material ante la sollicitación. Tiene una pequeña zona de inicio cuyo mecanismo de generación no fue adecuadamente identificado. Esta zona de inicio no fue determinante en la fractura, en tanto que la sobrecarga habría producido la fractura aún sin zona inicio.

Bibliografía

1. Fairchild Aircraft Illustrated Parts Catalog SA227 series
2. ASM Handbook, Volume 12, Fractography, reimpresión 1997.
3. ASM Handbook, Volume 11, Failure Analysis and Prevention, reimpresión 2003
4. ASM Handbook, Volume 2, Properties and Selection: Non Ferrous Alloys and special Purpose Materials, impresión 1990.
5. ASM Handbook, Volume 7, Atlas of microstructures, impresión 1972.
6. ASM Handbook, Volume 19, Fatigue and Fracture, impresión 1997.

Realizado por: Mg. Victor Fierro

Lic. Andrea Ansaldi

Ing. Lucas Benítez

Téc. Rodrigo Gabarain

Responsable Técnico: Mg. Victor Fierro

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada

Ing. Andrés La Terra
Jefe Dpto. Mecánica Aplicada



INFORME TECNICO

CLIENTE: O.I.P.A.I.A.

MOTOR: Honeywell

SERIE N°: P-44119C

FECHA: Enero 07, 2013

ATTN.: Coronel Ruben Batista

MODELO: TPE331-11U-611G

SERIE N°: P44101C

DETALLE DE TRABAJOS:

Se procedió al desarme parcial de los motores afectados, limpieza e inspección de las partes, observándose que los daños y el estado de las partes inspeccionadas presentan una condición tal que nos lleva a la conclusión que ambos motores han impactado el agua en condición operativa, con potencia aplicada, no encontrándose indicios de daños o averías que hubieran ocasionado una detención previa al accidente en ninguno de los dos motores.

Ing. Roberto L. Hodes
Representante Técnico



Estudio del deterioro de pala de una hélice correspondiente a la aeronave siniestrada Fairchild de la empresa Air Class.

NUMERO: 79498

SOLICITUD N°: 17452

PROPUESTO POR: DINACIA

PROCEDENCIA DE LA MUESTRA: Suministrada por el interesado.

RESULTADOS

Fueron inspeccionadas ocularmente tres palas: dos pertenecientes a una misma hélice y la restante perteneciente a la otra.

Con el fin de observar microscópicamente la morfología del ataque fue solicitada la intervención para efectuar cortes. Fue autorizado el corte en una de las palas de las dos pertenecientes a la misma hélice.

Se estudió la morfología del daño presentado en los bordes de ataque (leading-edge, ver Fig 3) y de fuga del aire (trailing-edge) a efectos de su comparación.

Se efectuaron los cortes en las regiones indicadas por flechas en la fotografía siguiente:



Figura 1: Foto de la pala donde se realizaron los cortes para ensayos.

Av. J. HERRERA Y REISSIG N° 565 MONTEVIDEO - URUGUAY / C.P. 11300
TELS.: (05982) 711 0744 / 711 7436 - FAX: (05982) 711 7435 / CASILLA CORREO N° 30
e - mail: lem@fing.edu.uy - <http://www.fing.edu.uy/lem>



Figura 2: Acercamiento al lugar donde se procedió a hacer los costes.
Complemento Figura 1

Una vez retiradas las muestras se procedió a su embutido en baquelita para efectuar el desbaste y pulido de acuerdo a procedimientos normalizados. El pulido final se efectuó con silica coloidal de granulometría 0.05 micrones. El ataque metalográfico se realizó con el reactivo de Keller durante 15 segundos.

Como se observa en las micrografías (Fig. 4 y Fig. 5) el tipo de deterioro mostrado en la aleación de aluminio en las muestras correspondientes a los bordes de ataque (leading - edge) y de fuga (trailing - edge) muestran (en ambos casos) los hoyuelos (pitting) característicos de aleaciones de aluminio. Las formas de estos son similares a las clasificadas bajo el caso (f) en la norma ASTM G6 ("formas determinadas por la orientación micro-estructural") (ver Fig 6). Cualitativamente muestran una misma clase de daño.



Figura 3: sección de pala

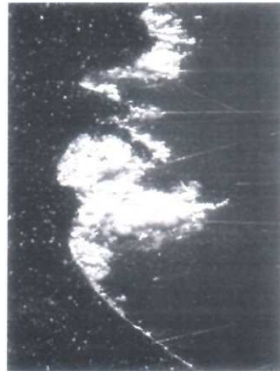
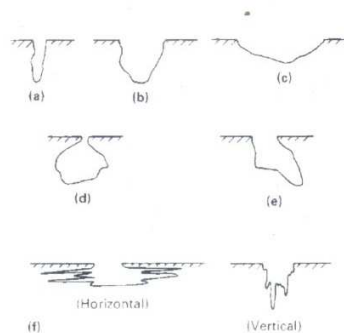


Figura 4. Muestra correspondiente a una zona del Leading edge (bajo lupa)



Figura 5. Muestra correspondiente a una zona del Trailing edge (bajo lupa). Se observa el avance del deterioro según la dirección de la cuerda de la sección, haciéndolo por debajo del área superficial pintada. La capa de pintura en la zona señalada por la flecha aparece sin daño mostrando que el avance de la superficie corroída proviene desde el extremo derecho.



Variations in the cross-sectional shape of pits. (a) Narrow and deep. (b) Elliptical. (c) Wide and shallow. (d) Subsurface. (e) Undercutting. (f) Shapes determined by microstructural orientation. Source: ASTM G 46

Figura 6

Debe tenerse en cuenta que usualmente las palas son fabricadas de aleaciones de aluminio-cobre-silicio-manganeso obtenidas por forja, resultando entonces con microestructuras que poseen una marcada orientación preferencial.

Av. J. HERRERA Y REISSIG N° 565 MONTEVIDEO - URUGUAY / C.P. 11300
TELS.: (05982) 711 0744 / 711 7436 - FAX: (05982) 711 7435 / CASILLA CORREO N° 30
e - mail: lem@fing.edu.uy - <http://www.fing.edu.uy/lem>



Universidad de la República
FACULTAD DE INGENIERÍA
INSTITUTO DE ENSAYO DE MATERIALES

- Metalografías

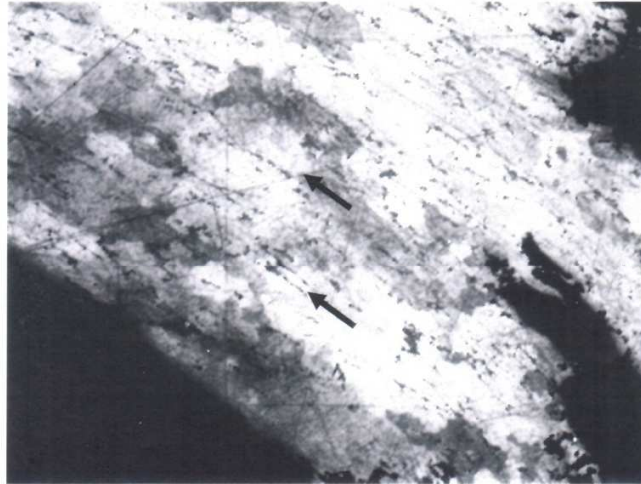


Figura 7
muestra
correspondiente
al leading edge
atacada con
reactivo de
Keller
50x

En las muestras metalográficas (Figs. 7), se observan estructuras de granos ligeramente alargados según la dirección de la cuerda. Existe cierta recrystalización a causa del efecto combinado de las tensiones remanentes del forjado y la temperatura alcanzada en el proceso de solución del cobre para el posterior endurecimiento de la aleación por precipitación. Observar las estructuras correspondientes a eutécticos de Al-Si-Mn de forma alargada (señaladas con flechas, ver Fig. 7 y 8) testigos de la fabricación por forja de la barra original de la aleación de aluminio.

Se observa que el avance del deterioro del material lo hace siguiendo la orientación de la cuerda.

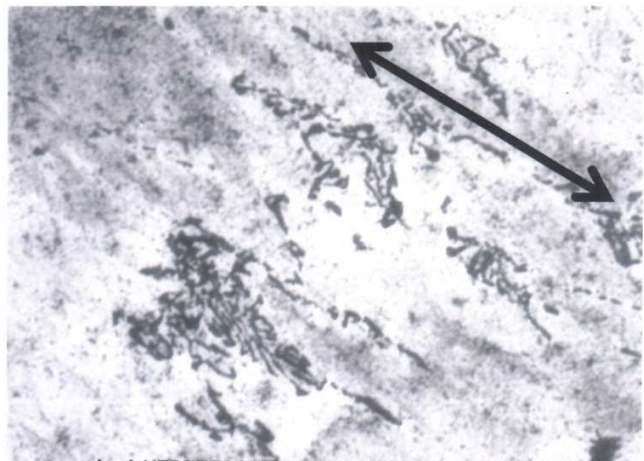


Figura 7
Estructuras
eutécticas con
mayor ampliación
Flecha - dirección
de la cuerda
-leading edge
(atacada con
reactivo de
Keller)
1000x

Av. J. HERRERA Y REISSIG N° 565 MONTEVIDEO - URUGUAY / C.P. 11300
TELS.: (05982) 711 0744 / 711 7436 - FAX: (05982) 711 7435 / CASILLA CORREO N° 30
e - mail: iem@fing.edu.uy - <http://www.fing.edu.uy/iem>

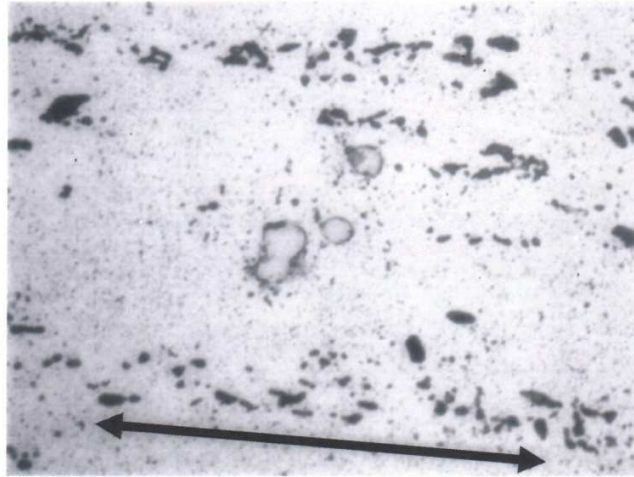


Figura 8
Estructuras
eutéticas
Precipitados
globulares de
AlCu
Flecha – dirección
de la cuerda
-trailing edge
(atacada con
reactivo de
Keller)
1000x

En la micrografía siguiente (Fig. 9) se observa la falta de homogeneidad del espesor de las capas protectoras. Si bien en teoría sobre el borde de ataque existe una erosión producida por el choque de partículas sólidas o líquidas existentes en el aire, en general sobre los bordes metálicos agudos las pinturas presentan deficiencias provenientes de las dificultades en su aplicación. A esto se suman las mayores deformaciones (debido a la esbeltez de la sección en dicha zona) por las sollicitaciones mecánicas en el servicio que van comprometiendo la adherencia de la pintura, sumada a las ocasionadas por el impacto contra el agua, siendo campo propicio para el inicio del ataque por pitting una vez la superficie (macro o microscópica) se ve expuesta al medio marino.

Es de resaltar que las aleaciones de aluminio utilizadas en la aeronavegación (aleaciones de elevada resistencia mecánica, de las series 2000, 6000 y 7000) son de muy baja resistencia a la corrosión en aguas marinas por tanto el esquema de pintura pasa a ser el principal agente resistente a la corrosión una vez sumergida la pala. En particular y de acuerdo a la bibliografía consultada y a comunicaciones con fabricantes en EUA la aleación utilizada para las palas de hélice es la ANSI 2025 T6.

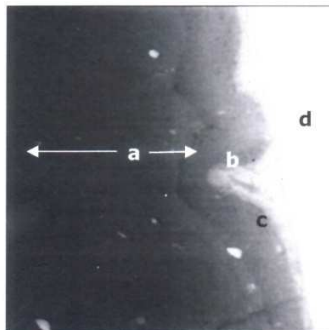


Figura 9: Micrografía de la pala de hélice para observar la cubierta protectora.

- a- baquelita
- b- pintura exterior
- c- recubrimiento interior
- d- aleación de aluminio

Av. J. HERRERA Y REISSIG N° 565 MONTEVIDEO - URUGUAY / C.P. 11300
TELS.: (05982) 711 0744 / 711 7436 - FAX: (05982) 711 7435 / CASILLA CORREO N° 30
e - mail: lem@fing.edu.uy - <http://www.fing.edu.uy/lem>



Universidad de la República
FACULTAD DE INGENIERÍA
INSTITUTO DE ENSAYO DE MATERIALES



• CONCLUSIONES

- En las microestructuras correspondientes a las zonas metálicas adyacentes a la superficie deteriorada no existen vestigios de zonas fundidas y enfriadas rápidamente, características de altas energías disipadas en un corto lapso.
- Los detalles finos correspondientes a diferencias microestructurales, provenientes de la conformación del material con el que se fabricó la pala, y que son revelados por el deterioro muestran una acción paulatina del mecanismo electroquímico, tal como se observaría en agua marina. El daño observado en el estado actual de la pala tanto en el borde de ataque como en el de fuga es de similar característica y proviene de la acción prolongada de las aguas del estuario.
- Si bien las causas iniciales que fomentaron el deterioro están alteradas por el grado de avance del daño, es posible que el inicio se haya debido a las imperfecciones naturales que existen en todo sistema de pintura (generadas tanto en su aplicación como en su posterior puesta en servicio).

Msc. Ing Leonardo Della Mea
PROFESOR ADJUNTO

Montevideo, 8 de mayo de 2013.-

Ing. Quím. Pablo Raimonda
DIRECTOR
INSTITUTO DE ENSAYO DE MATERIALES

ANEXO "D"

DIRECCIÓN NACIONAL DE BOMBEROS
SUB DIRECCIÓN

AUTENTICA

DEPARTAMENTO VIII Ingeniero Industrial CATÓN SILVA
(I.D.S.) Investigaciones de SiniestrosDIRECCION NACIONAL DE BOMBEROS.
Dpto. VIII (I.D.S.).

Montevideo, 25 de Marzo de 2013.

Juez Letrado de 1ra. Instancia en lo Penal de 7mo. Turno.

En Cumplimiento a lo dispuesto por el Juzgado Letrado de Primera Instancia en lo Penal de 7mo. Turno, en Oficio 99/2013 de esa sede; referente a un informe sobre los hechos caratulados **"Aeronave Siniestrada en el Río de la Plata Walter RIGO y Martín RIVA Su Desaparición"**, en relación a las prendas encontradas, para determinar si estas tienen indicios de haberse incendiado o otros elementos que puedan surgir de dicho estudio.

Se informa lo siguiente:

- a- En Primera instancia se realizan las coordinaciones con la O.I.P.A.I.A, ubicada en el Aeropuerto de Carrasco para poder acceder a las prendas halladas en el Río de la Plata, a los efectos de realizar una inspección ocular, y un relevamiento fotográfico, para poder determinar si en estas se encuentran restos carbonosos o vestigios que puedan fehacientemente determinar lo mencionado.
- b- Al acceder a las prendas mencionadas y realizando los procedimientos para poder evaluar si se aprecian en esta instancia vestigios de haberse generado una combustión en la que hayan sido afectadas las prendas, surgiendo lo siguiente:

ES COPIA DEL ORIGINAL

Sub. Crio.

Richard BARBOZA

DIRECCIÓN NACIONAL DE BOMBEROS
SUB DIRECCIÓN

AUTENTICA

DEPARTAMENTO VIII Ingeniero Industrial CATÓN SILVA
(I.D.S.) Investigaciones de Sinistros

Documento Fotográfico N° 1.
Se aprecian algunas de las prendas retiradas de las aguas, las que según la información aportada serían de los pilotos desaparecidos en el accidente de la aeronave en cuestión.

Sub Crio. Catón Silva
CATÓN SILVA
BARBOZA



Documento Fotográfico N° 2. Se puede apreciar las prendas con una decoloración y manchas y vestigios de oxidación, lo que hace suponer que estas estuvieron en contacto con metales.

ES COPIA DEL ORIGINAL



DIRECCIÓN NACIONAL DE BOMBEROS
SUB DIRECCIÓN

AUTENTICA

DEPARTAMENTO VIII Ingeniero Industrial CATÓN SILVA
(I.D.S.) Investigaciones de Siniestros



Documento Fotográfico N° 3. Se nota claramente la oxidación del cierre de un pantalón de pana, y también la tela rasgada; sin percibirse carbonización en dicha prenda.



Documento Fotográfico N°4. Se observan manchas en la tela y sus dimensiones, pudiéndose determinar como en otras marcas dejadas por la oxidación de un metal en contacto con esta.

ES COPIA DEL ORIGINAL

Sub Crío.
Richard BARBOZA



DIRECCIÓN NACIONAL DE BOMBEROS
SUB DIRECCIÓN

DEPARTAMENTO VIII Ingeniero Industrial CATÓN SILVA
(I.D.S.) Investigaciones de Sinistros



Documento Fotográfico N° 5. Se observa en esta prenda (ropa interior), las manchas de suciedad y aparentemente oxidación, suponiendo como en las anteriores que estas estuvieron en contacto o en proximidad de metales oxidados.

- c- Del relevamiento Fotográfico realizado y de las marcas observadas en las prendas estudiadas, las características son similares, en donde se perciben la rotura por desgarró, y la descomposición de los hilos, además muestras evidentes de haber estado en contado o en proximidades de metales oxidados dejando las manchas que se ilustraron en los documentos fotográficos valorados.
- d- De la inspección ocular surge que de todas las prendas aportadas para realizar esta informe Pericial, no se puede relacionar fehacientemente que estas hubieran estado en contacto con las llamas, ya que no se encontraron en ninguna de las prendas restos carbonosos o residuos generados por una combustión (sea Completa o Incompleta, completa cuando están presentes tos los elementos del fuego o incompleta y lenta cuando falta alguno de ellos Ej. Oxígeno).
- e- Sin más que informar, quedando a vuestras ordenes en este Departamento.

Saluda a Ud. atte.

Jefe del Depto. VIII (I.D.S.)
Investigaciones de Sinistros


Sub Comisario
Richard BARBOZA

ES COPIA DEL ORIGINAL



DIRECCIÓN NACIONAL DE BOMBEROS
SUB DIRECCIÓN

DEPARTAMENTO VIII Ingeniero Industrial CATÓN SILVA
(I.D.S.) Investigaciones de Sinistros

**DIRECCION NACIONAL DE BOMBEROS.
DEPARTAMENTO VIII. (I.D.S)**

Montevideo, 24 de Abril del 2013.

FUERZA AEREA.

Sr. Director Nac. De la Aviación Civil, Brigadier Gral. (Av.) Antonio ALARCON.

Por intermedio de la presente, y de acuerdo a lo ordenado por el Director Nacional de Bomberos, se procede a realizar este informe pericial referente a los hechos caratulados "**Aeronave Siniestrada en el Río de la Plata Walter RIGO y Martín RIVA Su Desaparición**", los componentes encontrados de la aeronave, para determinar si estos tienen indicios de haberse incendiado.

Se informa lo siguiente:

- a- En Primera instancia se realizan las coordinaciones con la D.I.N.A.C.I.A, ubicada en el Aeropuerto de Carrasco para poder acceder a las partes de la Aeronave encontradas en el Río de la Plata, a los efectos de realizar una inspección ocular, y un relevamiento fotográfico, para poder determinar si en estas se encuentran restos carbonosos o vestigios que puedan fehacientemente determinar lo mencionado.
- b- Se accedió a una aeronave de similares características a la siniestrada, para poder realizar una analogía que permita una identificación más clara de las partes documentadas.



Sub. Crío. *Richard Barboza*
Richard BARBOZA

Documento Fotográfico Nº 1 . Vista general de la aeronave CX-LAS propiedad de la empresa Air Class, similar a la siniestrada en el Río de La Plata.

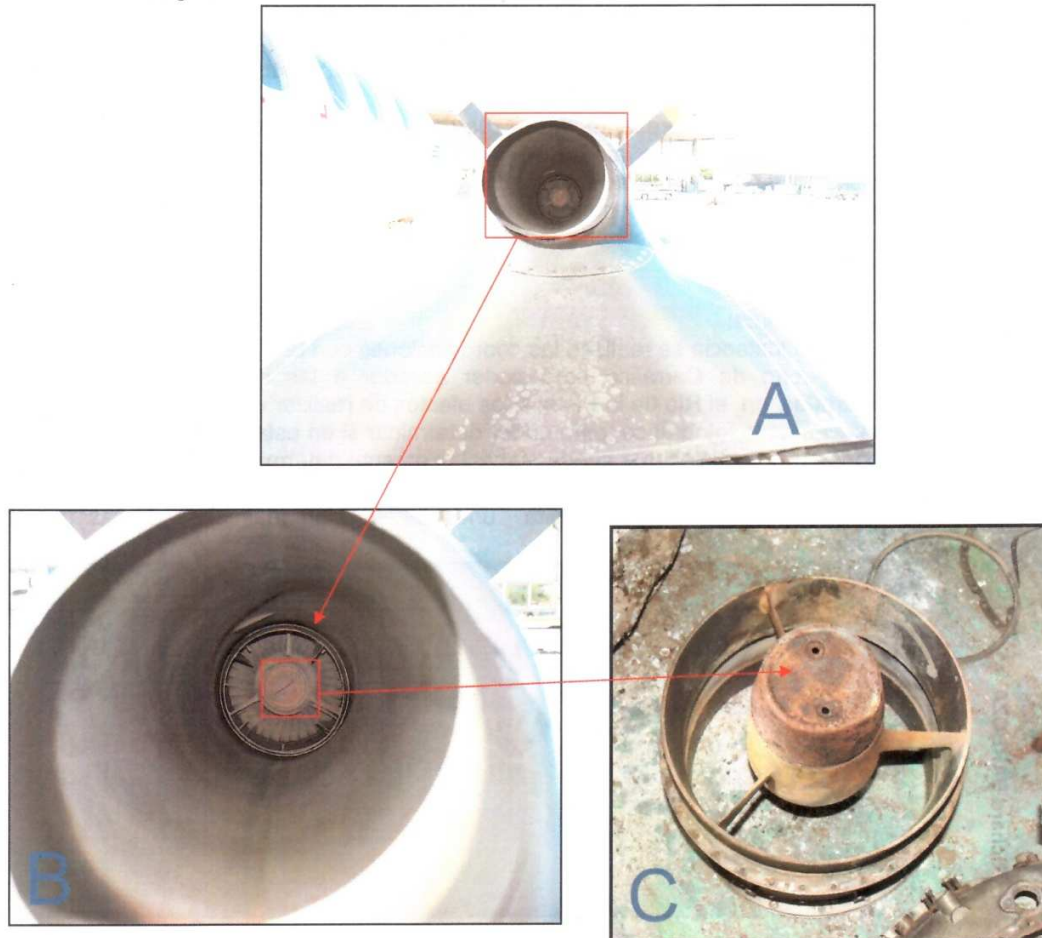




DIRECCIÓN NACIONAL DE BOMBEROS
SUB DIRECCIÓN

DEPARTAMENTO VIII Ingeniero Industrial CATÓN SILVA
(I.D.S.) Investigaciones de Sinistros

Documento Fotográfico N° 2. Panorámica del interior del angar en que se encontraban acopiada las partes del avion siniestrado al arribo de este equipo investigador.



Documento Fotográfico N° 3, 4 y 5. Se realiza un detalle del único componente de la nave que presentaba indicio de exposición a altas temperaturas, (**imagen identificada con letra C**), la que en su posición original se ubica en la salida de la turbina derecha del avion, (**se identifica este escor con las imágenes A y B**), lo que explica dicha exposición al calor, dado que se encontraba expuesta a los gases calientes del escape de dicha turbina.



DIRECCIÓN NACIONAL DE BOMBEROS
SUB DIRECCIÓN

DEPARTAMENTO VIII Ingeniero Industrial CATÓN SILVA
(I.D.S.) Investigaciones de Sinistros



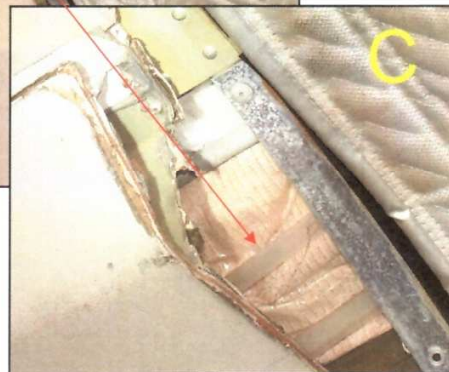
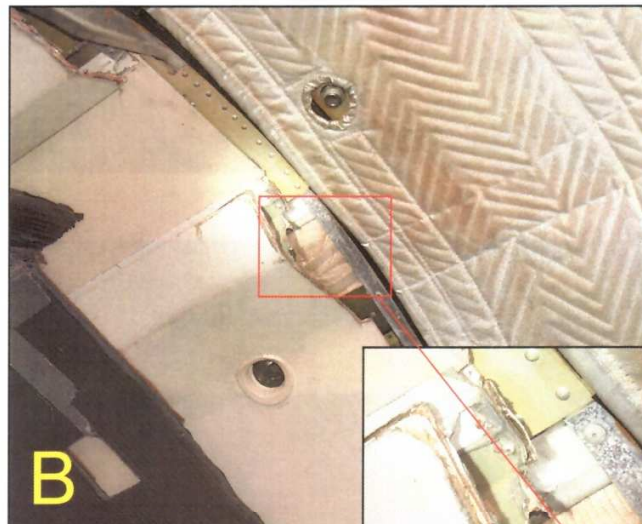
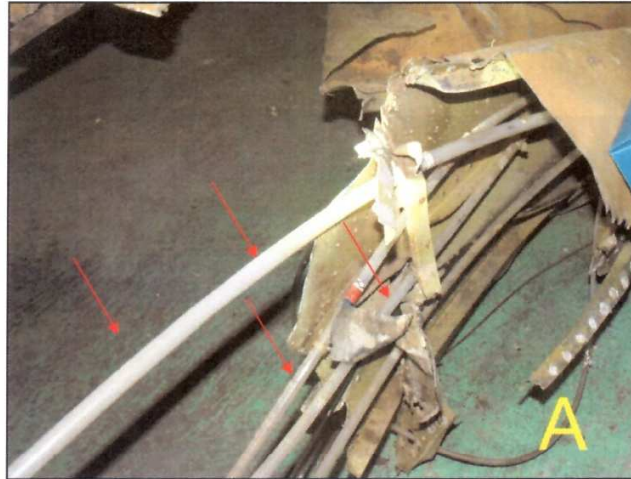
Richard Barboza
Sub. Crío. **RICHARD BARBOZA**

Documento Fotográfico N° 6 y 7. Vista de la parte trasera del fuselaje del avión, (sector de la puerta de cargas del mismo), la cual es referenciada, en la nave utilizada para la comparación. No fue encontrado en este sector ninguna evidencia que hiciera suponer la presencia de fuego u exposición a alta temperatura.



DIRECCIÓN NACIONAL DE BOMBEROS
SUB DIRECCIÓN

DEPARTAMENTO VIII Ingeniero Industrial CATÓN SILVA
(I.D.S.) Investigaciones de Sinistros



Documento Fotográfico N°8, 9 y 10. Se documenta y se señala con vectores en la imagen identificada con letra **A**, la presencia de componentes plásticos, en los restos encontrados en el Río De La Plata, los que no presentaban afectación alguna por exposición a temperatura, considerándose que de haber existido fuego en este sector de la nave los caños documentados presentarían algún tipo de afectación dada la combustibilidad de estos componentes, como así restos hollinosos. Al igual que en los anteriores documentos fotográficos, se referencia el sector en la aeronave no siniestrada imágenes **B** y **C**.



DIRECCIÓN NACIONAL DE BOMBEROS
SUB DIRECCIÓN

DEPARTAMENTO VIII Ingeniero Industrial CATÓN SILVA
(I.D.S.) Investigaciones de Sinistros

- c- Luego de efectuada la inspección ocular en los restos de la aeronave retirados del mar, no se pudo evidenciar tras este análisis exhaustivo en la totalidad de los componentes encontrados, evidencias de que haya existido combustión con llama al descubierto (fuego) o indicios de la existencia de este en los materiales documentados, ya que los cortes en el fuselaje, así como la pintura interior y exterior, y otros componentes del avión no presentan ningún tipo de indicio que haga suponer que hubo fuego en el avión.
- d- Sin más que informar, quedando a vuestras ordenes en este Departamento.

Saluda a Ud. atte.



Jefe del Depto. VIII (I.D.S.)
Investigaciones de Sinistros


Sub Comisario
Richard BARBOZA

ANEXO "E"



Montevideo, 30 de agosto de 2012

Sr. Coronel (Av.) Rubel Batista
Sr. Decano de la Facultad de Ciencias

Presente

De acuerdo a lo solicitado por la Oficina de Investigación y Prevención de Accidentes e Incidentes de Aviación (OIPAIA), se realiza el informe acerca de los fragmentos de la aeronave matrícula CX-LAS, modelo Fairchild Metro, siniestrada el día 6 de junio de 2012, presentados a investigadores del Departamento de Evolución de Cuencas, en la fecha del 17 de agosto del corriente, con el objetivo de identificar si había presencia de macroorganismos incrustantes en su superficie.

Las piezas examinadas corresponden a una pala de hélice, un intercambiador de calor (radiador) y un fragmento de chapa de aluminio correspondiente a la zona debajo de los rieles del asiento de la cabina pax de la aeronave. Según lo informado por investigadores de OIPAIA, las piezas estuvieron cincuenta días sumergidas en el Río de la Plata, a una distancia aproximada a los 1800 metros al suroeste de la Isla de Flores, a una profundidad de entre 10 y 12 metros. De acuerdo a lo observado, en ninguno de los restos examinados se halló presencia de macroorganismos incrustantes de ninguna clase, así como tampoco se encontró evidencia de macroorganismos bentónicos en la superficie.

Sin otro particular,
Saludan atentamente

Dr. Sergio Martínez

Lic. Fernanda Cabrera



INFORME DE ANALISIS DE DESCARGADORES ESTÁTICOS

NUMERO: 79498

SOLICITUD N°: 17452

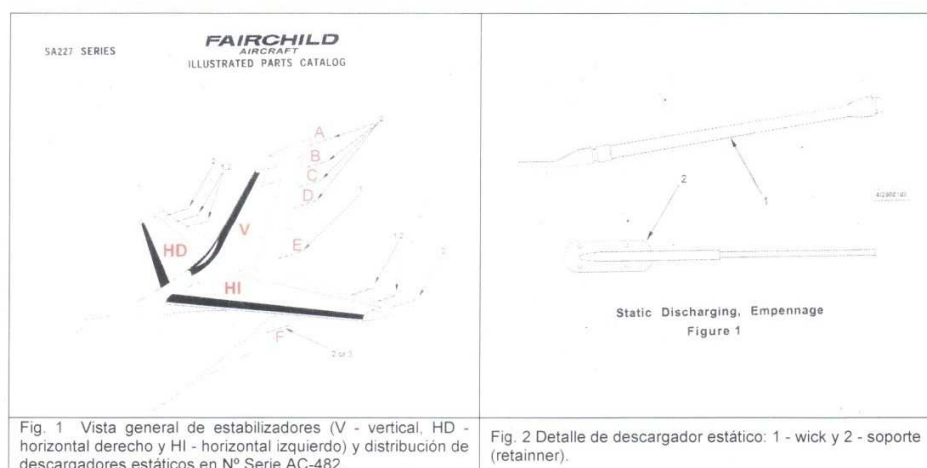
PROPUESTO POR: Oficina de Investigación y Prevención de Accidentes e Incidentes de Aviación, OIPAIA.

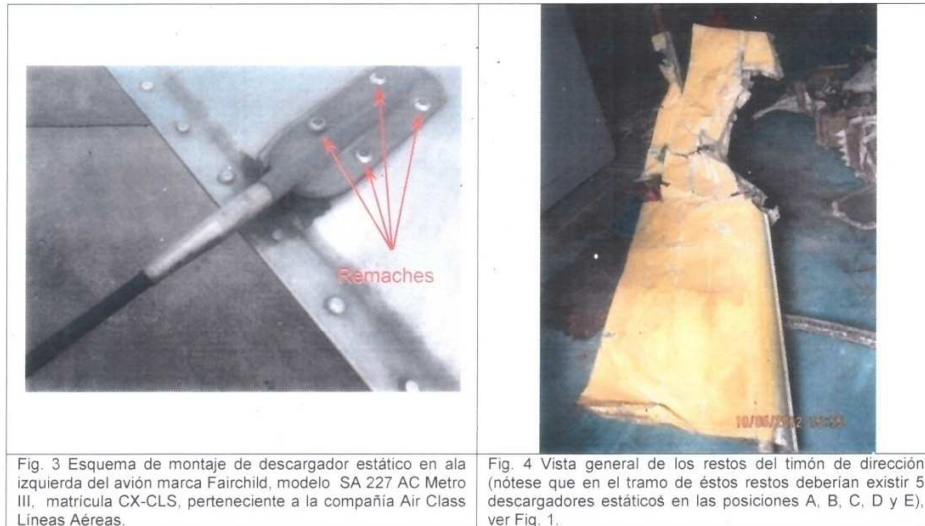
PROCEDENCIA DE LA MUESTRA: Suministrada por el interesado, restos del timón de dirección pertenecientes al avión marca Fairchild, modelo SA 227 AC Metro III, N° serie AC-482, matrícula CX-LAS, perteneciente a la compañía Air Class Líneas Aéreas.

METODOLOGÍA:

Fueron realizadas visitas al Hangar de DINACIA, donde se realizó una inspección visual global y un relevamiento fotográfico de los restos del timón de dirección. Adicionalmente, se mantuvieron reuniones y diferentes comunicaciones con personal de OIPAIA. Posteriormente, se elaboró un Árbol de Fallas, el cual se muestra en el Anexo I.

RESULTADOS:

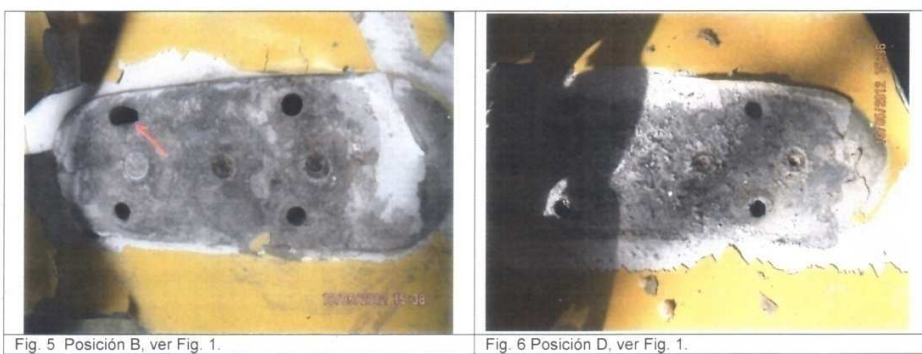




Considerando que en los restos del timón de dirección mostrados en la Fig. 4 deberían existir 5 descargadores estáticos montados en las posiciones A, B, C, D y E, según lo indica el manual del fabricante para el N° Serie AC-482, Fig. 1, se distinguen las dos siguientes situaciones:

- a) regiones donde existe una capa continua de pintura (A y C)
- b) regiones donde la capa de pintura es inexistente (B, Fig. 5, D, Fig. 6 y E, Fig. 7)

En la Fig. 5 se observan las cuatro perforaciones para el alojamiento de los remaches en la posición B, ver también Fig. 3. Debe notarse que la ovalización de la perforación indicada con la flecha, muy probablemente corresponda a un desplazamiento lateral de la mecha utilizada para retirar un remache durante una operación realizada anteriormente.





En la Fig. 7 se observan las cuatro perforaciones para el alojamiento de los remaches en la posición E. Nótese la disolución parcial del remache indicado con una flecha. En la Fig. 8 se aprecia el daño por corrosión galvánica post-impacto en soporte y remaches en restos del estabilizador horizontal derecho, HD en Fig. 1.

Tentando identificar las diferentes causas por las cuales no se encuentran montados los descargadores estáticos en los restos del timón de dirección al momento de realizar las inspecciones visuales en el Hangar de DINACIA, se elaboró un "árbol de fallas", Anexo I.

CONCLUSIONES

- De un total de cinco descargadores estáticos que deberían estar presentes en los restos del timón de dirección, según se indica el manual del fabricante del avión Fairchild, modelo SA 227 AC Metro III para el N° serie AC-482, Fig. 1, muy probablemente estaban montados antes del vuelo, AV sólo tres de ellos, Anexo I (parte derecha, segunda línea del árbol de fallas). Los mismos estarían ubicados en las posiciones B, Fig. 5, D, Fig. 6 y E, Fig. 7.
- En las posiciones A y C, Fig. 1 no aparece indicio alguno en los restos del timón de dirección de que estuvieran montados los descargadores estáticos antes del vuelo, AV. Esta afirmación se basa en que sobre dichas posiciones existe una capa continua de pintura de color amarillo, Anexo I (parte izquierda, segunda línea del árbol de fallas).
- Se considera que no existen patrones de falla por sobrecarga en las juntas remachadas, piel-soporte de los descargadores estáticos, en las posiciones B, Fig. 5, D, Fig. 6 y E, Fig. 7. Debido a esto, se descarta la hipótesis de fractura por corte o tracción de los remaches en éstas posiciones, posterior caída de los mismos y desprendimiento de los soportes durante el vuelo, DV o durante el impacto, DI, Anexo I (parte izquierda, cuarta y tercera línea del árbol de fallas).
- Se considera que no existen patrones de fusión en las juntas remachadas piel-soporte de los descargadores estáticos en las posiciones B, Fig. 5, D, Fig. 6 y E, Fig. 7, debidos al posible efecto de un rayo. Debido a esto, se descarta la hipótesis de fractura por fusión de los remaches, posterior caída de los mismos y desprendimiento de los soportes durante el vuelo, DV, Anexo I (parte izquierda, cuarta y tercera línea del árbol de fallas).

Av. J. HERRERA Y REISSIG N° 565 MONTEVIDEO - URUGUAY / C.P. 11300
TELS.: (05982) 711 0744 / 711 7436 - FAX: (05982) 711 7435 / CASILLA CORREO N° 30
e - mail: iem@fing.edu.uy - http://www.fing.edu.uy/iem

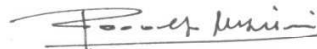


Universidad de la República
FACULTAD DE INGENIERÍA
INSTITUTO DE ENSAYO DE MATERIALES



• La Fig. 8 muestra que los efectos del daño por corrosión galvánica post-impacto, PI en los remaches y en un soporte montado en los restos del estabilizador horizontal derecho, HD en Fig. 1. Dichos efectos, pueden llegar a ser tan severos como para disolver parcialmente los remaches (zona anódica en la reacción de corrosión). Muy probablemente, éste mismo tipo de daño podría haber producido la fractura de los remaches, caída de los mismos y consecuentemente el desprendimiento de los soportes montados en las posiciones B, Fig. 5, D, Fig. 6 y E, Fig. 7, Anexo I (parte izquierda, cuarta y tercera línea del árbol de fallas), durante el lapso comprendido entre el impacto y el recate de los restos.

Montevideo, 13 de mayo de 2013.-


MSc. Rodolfo Mussini
PROFESOR ADJUNTO


Ing. Quím. Pablo Raimonda
DIRECTOR
INSTITUTO DE ENSAYO DE MATERIALES

GLOSARIO:

Árbol de fallas: un método que provee una descripción sistemática de combinaciones de posibles ocurrencias en un sistema las cuales pueden resultar en la falla del mismo.

Corte: un tipo de fuerza que causa o tiende a causar que dos regiones de una misma parte, o dos partes en una junta deslicen entre sí en una dirección paralela a su plano de contacto.

Daño: mecanismo por el cual un componente o estructura puede ver comprometida su integridad estructural (aumento de riesgo de falla). Ej. corrosión, sobrecarga, fatiga, creep, desgaste, etc..

Falla: pérdida de la función para la cual se entiende que un componente o un sistema fue diseñado. Ej. fractura, pérdida de estanqueidad en tuberías o tanques de almacenamiento, etc..

Falla por sobrecarga: en el ámbito del análisis de fallas, se refiere a la fractura de un material cuando la tensión excede la capacidad del mismo para portar carga, debido a una excesiva tensión aplicada o debido a un efecto de degradación en el mismo.

Fractura: fragmentación o separación de un cuerpo en dos o más partes.

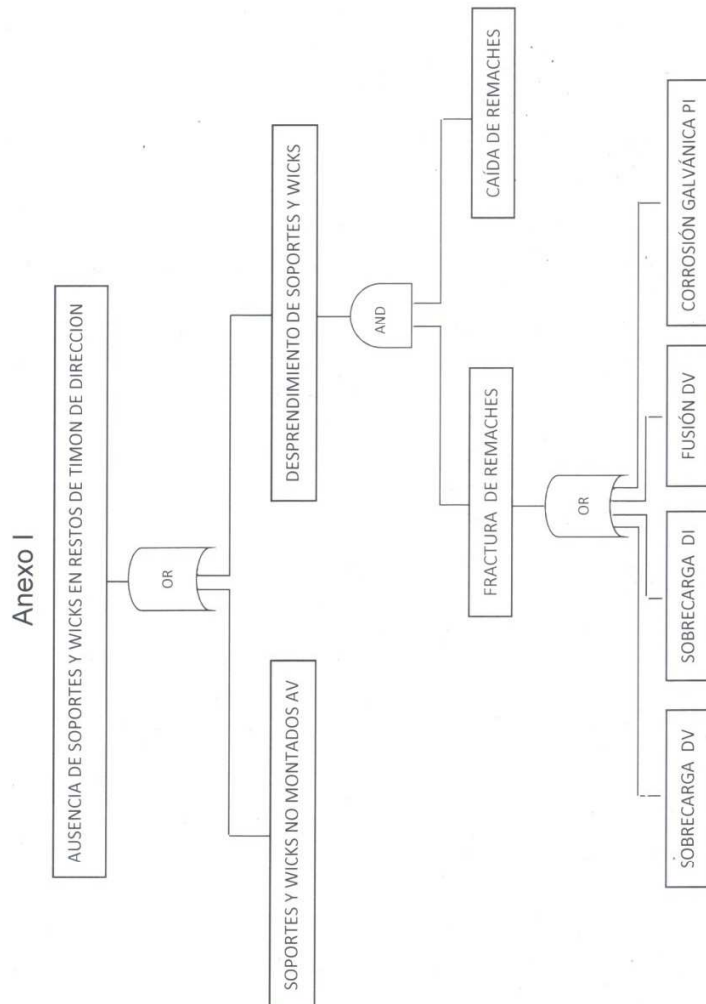
Fractura por corte: fractura que ocurre cuando la tensión de corte excede la resistencia al corte del material antes de que cualquier otro tipo de fractura pueda ocurrir. Fracturas típicas de éste tipo son encontradas cuando existe torsión en ejes y efectos de corte en remaches.

Fractura por tracción: fractura que tiene lugar en un cuerpo como consecuencia de la aplicación de una tensión normal en el mismo.

Tensión: fuerza por unidad de área, frecuentemente considerada como una fuerza actuando sobre una pequeña área contenida en un plano. Ella puede ser dividida en dos componentes, perpendicular al plano y paralela al plano, designadas como tensión normal y tensión de corte respectivamente. Usualmente son expresadas en megapascuales (MPa) o libras por pulgada cuadrada (psi).

Tensión de corte: tensión que existe en un plano, debida a la actuación de una fuerza paralela a dicho plano.

Av. J. HERRERA Y REISSIG N° 565 MONTEVIDEO - URUGUAY / C.P. 11300
TELS.: (05982) 711 0744 / 711 7436 - FAX: (05982) 711 7435 / CASILLA CORREO N° 30
e - mail: lem@fing.edu.uy - <http://www.fing.edu.uy/lem>



AV - ANTES DEL VUELO
DV - DURANTE EL VUELO
DI - DURANTE IMPACTO
PI - POST IMPACTO

DEFINICIONES PUERTAS LÓGICAS:

AND: produce la salida (indicada en su parte superior) si todas las entradas (indicadas en su parte inferior) existen simultáneamente.
OR: produce la salida (indicada en su parte superior), cuando al menos una de las entradas (indicadas en su parte inferior) ocurre.

Av. J. HERRERA Y REISSIG N° 565 MONTEVIDEO - URUGUAY / C.P. 11300
TELS.: (05982) 711 0744 / 711 7436 - FAX: (05982) 711 7435 / CASILLA CORREO N° 30
e - mail: lem@fing.edu.uy - http://www.fing.edu.uy/lem

ANEXO "F"



San Fernando, 10 de octubre de 2013

Oficina de Investigación y Prevención de Accidentes e Incidentes de Aviación (OIPAIA)

INFORME DE ESTADO DEL ATTITUDE REFERENCE

Se confecciona el presente informe de constatación de estado del siguiente componente:

- Attitude Reference marca Honeywell modelo VG-401 N/P: 2593691 N/S: 78120XXX

Dicho conjunto se encuentra en partes separadas y parcialmente desarmado hasta su rotor interno.

Se encontró el conjunto con daños severos y estado de corrosión extremadamente marcado, de tal manera que el N/S de serie del mismo se encuentra ilegible en sus últimas cifras.

Se observa además que el chasis de dicho conjunto fue alterado posiblemente para liberar el conjunto rotor interno, el cual se encontraría aprisionado e inmóvil en su alojamiento.

En cuanto a los bastidores de roll (externo) y de pitch (interno) ambos, también se encuentran con severas deformaciones, de manera tal que inmovilizaría o limitaría severamente cualquier movimiento relativo del conjunto.

El rotor se encuentra inmovilizado con el estator que es interior, debido a la extrema corrosión existente entre ambos. Dicho rotor, además presenta marcas puntuales en su superficie externa producidas posiblemente por golpes, contacto o rozamiento con su bastidor de pitch.

Los rodamientos en los que están asentados todas las partes móviles se encuentran completos y armados.

Todos los motores synchros sensores de posición de los batidores se encuentran con daño mecánico y deformaciones causado posiblemente a raíz de las deformaciones extremas en las que se encuentra todo el conjunto.

Todas las escobillas y colectores de alimentación del rotor interno se encuentran deformados mecánicamente sin signos de recalentamiento o chispazos por arco voltaico, y dichas escobillas se encuentran completas y con sus dimensiones regulares.

Por último, se encuentra al conjunto completo, con todas sus partes y accesorios, sin faltantes, lo que presupone que su operación era posible antes de sufrir la deformación en la que se encuentra.

CONCLUSIÓN

En base a las evidencias encontradas en las partes componentes de este equipo, se determina que el mismo no se encontraba operando al momento de sufrir el daño en el que se halla. Esta afirmación se basa en las siguientes evidencias:

- No se encontraron signos de rozamiento circunferenciales en el rotor, siendo que estaba inmovilizado por la deformación de su bastidor, con lo cual se determina que no se encontraba girando al momento de dañarse, teniendo en cuenta que demora en detenerse un mínimo de 10 minutos
- Las escobillas y colectores se encontraron en aparente buen estado de operación, con lo cual se determina que si hubiera estado operando al momento de dañarse y se detuvo bruscamente, deberían existir evidencias de recalentamiento o chispazos debido a que sigue alimentándose, aunque sea por una fracción de segundo

Cabe aclarar que este Attitude Reference es parte componente del sistema Vertical Gyro modelo VG-14A, el cual opera con alimentación de 115VAC 400 Hz, cuyo rotor gira a 22000 RPM y demora en ponerse en servicio funcional un máximo de 3 minutos.

ALFREDO A. PAEZ
REPRESENTANTE TÉCNICO
D.N.E. 178 D.N.A. 4905 MERA 69268



PAEZ AVIONICA S.R.L.

Ruta 202 y Balcarce, B1646BWU
San Fernando, Provincia
de Buenos Aires, Argentina

+ TEL. 54.11. 4714.5156
+ TEL.FAX. 54.11. 4714.5168

www.paezavionica.com.ar
info@paezavionica.com.ar

Aeropuerto Internacional San Fernando



San Fernando, 10 de octubre de 2013

Oficina de Investigación y Prevención de Accidentes e Incidentes de Aviación (OIPAIA)

INFORME DE OPERACIÓN SIN INVERSORES

A solicitud del personal de la OIPAIA acerca de la operación de la aeronave matrícula CX-LAS sin alimentación de 115VAC 400 Hz y en base a la Lista de Equipamiento de la misma N/S AC-482 provista por ellos y a las fotos pertenecientes a dicha aeronave y suponiendo que el equipamiento completo de aviónica se encuentra operativo y sin novedad, se establece:

- Llaves de BATT y MASTER AVIONICS en posición ON
- Llave de 3 posiciones INV 1-OFF-INV 2 en posición OFF o en otra posición pero con su fusible abierto
- 2 luces ambar encendidas en el panel anunciador correspondientes a LH AC BUS y RH AC BUS inoperativas
- Ambos RMLs con bandera visibles
- Ambos HSIs con bandera de VOR visibles
- ADI con ambas banderas de GYRO y COMPUTER visibles, e indicación caída
- Ambos equipos de VOR inoperativos
- Indicación de ADF inoperativa
- CVR inoperativo
- FDR inoperativo
- Estabilización de radar inoperativa

Cabe aclarar que el ADI es conducido por la Vertical Gyro modelo VG-14A que remitió la OIPAIA para realizar su informe de estado y que si la misma no opera, dicho ADI va a presentarse tal cual se describe arriba.

En estas condiciones se encuentran operativos, además de los instrumentos independientes de dicha alimentación eléctrica, los siguientes equipos:

- El Horizonte Stby. neumático que se encuentra en el panel de piloto
- El Horizonte eléctrico de 28VDC que se encuentra en el panel de copiloto
- Las cartillas de rumbo de ambos HSIs
- Ambos giro y ladeos
- Ambos GPSs
- El panel anunciador de GPS
- Ambos COMs
- Ambos Txps
- El DME
- El radio altímetro
- Toda indicación de ambos motores

ALFREDO A. PAEZ
REPRESENTANTE TÉCNICO
DIAE 178 DIA 4905 MERA 69268



PAEZ AVIONICA S.R.L.

Ruta 202 y Balcarce B1646BWU
San Fernando, Provincia
de Buenos Aires, Argentina

+ TEL. 54.11. 4714.5156

+ TEL.FAX. 54.11. 4714.5168

www.paezavionica.com.ar

info@paezavionica.com.ar

Aeropuerto Internacional San Fernando

ANEXO "G"

MOTOR #1

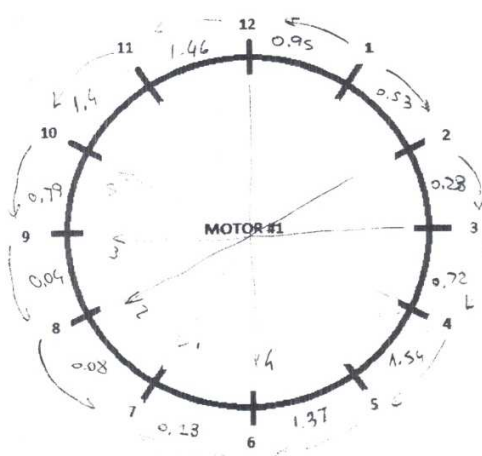
DIAMETRO 414 MM

HR	ESPEJOR MM	HR	ESPEJOR MM	DIFERENCIA MM
1	77.76	7	73.04	4.72
2	77.23	8	73.12	4.11
3	76.95	9	73.16	3.79
4	76.23	10	73.95	2.28
5	74.69	11	75.35	-0.66
6	73.32	12	76.81	-3.49

CIRCUNFERENCIA 1300.619 mm
 325802 107 mm

ANGULOS

1-7	0° 39' 11.52"
2-8	0° 34' 7.63"
3-9	0° 31' 28.22"
4-10	0° 18' 55.94"
5-11	0° 5' 28.23"
6-12	0° 28' 58.76"



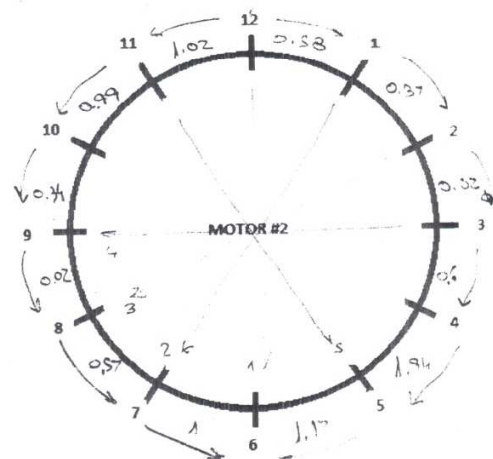
MOTOR #2

DIAMETRO 414 MM

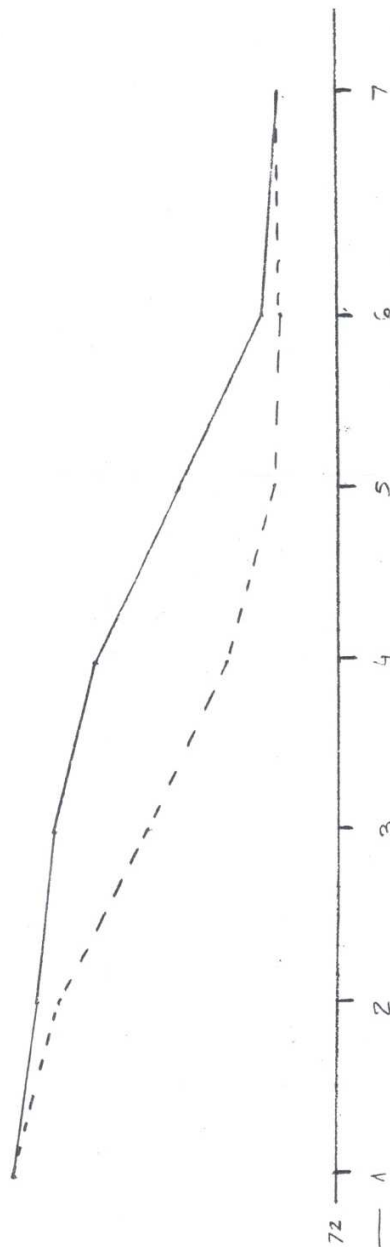
HR	ESPEJOR MM	HR	ESPEJOR MM	DIFERENCIA MM
1	77.48	7	75.12	2.36
2	77.85	8	75.69	2.16
3	77.33	9	75.71	2.12
4	77.23	10	76.05	1.18
5	75.29	11	77.04	-1.75
6	74.12	12	78.06	-3.94

ANGULOS

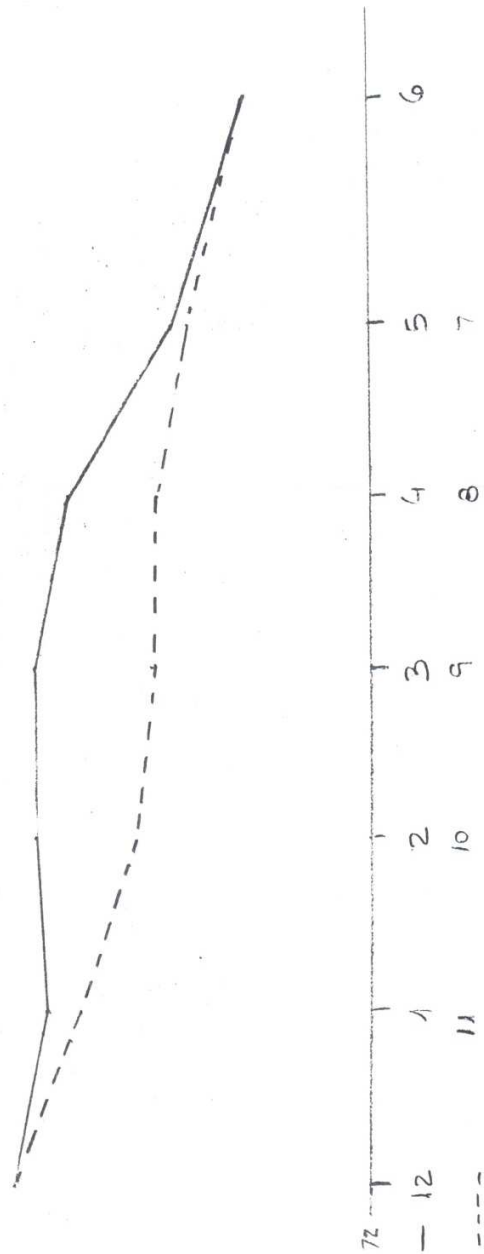
1-7	0° 19' 33.12"
2-8	0° 17' 56.15"
3-9	0° 17' 36.23"
4-10	0° 9' 47.9"
5-11	0° 16' 31.83"
6-12	0° 32' 42.94"



motor # 1



motor # 2



ANEXO “H”

[illegible]

URUGUAY

FUERZA AEREA **PLAN DE VUELO**
FLIGHT PLAN

PRIORIDAD
Priority **FF**

DESTINATARIO(S)
Addressee(s)

HORA DE DEPOSITO
Filing time **17:00**

REMITENTE
Originator

IDENTIFICACION EXACTA DE (DE LOS) DESTINATARIOS Y/O DEL REMITENTE
Specific identification of addressee(s) and/or originator

3 TIPO DE MENSAJE
Message type **(FPL)**

7 IDENTIFICACION AERONAVE
Aircraft identification **CX LAS**

8 REGLAS DE VUELO
Flight rules **I**

9 NUMERO
Number

10 EQUIPO
Equipment **SD / C**

11 TIPO DE AERONAVE
Type of aircraft **SW 4**

12 CAT. DE ESTELA TURBULENTO
Wake turbulence cat. **L**

13 AERODROMO DE SALIDA
Departure aerodrome **SUMU**

14 HORA
Time **17:00**

15 VELOCIDAD DE CRUCERO
Cruising speed **N 0 2 4 0**

16 NIVEL
Level **F 1 0 0**

17 RUTA
Route **D C T D A G U S A 3 0 6**

18 AERODROMO DE DESTINO
Destination aerodrome **SAEZ**

19 EET TOTAL
Total EET HR MIN **0 0 4 4**

20 AERODROMO ALT.
Aerodrome alt. **SUMU**

21 2º AERODROMO ALT.
2º aerodrome alt. **SABE**

18 OTROS DATOS
Other information

OPR AEROVIP LTDA.
EET SAEF 0012 SARGO
PER 0160 0007

INFORMACION SUPLEMENTARIA (EN LOS MENSAJES FPL NO HAY QUE TRANSMITIR ESTOS DATOS)
Supplementary information (not to be transmitted in FPL messages)

19 AUTONOMIA
Endurance

20 PERSONAS A BORDO
Persons on board

21 CHALECOS
Jackets

22 POLAR
Polar

23 DESERTICO
Desert

24 MARITIMO
Maritime

25 SELVA
Jungle

26 LUZ
Light

27 FLUOR
Fluores

28 UHF
UHF

29 VHF
VHF

30 ELBA
ELBA

31 BOTES NEUMATICOS / Dinghies

32 NUMERO
Number

33 CAPACIDAD
Capacity

34 CUBIERTA
Cover

35 COLOR
Colour

36 COLOR Y MARCAS DE LA AERONAVE
Aircraft colour and marking

37 A / **AMARILLO Y BLANCO**

38 OBSERVACIONES
Remarks

39 N /

40 C / **RIGO C 4 6 1**

PRESENTADO POR/Filed by

ESPACIO RESERVADO PARA REQUISITOS ADICIONALES
Space reserved for additional requirements

05 JUN 2012

ANEXO "I"

INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:

A partir del Skew T log P del Aeropuerto de Ezeiza se puede determinar el estado de la atmósfera unas 10 horas antes del accidente. Dicha información dejó claramente la división de la Tropósfera en dos zonas claramente antagónicas: la primera zona (entre la superficie y los 700 hPa -alrededor de 10000 ft-) y la segunda desde los 700 hPa hasta la Tropopausa.

La primera zona (sfc-700hPa) estaba caracterizada por aire húmedo (superior al 90% en la humedad relativa- HR) con la presencia de nubosidad baja y media (según Metar de Aeroparque para la hora 12:00 UTC en adelante). Destacándose entre superficie y los 870 hPa una reducción en la HR (entre 76 y 87%).

La segunda zona (desde 700 hPa hasta la Tropopausa) se caracteriza por aire extremadamente seco y con un nivel de Tropopausa a 27000 Ft. El viento máximo sobre la vertical del Aeropuerto de Ezeiza era de 85 Kt a 26900 Ft.

La isoterma de cero grado centígrado se ubicaba a unos 1000 Ft.

No se encontró indicios de inestabilidad significativa en los datos mencionados anteriormente.

Se calculó el nivel de condensación por ascenso (NCA) a 1020 Ft como una primera base para nubosidad baja a una temperatura de 1°C; el nivel de condensación por convección (NCC) a 3600 Ft como la base para las nubes convectivas a una temperatura de -3.3°C.

El tope de la nubosidad (formada a partir del NCA o el NCC) sería de 6000 Ft con una temperatura de -8.3°C. Destacándose también la cantidad de agua precipitable en 10 mm.

El potencial de engelamiento o el estado de la atmósfera que conduce y controla el riesgo de este fenómeno estaba presente antes del accidente. Así la dejará establecida la información a través de diversos mecanismos preventivos, como fueron las pronareas y el sigmet.

Las condiciones meteorológicas que surgen del análisis mesoescalar son post frente frío, el mismo pasa sobre la Estación Meteorológica de Ezeiza entre las 04 y 05 UTC, al tener en cuenta que la información proporcionada por el sondeo meteorológico de Ezeiza es válida a partir de las 12UTC.

Pero la masa de aire que se encuentra sobre la zona del sondeo tiene un desplazamiento hacia el este (hacia la República Oriental del Uruguay), por lo tanto, pueden tomarse como representativa de las condiciones pre accidente.

Estas condiciones meteorológicas sufrirán modificaciones sobre todo a meso escala y con la interacción del cuerpo de agua más próximo a la zona del accidente (Rio de la Plata).

Cuando consideramos la información del viento proporcionada por el Skew T vemos claramente la presencia del sistema de alta presión ingresando a la República Argentina con una presión en superficie de 1020 hPa y una componente del viento de los 240° con 14 Kt.

A destacarse la fuerte cizalladura por velocidad en capas bajas (hasta los 3000 Ft).

Si aplicamos la clasificación aprobada en la 5ª Conferencia de Navegación Aérea, celebrada en Montreal en 1967 (O.A.C.I., 1987), podemos calificar la cizalladura vertical del viento como moderada, fuerte o muy fuerte según supere los 4, 8 o 12 kt/100ft respectivamente.

El Metar de las 12UTC del Aeropuerto de Ezeiza dice vientos de los 240° a 08 Kt y a 100Ft sería de los 240° a 14 Kt, lo que nos da un gradiente de 6Kt/100Ft, pudiendo catalogarse a esta cizalladura como moderada a fuerte.

Según la Fuerza Aérea Norteamericana (U.S. Air Force) la turbulencia por cizalladura vertical sería:

o Cortante Vertical:

Ligera	3-5kt/300m
Moderada	6-9kt/300m
Severa	10-15kt/300m
Extrema	> 15kt/300m

Tomando en cuenta el Metar del Aeropuerto de Ezeiza emitido a las 12UTC el viento estaba a 08 Kt y a 300 m en la vertical a 25 Kt, por lo tanto, estaríamos en una turbulencia extrema (17Kt/300m).

No se detectó la presencia de cizalladura direccional, ya que tanto en superficie como a 3000 Ft hay tan solo una diferencia de 19°.

Como información relevante podemos encontrar velocidades que alcanzan los 47 Kt entre 2500 y 2700 Ft, observadas en el sondeo meteorológico del Aeropuerto de Ezeiza a las 12UTC.

1.1 SITUACIÓN SINÓPTICA PREVIA AL ACCIDENTE:

Cartas de altura - hora 12UTC.

Nivel 850 hPa:

Presencia del frente frío a unos 4500 ft con un marcado gradiente de temperatura (10 grados de temperatura delante y detrás del frente). Valores negativos en la temperatura del punto de rocío (evidencia del ingreso de aire seco a ese nivel).

Nivel 500 hPa:

Un área de ascenso de aire (vaguada) se aproxima por el suroeste. Evidencia del reflejo de la corriente en chorro polar (con 50 kt) sobre el norte de la República Oriental del Uruguay.

Nivel 300 hPa:

Un área de ascenso de aire (vaguada) se aproxima por el suroeste. Corriente en chorro polar se ubica al noreste de la República Oriental del Uruguay con un núcleo de 90 kt. Sobre el área del siniestro predomina la parte convergente de la corriente en chorro en niveles superiores (a 27000 ft).

1.2 AVISO SIGMET.

También FIR Ezeiza había emitido un Sigmet por severo engelamiento:

WSAG31 SABLE 061725

SAEF SIGMET -6 VALID 061730/062130 SABLE-SAEF EZEIZA FIR SEV ICE FCST WI SAZH-SABP-SAZJ-SAZO-SAZH BTN FL010/FL150 MOV E 20KT NC=

1.3 AVISO DE AERÓDROMO.

La Dirección de Meteorología Aeronáutica de la Dirección Nacional de Meteorología había emitido un Aviso de Aeródromo (Nº1) para FIR Montevideo entre las 1200 del día 06/06/12 hasta las 0000UTC del día 07/06/12 con las siguientes condiciones:

Fenómenos significativos: RACHAS DE VIENTO DEL SECTOR W DE 30-40KT EN ZONAS SUR Y ESTE ACOMPAÑADOS DE CHAPARRONES AISLADOS

1.4 PRONAREAS PARA FIR EZEIZA Y MONTEVIDEO.

La pronarea para FIR Ezeiza (período de validez: 16 del día 06/06/12 hasta las 01UTC del día 07/06/12) como también para FIR Montevideo (período de validez: 21 del día 06/06/12 hasta las 09UTC del día 07/06/12) preveían lo siguiente:

FIR Ezeiza

FBAG82 SABE 061501

PRONAREA FIR EZE VALIDEZ 1604 SOBRE MAPA DE 1200 UTC

SIGFENOM: MASA DE AIRE DE ORIGEN POLAR MARITIMA SOBRE COSTA ATLANTICA

GENERA NUBOSIDAD BAJA ESTRATIFORME CON LLUVIAS Y NEVADAS AISLADAS.

CORRIENTE EN CHORRO: NIL.

VIENTO MAXIMO VER/EZE FL270/29085KT.

TURBULENCIA: MOD SEV WI VER/YOS VER/PEH VER/LIO VER/NEC BTN FL165/FL300.

ENGELAMIENTO: MOD SEV WI VER/YOS VER/NEC BTNFL010/FL150.

ISOTERMA DE 0 GRADOS: VER/EZE FL010 VER/OSA (ESTIMADA) FL020

WIND/T: DIA CDU PAR SVO GUA ROS AER EZE FDO PAL MOR ENO NIN **FL030/20030M03 FL065/27020M01**
FL100/25015M07 FL165/28045M30 FL230/29060M40 FL300/29065M44 FL360/28070M52 LYE PEH GPI OSA BCA
DIL MDP NEC **FL030/22025P00 FL065/20035MM09** FL100/20045M16 FL165/19055M26 FL230/18070M36
FL300/18085M46 FL360/29085M57

PRONÔSTICO DE ÁREA - FIR MONTEVIDEO

FECHA: 06/06/2012

PERÍODO DE VALIDEZ: 21-09 UTC

• SITUACIÓN SINÓPTICA SOBRE CARTA DE LAS 18:00 UTC

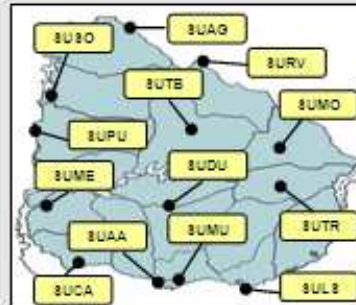
SISTEMA DE ALTA PRESION CON TRAYECTORIA POLAR INGRESA A LA FIR. MIENTRAS FRENTE FRIO SE DESPLAZA AL ESTE

* VIENTOS Y TEMPERATURA EN ALTURA PRONOSTICADOS PARA LAS 03:00

	SUMU – SUAA	SUCA	SULS	SUSO	SURV
FL 030	24035KT P501	21030KT XX00	26035KT P501	20025KT MS02	20030KT MS02
FL 050	21030KT MS05	20030KT MS04	22035KT MS05	19025KT MS04	19030KT MS03
FL 100	20040KT MS11	20040KT MS10	22030KT MS14	20050KT MS04	22050KT MS06
FL 180	22060KT MS26	20060KT MS24	23050KT MS26	23060KT MS20	25060KT MS21

	VERTICAL SUMU	VERTICAL SURV
ISOTERMA (° C	FL040	FL040
VENTO MAXIMO	23065KT FL310	27090KT FL390

CORRIENTE EN CHORRO	AL NORTE DE LA FIR FL370 29110KT
TURBULENCIA	LIG/MOD. FL100/400.
ENGELAMENTO	LIG/MOD FL030/200.



PRONÓSTICO DE AERÓDROMOS:

• VISIBILIDAD:	10KM.TEMPO RED. 8000/5000M POR HIDROMETEOROS.
• VIENTO:	SECTOR W 08-15KT. ZONAS COSTERAS DE 20-28KT. RACHAS 30-40KT EN ZONA SUR Y ESTE.-
• NUBOSIDAD Y FENÓMENOS:	NUBOSO, Y CUBIERTO 4-7/8 CUSC 400/800M.. 4-8/8 ACAS CICS. TEMPO PRECIPITACIONES AISLADAS ZONAS COSTERAS. OCA. CAIDA DE GRANIZO.

1.4 METARES-

De acuerdo a los Metares del Aeropuerto de Carrasco anteriores a la hora del siniestro se encontraba la siguiente nubosidad:

SUMU 062200Z 26015G25KT 9999 BKN030 BKN060 06/01 Q1022 NOSIG
SUMU 062100Z 27018G28KT 9999 BKN030 BKN060 06/01 Q1022 NOSIG
SUMU 062000Z 26018G28KT 9999 BKN026 BKN060 06/01 Q1021 NOSIG
SUMU 061900Z 25017G27KT 9999 BKN026 BKN060 06/02 Q1020 NOSIG
SUMU 061800Z 25017G27KT 9999 -DZ OVC026 06/05 Q1020 NOSIG
SUMU 061700Z 26018G28KT 9999 -DZ OVC023 06/03 Q1019 NOSIG
SUMU 061630Z 26015G25KT 9999 DZ OVC017 06/04 Q1019
SUMU 061600Z 25016KT 9999 -DZ OVC017 06/04 Q1019 NOSIG
SUMU 061500Z 24015KT 9999 DZ OVC015 06/04 Q1019 NOSIG
SUMU 061400Z 26012KT 8000 -RA BKN015 OVC060 07/06 Q1018 NOSIG
SUMU 061300Z 27011KT 8000 -RA SCT017 OVC060 07/06 Q1018 NOSIG
SUMU 061230Z 27014KT 8000 RA BKN023 OVC060 07/06 Q1018
SUMU 061200Z 30006KT 8000 BKN023 OVC070 06/05 Q1017 NOSIG

2. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA EN EL LUGAR Y HORA DEL ACCIDENTE.

SUMU 062200Z 26015G25KT 9999 BKN030 BKN060 06/01 Q1022 NOSIG

2.1 SITUACIÓN SINÓPTICA DEL TIEMPO.

Carta de superficie- Hora 18:00UTC:

Frente frío sigue su desplazamiento hacia el este. Fuerte gradiente de humedad. Ingreso de un sistema de alta presión con centro de 1036 hPa.

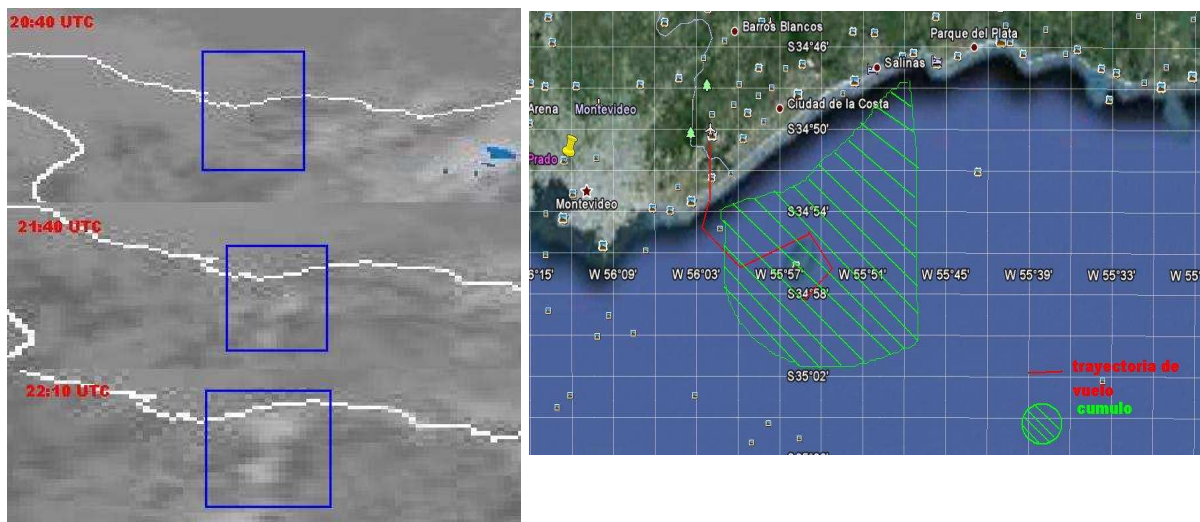
2.2 IMÁGENES SATELITALES.

Como se mencionó anteriormente el frente frío había pasado a las 1500UTC sobre el Aeropuerto de Carrasco, por lo tanto, las condiciones que analizaremos a continuación basándonos en información remota son post frontales.

A las 2040UTC se puede apreciar sobre la zona del accidente nubosidad baja y media del tipo CU, SC y AC (Cúmulo, Estratocumulo y Altocumulos) como se informa en el metar del Aeropuerto de Carrasco:

SUMU 062000Z 26018G28KT 9999 **BKN026 BKN060** 06/01 Q1021 NOSIG

A las 2140UTC puede identificarse sobre el Río de la Plata (a menos de 30km de la costa) la formación de Cumulos con cierto desarrollo (transformándose de un Cumulo Humilis a un Cumulo congestus o mediocris).



Secuencia de imágenes del satélite Goes 13.- Relación gráfica entre la imagen satelital y el vuelo.

El Metar de SUMU reporta lo siguiente:

SUMU 062100Z 27018G28KT 9999 **BKN030 BKN060** 06/01 Q1022 NOSIG

Treinta minutos después (2210UTC) se confirma la formación del Cumulo congestus mediante la información satelital. El metar de SUMU reporta lo siguiente:

SUMU 062200Z 26015G25KT 9999 **BKN030 BKN060** 06/01 Q1022 NOS

PRONÓSTICO.

**TAF SUMU 061600Z 0618/0718 27020G30KT 9999 SCT010 BKN060 TX07/0718Z TN03/0710Z
TEMPO0618/0700 8000 SHRA BECMG0706/0710 23015KT**

En base al modelo numérico GFS (Global Forecasting System) se pudieron determinar las condiciones a las 1800UTC (con validez para la hora del accidente)

1	2	3	4	5	6	7
1000	160	530	4.7	1.4	240	36
975	367	1220	2.7	0.5	240	39
950	576	1920	0.8	M0.4	240	40
925	790	2630	M0.9	M1.2	240	40
900	1009	3360	M2.4	M2.5	240	40
850	1460	4870	M4.7	M6.0	230	36

1- Presión a NMM en hPa.
 2- Altura en mgp de los niveles de presión.
 3- Altura en pies de los niveles de presión.
 4- Temperatura del aire seco en °C.
 5- Temperatura del punto de rocío en °C.
 6- Dirección del viento en grados.
 7- Intensidad del viento en kt.
 M: signo negativo para la temperatura.

Resumen final de las condiciones meteorológicas antes y durante el vuelo:

- Existía en la atmósfera las condiciones de engelamiento, como aquél estado de la misma favorable para la acumulación de hielo en la aeronave.
- También existía el potencial de engelamiento, como la información acerca del estado de la atmósfera que conduce y controla el riesgo de engelamiento; en este caso a través de diversos reportes y advertencias sobre tal riesgo.
- La detección a través de la imágenes de satélite de un Cumulus congestus (TCU) sobre la costa, incrementaría las condiciones de engelamiento, sobre todo por ser una nube en pleno desarrollo vertical (favoreciendo la alta probabilidad de encontrarse dentro del mismo, una alta concentración de gotas sobreenfriadas).
- No deja de ser importante la presencia de cizalladura vertical (por velocidad) moderada a fuerte ocasionando turbulencia extrema, por debajo de los 3300 ft.

Asesores para el factor medio ambiente:

Cap. (Nav.) Marisol Diana.

AT.2ª Fernando Torena.

ANEXO "J"

DINACIA
DIRECCION GENERAL DE AVIACIÓN CIVIL
DIRECCIÓN SEGURIDAD OPERACIONAL
DIVISION SEGURIDAD DE VUELO
DEPARTAMENTO DE PERSONAL AERONÁUTICO
Aeropuerto Intl. de Carrasco, General Cesáreo L. Berisso, 11 de junio de 2012.

Señor Jefe de la OIPAIA
Cnel. (Av.) Rubel Batista

De acuerdo a lo solicitado cúpleme informar los antecedentes registrados en este Departamento del Sr. MARTIN RIVA COBAS, con cédula de identidad N° 3.748.007-5, nacido en San José el 23 de febrero de 1978.

Licencia vigente

Piloto Comercial N° 1728, expedida el 17 de junio de 2010, última renovación efectuada el 17 de junio de 2011, con vencimiento del psicofísico al 30 de junio de 2012.

Habilitaciones vigentes

Aviones Monomotores
Multimotores terrestres hasta 5.700 kg. otorgada el 2 de enero de 2012
Instrumentos Avión
Copiloto Fairchild Metro III otorgada el 29 de marzo de 2012.
Competencia Lingüística Nivel 4 con vencimiento 20 de julio de 2013.

Horas de vuelo

Registra un total de 406 horas con 15 minutos (cuatro cientos seis horas con quince minutos) al 22 de agosto de 2011.

No registra accidentes ni incidentes de aviación.

Saluda a Usted atentamente,
EL JEFE DEL DEPARTAMENTO DE PERSONAL AERONAUTICO
MAY. (AV.)

SHANDELATO GONZALEZ

DINACIA
DIRECCION GENERAL DE AVIACIÓN CIVIL
DIRECCIÓN SEGURIDAD OPERACIONAL
DIVISION SEGURIDAD DE VUELO
DEPARTAMENTO DE PERSONAL AERONÁUTICO
Aeropuerto Intl. de Carrasco, General Cesáreo L. Berisso, 11 de junio de 2012.

Señor Jefe de la OIPAIA
Cnel. (Av.) Rubel Batista

De acuerdo a lo solicitado cúpleme informar los antecedentes registrados en este Departamento del Sr. WALTER GUILLERMO RIGO SAQUIERES, con cédula de identidad N° 1.114.439-4, nacido en Montevideo el 23 de febrero de 1949.

Licencia vigente

Piloto de Transporte de Línea Aérea N° 460, expedida el 7 de enero de 2004, última renovación efectuada el 5 de marzo de 2012, con vencimiento del psicofísico al 30 de setiembre de 2012.

Habilitaciones vigentes

Aviones Monomotores Multimotores terrestres hasta 5.700 kg.
Instrumentos Avión
Comandante en SW 4 otorgado el 7 de octubre de 2004. Air Class

Horas de vuelo

Registra un total de 16.177 horas con 49 minutos (dieciséis mil setecientas ciento setenta y siete horas con cuarenta y nueve minutos) al 5 de marzo de 2012.

No registra accidentes ni incidentes de aviación.



Saluda a Usted atentamente,
EL JEFE DEL DEPARTAMENTO DE PERSONAL AERONAUTICO
MAY. (AV.)

SHANDELAIO GONZALEZ

ANEXO “K”

109

110

111

112

113

114

ANEXO “L”

Montevideo, 23 de mayo de 2013

Análisis de los espectros de las señales de audio grabadas en la torre de control y emitidas desde la cabina de un avión CX-CLS, llamado “avión de ensayo”. Comparación con las señales emitidas desde la cabina del avión CX-LAS y grabadas en la torre de control el 6 de junio de 2012. El estudio se realizó con el programa grabador y editor de audio Audacity® versión 2.0.3, de uso libre.

Figura 1: Espectro entre 0 y 1000 Hz de la señal emitida por el avión de ensayo cuando el sistema inversor está funcionando. La frecuencia de transmisión es de 118.1 MHz. Se observa claramente una frecuencia de 400 Hz.

Figura 2: Detalle entre 300 y 500 Hz del espectro anterior

Figura 3: Espectro entre 0 y 1000 Hz de la señal emitida por el avión de ensayo cuando el sistema inversor no está funcionando. La frecuencia de transmisión es de 118.1 MHz. No se observa la frecuencia de 400 Hz.

Figura 4: Detalle entre 300 y 500 Hz del espectro anterior.

Figura 5: Espectro entre 0 y 1000 Hz de la señal emitida por el avión CX-LAS a la frecuencia de 118.1 MHz. No se observa la frecuencia de 400 Hz.

Figura 6: Detalle entre 300 y 500 Hz del espectro anterior.

Como elemento de comparación adicional se analizó también el audio emitido a la otra frecuencia (119.2 MHz) con y sin el inversor funcionando. Se muestran los resultados en las figuras 7 a 12.

Figura 7: Espectro entre 0 y 1000 Hz de la señal emitida por el avión de ensayo cuando el sistema inversor está funcionando. La frecuencia de transmisión es de 119.2 MHz. Se observa claramente una frecuencia de 400 Hz.

Figura 8: Detalle entre 300 y 500 Hz del espectro anterior.

Figura 9: Espectro entre 0 y 1000 Hz de la señal emitida por el avión de ensayo cuando el sistema inversor no está funcionando. La frecuencia de transmisión es de 119.2 MHz. No se observa la frecuencia de 400 Hz.

Figura 10: Detalle entre 300 y 500 Hz del espectro anterior.

Figura 11: Espectro entre 0 y 1000 Hz de la señal emitida por el avión CX-LAS a la frecuencia de 119.2 MHz. No se observa la frecuencia de 400 Hz.

Figura 12: Detalle entre 300 y 500 Hz del espectro anterior.

Conclusión: En el avión de ensayo (CX-CLS), tanto a la frecuencia de transmisión 118.1 MHz como a la frecuencia de 119.2 MHz se observa la frecuencia de 400 Hz solamente si está activado el inversor.

En similares condiciones (señal emitida desde la cabina y grabada en la torre), el avión CX-LAS en su transmisión del 06/06/2012 no muestra la señal de 400 Hz a ninguna de las frecuencia de transmisión de 118.1 MHz y 119.2 MHz.

Dr. Ismael Núñez

Laboratorio de Acústica – Instituto de Física

Facultad de Ingeniería – Universidad de la República

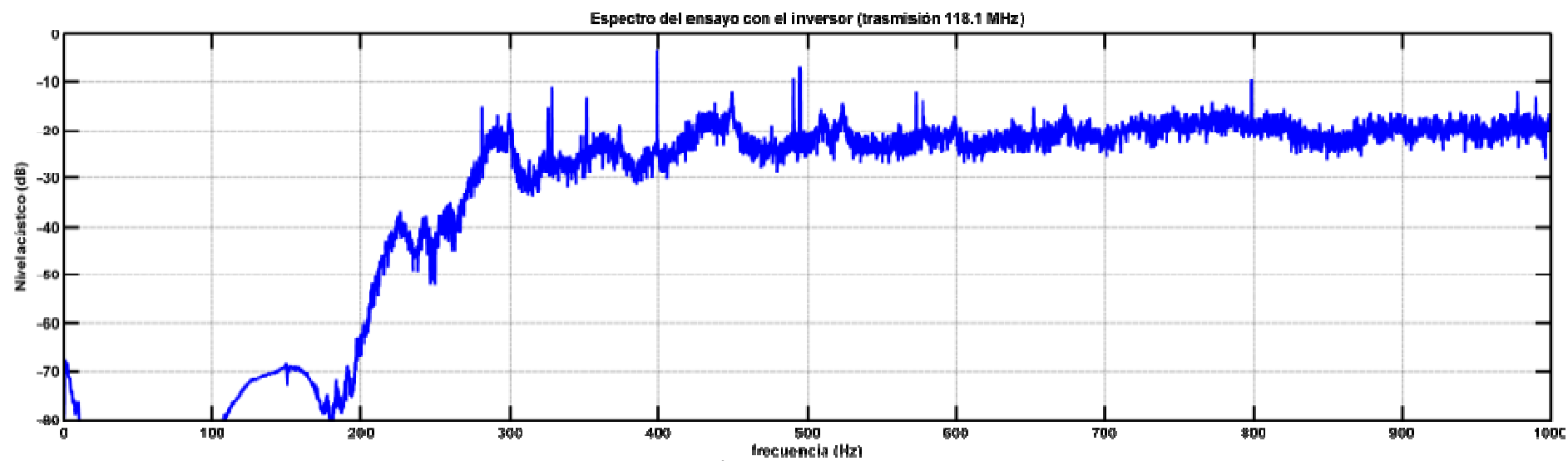


Figura 1

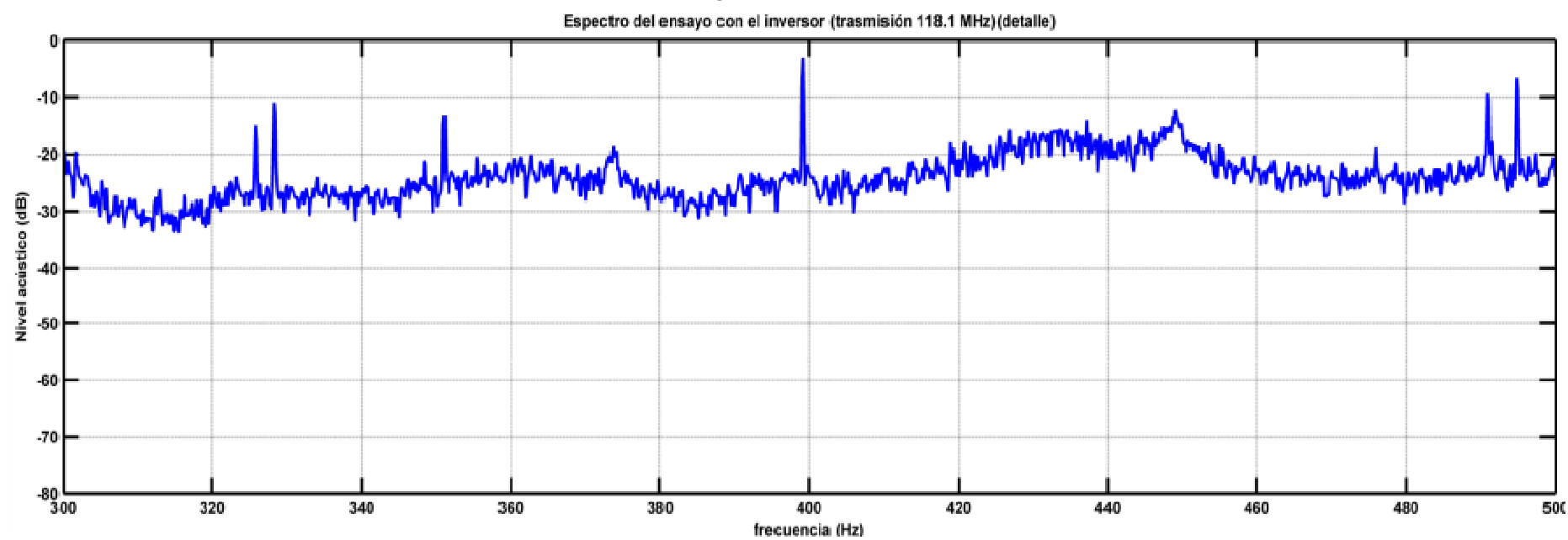


Figura 2

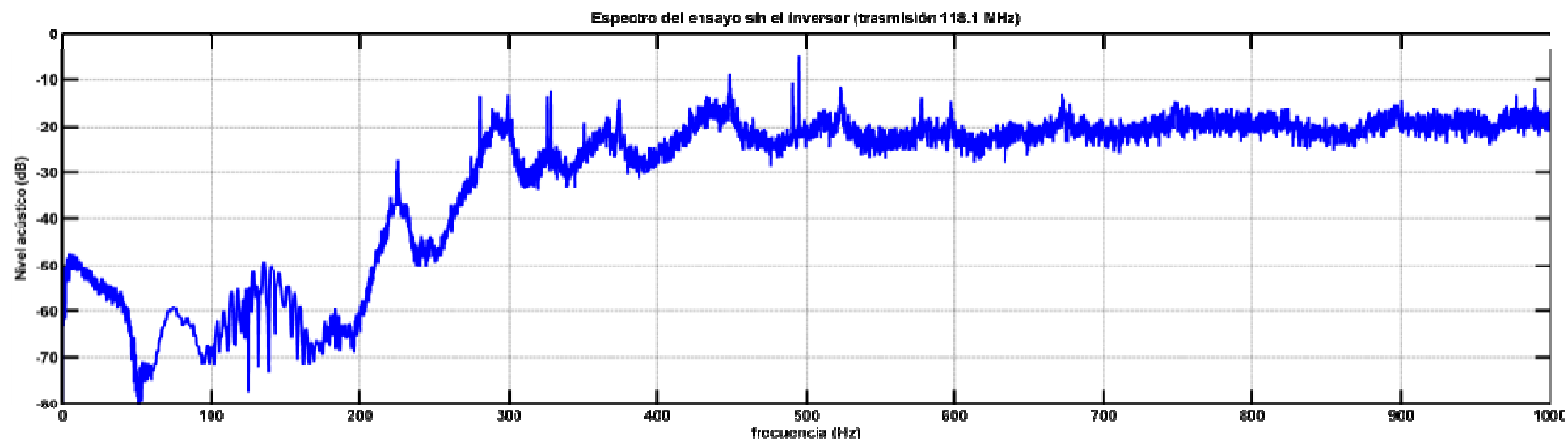


Figura 3

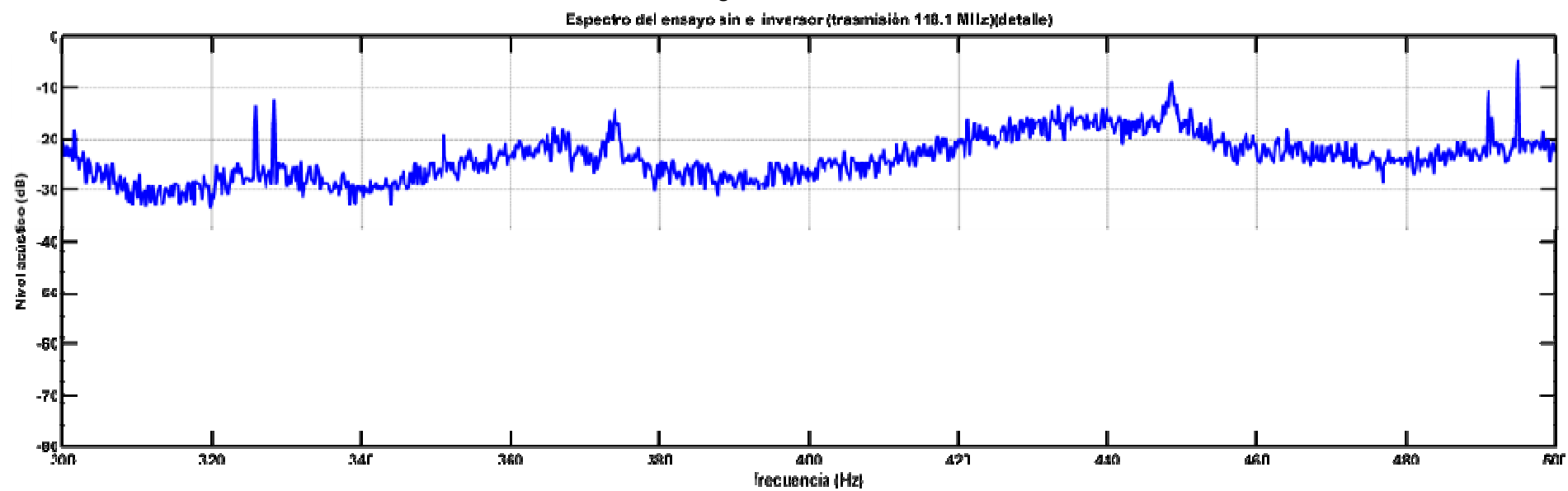


Figura 4

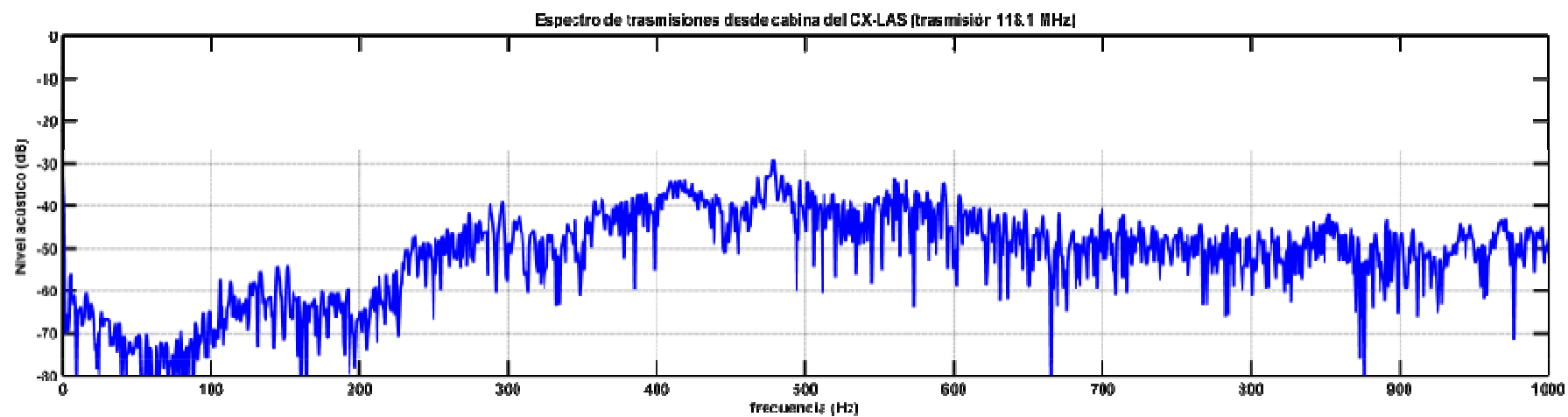


Figura 5

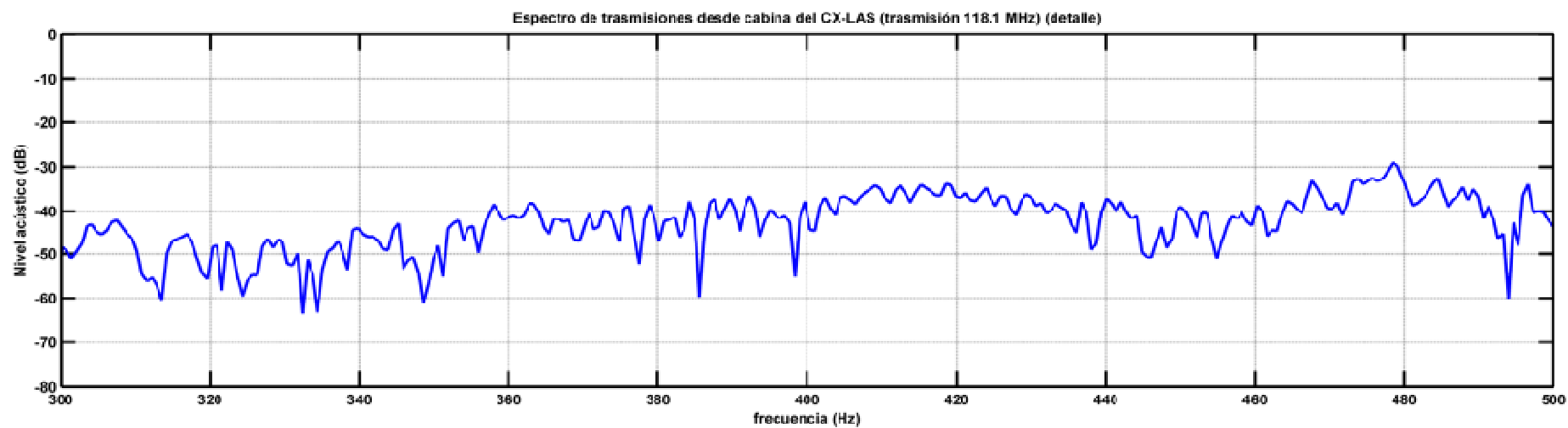


Figura 6

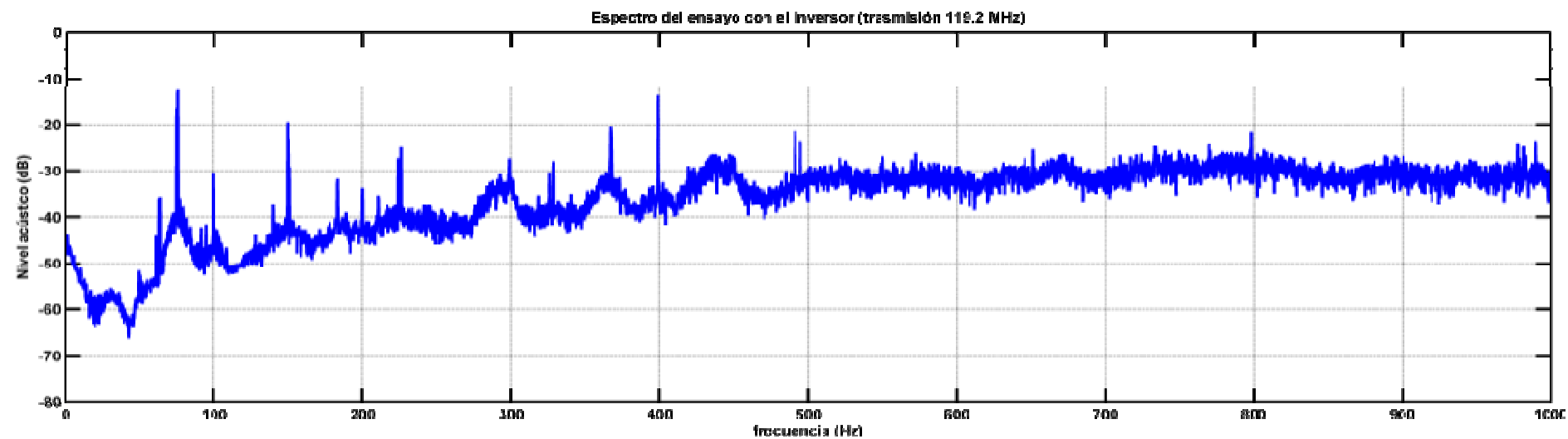


Figura 7

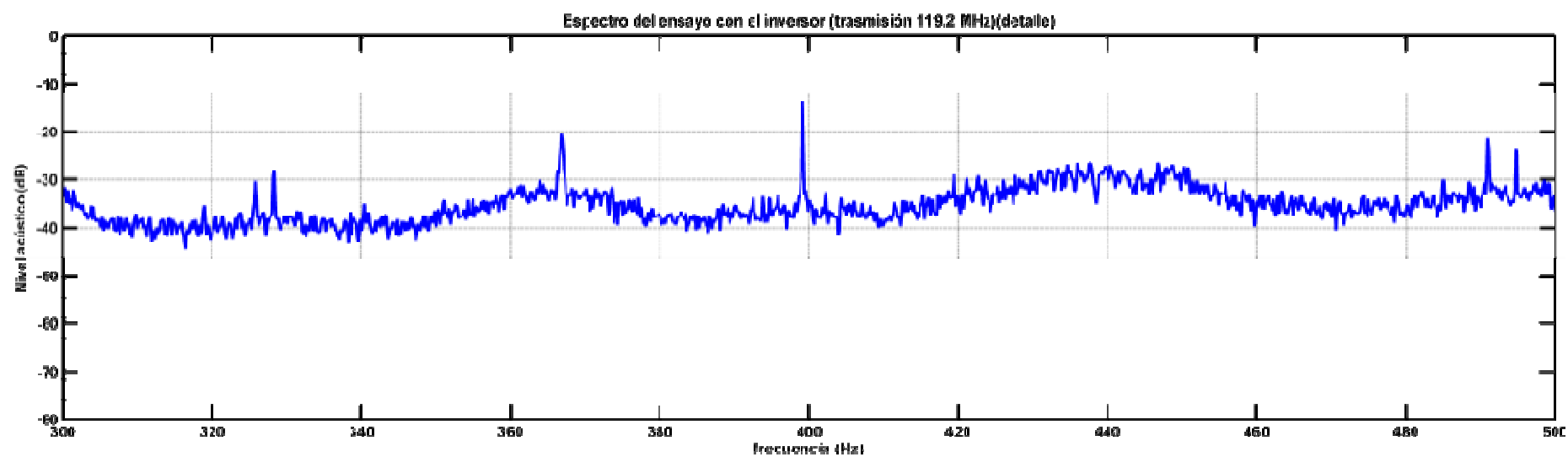


Figura 8

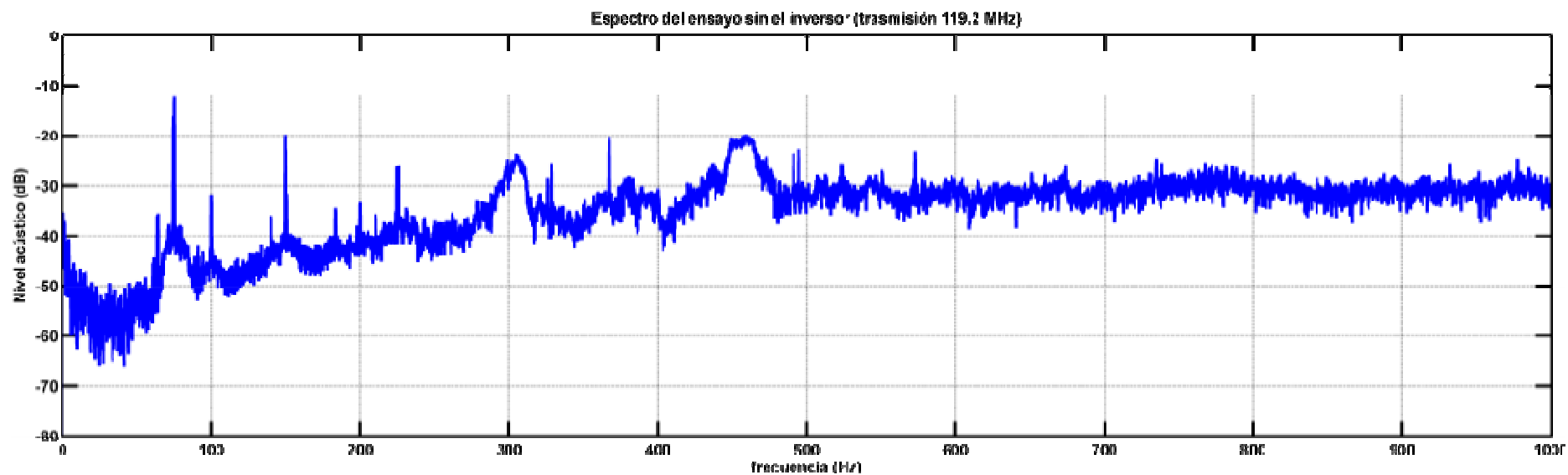


Figura 9

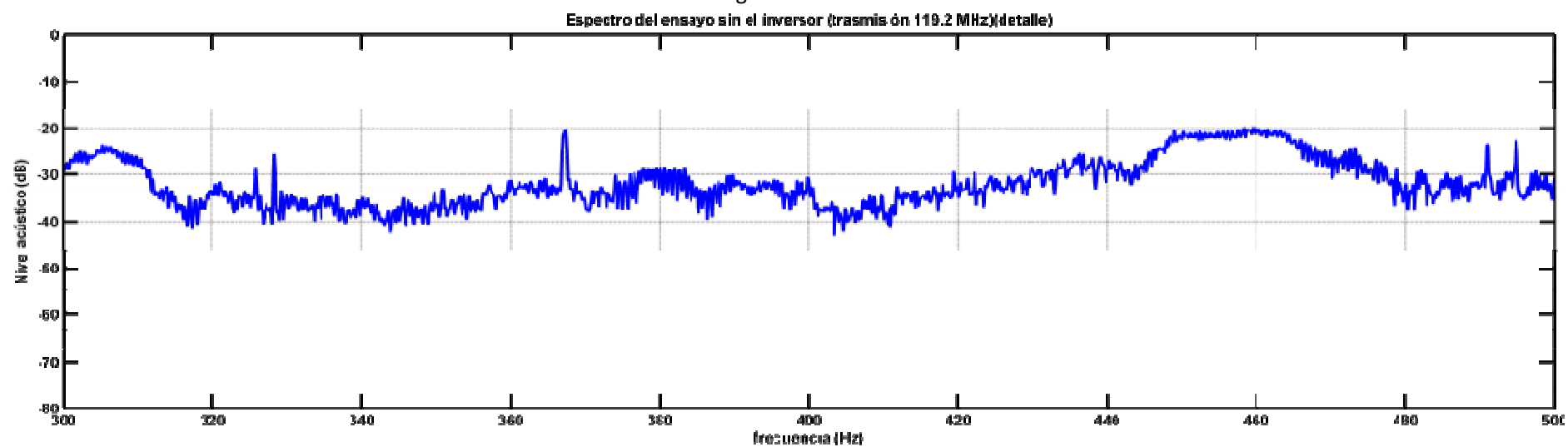


Figura 10

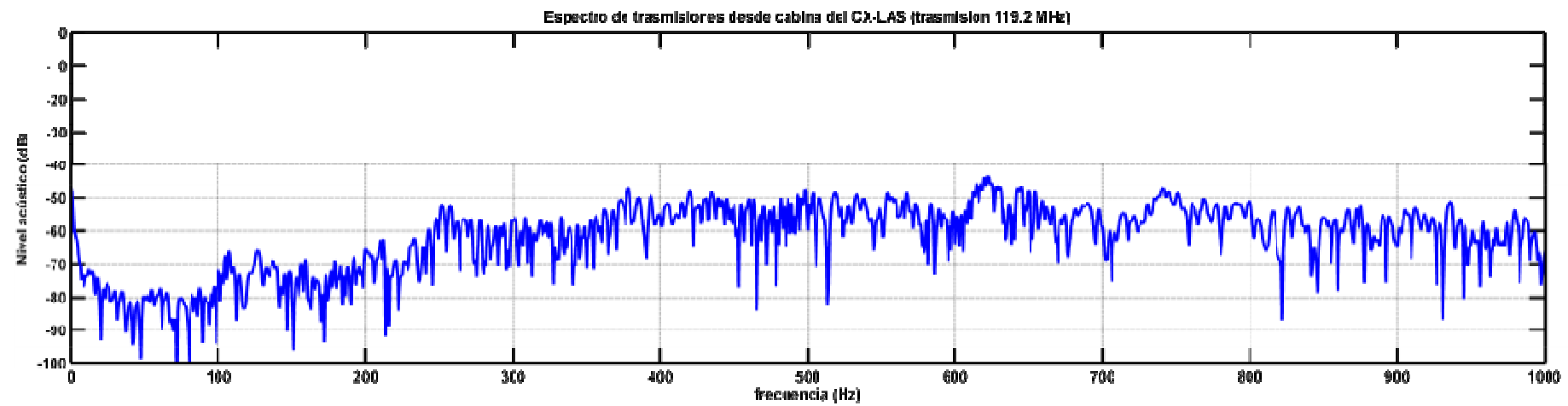


Figura 11

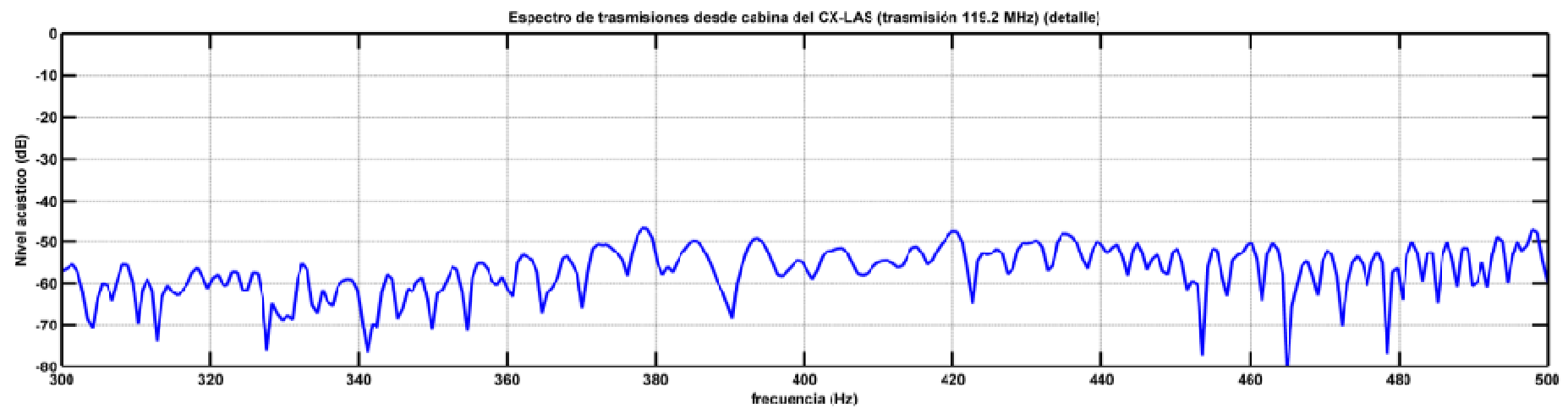


Figura 12

ANEXO "M"

NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD

Vehicle Recorder Division
Washington, D.C. 20594

September 26, 2012

Flight Data Recorder - 10

Specialist's Factual Report
By Greg Smith

1. EVENT SUMMARY

Location: Montevideo, Uruguay
Date: June 6, 2012
Aircraft: Fairchild Swearingen SA-227
Serial Number: AC-482
Operator: Air Class Lineas Aereas
NTSB Number: DCA12WA119

On June 6, 2012, at approximately 2300 UTC time, a Fairchild SA227, s/n AC-482, operated by Aero VIP Ltd. as a cargo flight, departed from Montevideo Airport, Uruguay. During the climb out, radar contact with the aircraft was lost, and the aircraft crashed into the Rio de la Plata. The wreckage was located on July, 20, 2012. The two flight crew members were fatally injured, and the aircraft was destroyed.

2. FLIGHT DATA RECORDER GROUP

A flight data recorder (FDR) group was not convened.

3. DETAILS OF FLIGHT DATA RECORDER INVESTIGATION

On September 24, 2012, the Safety Board's Vehicle Recorder Division received the following FDR:

Recorder Manufacturer/Model: **Loral/Fairchild F1000 64 wps**
Recorder Serial Number: **02170**

3.1. Loral/Fairchild F1000 64 wps Description

This model FDR records airplane flight information in a digital format using solid-state flash memory as the recording medium. The F1000 can receive data in the ARINC 573/717/747/542a configurations and can record a minimum of 25 hours of flight data. It is configured to record 64 12-bit words of digital information every second. Each grouping of 64 words (each second) is called a subframe. Each subframe has a unique 12-bit synchronization (sync) word identifying it as either subframe 1, 2, 3, or 4. The sync word is the first word in each subframe. The data stream is "in sync" when successive sync words appear at proper 64-word intervals. Each data parameter (e.g. altitude, heading, airspeed) has a specifically assigned word number within the subframe. The F1000 is designed to meet the crash-survivability requirements of TSO-C124.

DCA12WA119
FDR Factual Report, page 10-1

3.1.1. Recorder Condition

The recorder was damaged and submerged in water in the event. Photos in figures 1 through 3 show the extent of the damage to the recorder and were taken after the recorder was removed from the shipping container of water. The chassis was cut away to remove the armored memory module. Figures 4 and 5 show the memory module with its interface card before they were removed from the chassis. Figure 6 shows the memory module after it was removed from chassis. Inspection of the memory module found no significant structural damage. The memory module was disassembled and found to be dry inside. The disassembled memory module is shown in figure 7. The ribbon cable connecting the memory card to the connector on the outside of memory module was cut to remove the memory card from the module. The card, after removal from its protective housing, is shown in figure 8. Inspection of the card found no signs of water. A new connector was attached to the end of the ribbon cable which is shown in figure 9 above the original connector for comparison. The memory card was then attached to the laboratory's surrogate F1000 chassis and downloaded normally.

Figure 1. Damaged front end of flight recorder.



Figure 2. Damage to bottom and right side of recorder.



Figure 3. Damage to left side and front of recorder.



DCA12WA119
FDR Factual Report, page 10-3

Figure 4. Interface card and memory module inside recorder, top view.



Figure 5. Interface card and memory module before removal from recorder.



DCA12WA119
FDR Factual Report, page 10-4

Figure 6. Interface card and memory module after removal from recorder.



Figure 7. Disassembled memory module.



Figure 8. Memory card removed from protective housing for inspection.



FDR Recorder Label
Vehicle Recorder Division

Airframe #	DCA12WA119	FDR Model	Loral/Fairchild F1000 64 wph
Operator	Air Class Lineas Aereas	FDR SN	CL190
A/C Type	Fairchild Swearingen SA-227	FDR Specifier	Greg Smith
Acc Date	06/06/2012		
N Number	AC-482		
Record #	3552		
Acc Loc	Montevideo, Uruguay		

Figure 9. New connector crimped onto ribbon cable.



DCA12WA119
FDR Factual Report, page 10-6

3.1.2. Recording Description

Timing of the FDR data is measured in subframe reference number (SRN), where each SRN equals one elapsed second. The FDR recording contained approximately 99.6 hours of data. The event flight was not recorded by the FDR. The last flight of the recording's duration was approximately 2 hours and 20 minutes.

3.1.3. Engineering Units Conversions

The engineering units conversions used for the data contained in this report are based on documentation from the manufacturer of the data acquisition unit installed in the aircraft. Where applicable, the conversions have been changed to ensure that the parameters conform to the NTSB's standard sign convention that climbing right turns are positive (CRT=+).¹

Appendix A lists the FDR parameters verified and provided in this report.

3.2. FDR Plots and Corresponding Tabular Data

The following figure contains FDR data recorded during the last flight of the recording.

Figure 10 shows a basic set of parameters for the last flight recorded by the FDR. It shows pneumatic pressure altitude and indicated airspeed, roll, pitch, vertical and longitudinal accelerations, magnetic heading, engine 1 and 2 N1 speeds and engine 1 and 2 torques. It shows a flight with an approximate duration of 2 hours and 20 minutes that was in a south-southwesterly direction with a cruising altitude of 19-20 thousand ft. The landing was near sea level (uncorrected pressure altitude of about -200 ft) on a runway with a magnetic heading of 244-245 degrees. This last recorded flight does not match the duration or profile of the accident flight.

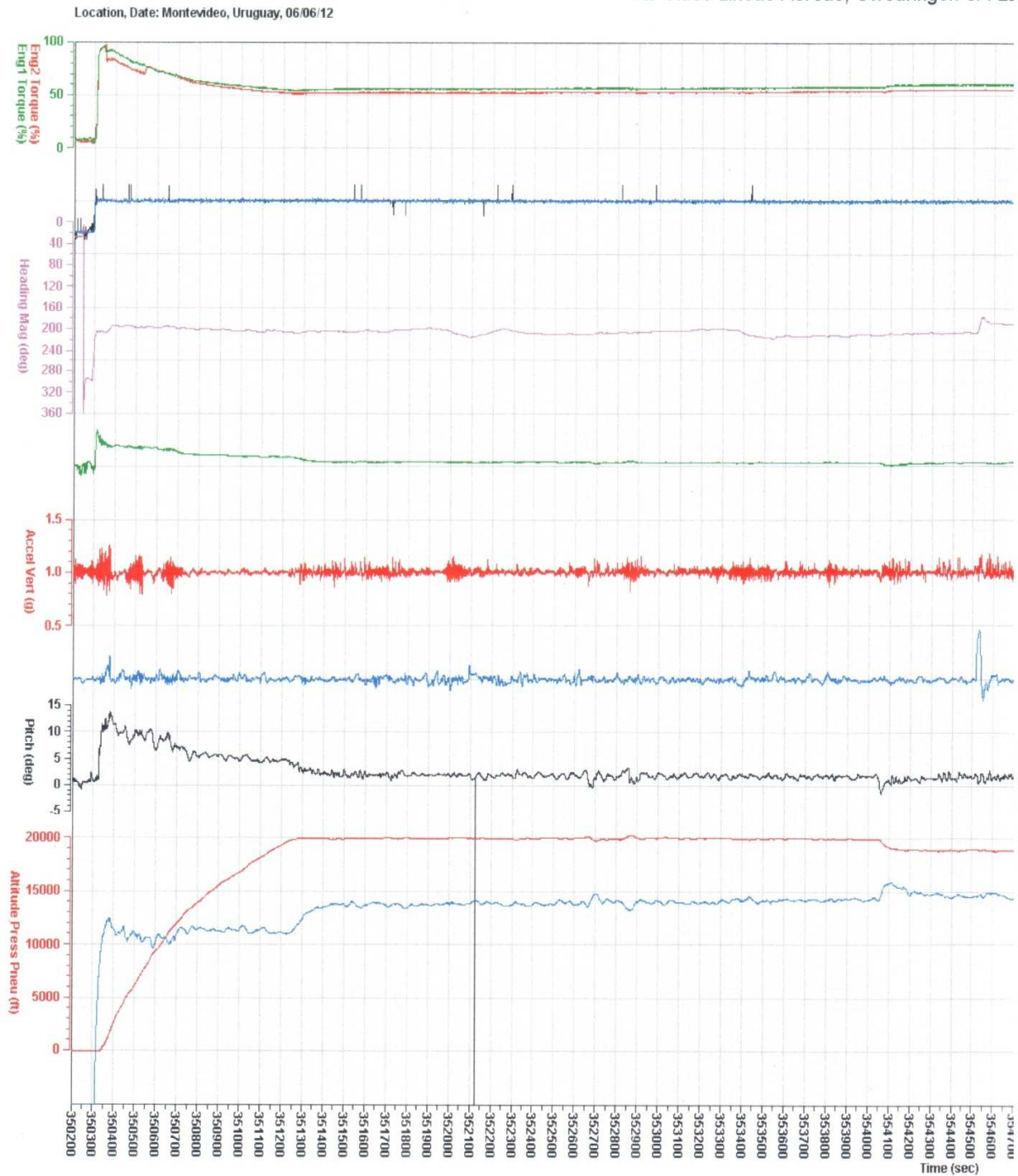
These figures are configured such that right turns are indicated by the trace moving toward the bottom of the page, left turns towards the top of the page, and nose up attitudes towards the top of the page.

The corresponding tabular data used to create this plot are provided in electronic (*.csv²) format as Attachment 1 to this report.

¹ CRT=+ means that for any parameter recorded that indicates a climb or a right turn, the sign for that value is positive. Also, for any parameter recorded that indicates an action or deflection, if it induces a climb or right turn, the value is positive. Examples: Right Roll = +, Pitch Up = +, Elevator Trailing Edge Up = +, Right Rudder = +.

² Comma Separated Value format.

Figure 10. Plot of basic parameters during er
Air Class Lineas Aereas, Swearingen SA-22



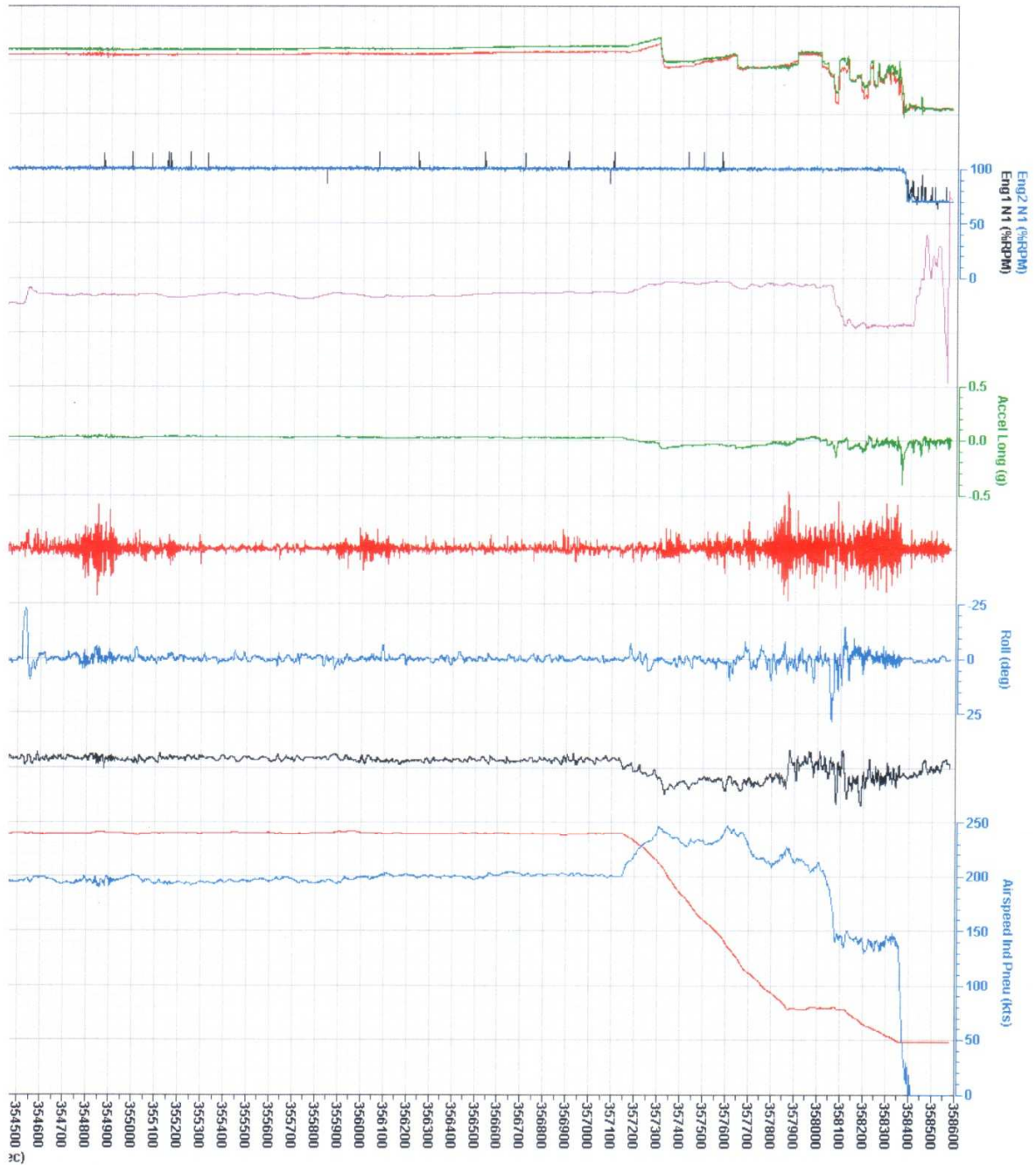
Revised: 25 September 2012

Basic Parameters - Last Flight of

ing entire last flight of the recording.

SA-227 (Metro III), Flt# ??, AC-482

NTSB No. DCA12WA119



Flight of Recording

National Transportation Safety Board

DCA12WA119
FDR Factual Report, page 10-8

APPENDIX A

This appendix describes the parameters provided and verified in this report. Table A-1 lists the parameters and table A-2 describes the unit abbreviations used in this report.

Table A-1. Verified and provided FDR parameters.

Parameter Name	Parameter Description
1. Accel Long (g)	Longitudinal Acceleration
2. Accel Vert (g)	Vertical Acceleration
3. Airspeed Ind (kts)	Indicated Airspeed
4. Altitude Press (ft)	Pressure Altitude
5. Eng1 N1 (% RPM)	Engine 1 N1
6. Eng2 N1 (% RPM)	Engine 2 N1
7. Eng1 Torque (%)	Engine 1 Torque
8. Eng2 Torque (%)	Engine 2 Torque
9. Heading Mag (deg)	Magnetic Heading
10. Pitch (deg)	Pitch Angle
11. Roll (deg)	Roll Angle

NOTE: This FDR records pressure altitude, which is based on a standard altimeter setting of 29.92 inches of mercury (in Hg). The pressure altitude information presented in the FDR plots and in the electronic data has not been corrected for the local altimeter setting at the time of the event.

Table A-2. Unit abbreviations.

Units Abbreviation	Description
deg	degrees
kts	knots
g	g
ft	feet
%rpm	percent revolutions per minute
%	percent

NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD

Vehicle Recorder Division
Washington, D.C. 20594

August 14, 2012

Cockpit Voice Recorder

Specialist's Factual Report
By Joe Gregor

A. EVENT

Location: Montevideo, Uruguay
Date: 06/06/2012, 2300 Universal Coordinated Time (UTC)
Aircraft: Fairchild Swearingen SA-227, CX-LAS
Operator: Air Class Lineas Aereas
NTSB Number: DCA12WA119

C. SUMMARY

On June 6, 2012, at approximately 2300 Universal Coordinated Time a Fairchild SA-227 (CX-LAS), operated by Aero VIP Ltda as a cargo flight, departed from Montevideo Airport, Uruguay. During the climbout, radar contact with the aircraft was lost, and the aircraft crashed into the Rio de la Plata. The accident is being investigated by the Direccion Nacional de Aviacion Civil e Infraestructura Aeronautica of Uruguay.

D. DETAILS OF INVESTIGATION

On 08/13/2012, Leonel Montes de Oca, Jefe Especialista V Grado D11 of the Oficina de Investigacion y Prevencion de Accidentes (DINACIA), hand carried the following CVR to the NTSB Vehicle Recorder Division's Audio Laboratory:

Recorder Manufacturer/Model: **Fairchild A-100**
Recorder Serial Number: **6652**

Recorder Description

This model CVR, the Fairchild A-100, records 30 minutes of analog audio on a continuous loop tape in a four-channel format: one channel for each flight crew and one channel for the cockpit area microphone (CAM). When the CVR is deactivated or removed from the airplane, it retains only the most recent 30 minutes of CVR operation.

DCA12WA119
CVR Factual Report, Page 1

Recorder Damage

Upon arrival at the audio laboratory, it was evident that the CVR had sustained significant impact damage. The unit also showed evidence of long-term submersion in muddy water. The unit was disassembled by breaking the spot welds on the outer casing and reforming the steel frame to allow removal of the tape transport mechanism. The tape was removed from the transport and cleaned by rinsing twice through with fresh water, and once with a commercial cleaner/degreaser. The tape was then air-dried and played back on a Nagra reel-to-reel recorder. Audio data recovered from the tape was digitized using a PC with a multi-channel sound card running a commercial audio production program.



PHOTO 1



PHOTO 2

Audio Recording Description

The 30-minute recording consisted of three channels of useable audio information. Each channel's audio quality is indicated in the table. Notably, channel number four did not contain any audio information. The filenames of the audio provided to the Nacional de Aviacion Civil e Infraestructura Aeronautica are also noted.

Channel Number	Content/Source	Quality	File Name
1	CAM	Good	DCA12WA119_1M.wav
2	Captain	Good	DCA12WA119_2M.wav
3	N/A	N/A	DCA12WA119_3M.wav
4	First Officer	Good	DCA12WA119_4M.wav

Timing and Correlation

No timing or correlation was performed on the recovered audio information.

* See attached CVR Quality Rating Scale.

Description of Audio Events

No audio data related to the accident flight was recovered. Audio data recovered from the CVR appeared to be consistent with a previous, non-accident flight. Corrosion marks on the audio tape recovered from the CVR indicate that the tape had been stationary within the tape transport mechanism for an extended period of time.

Joe Gregor
Vehicle Recorder Division

ANEXO "N"

METRO III – ICAO ANNEX 8**INTRODUCTION**

This section presents the recommended procedures for normal operations. Switches, controls, and instrumentation have been arranged to enhance single pilot operation of the airplane. The expanded procedures in this section have been prepared accordingly. Nevertheless, the same procedures, in the same sequence, apply during operation by two pilots. Careful coordination by two pilots is required, particularly during operation of engine controls. Procedures identified by an asterisk are those recommended to be accomplished by a copilot. These procedures have been FAA approved.

ASTERISK



FAA APPROVED: NOV 07/90

NORMAL PROCEDURES

2-1
4AC

METRO III – ICAO ANNEX 8

BEFORE STARTING ENGINES (continued)

PEDESTAL

- | | |
|--|---------------------------|
| 1. Light Control Knobs | AS REQUIRED |
| 2. Aileron Trim | NEUTRAL |
| 3. Rudder Trim | NEUTRAL |
| 4. Parking Brake | SET |
| 5. Yaw Damper Switch (if yaw damper installed) | OFF |
| 6. Auxiliary Trim Switch | OFF |
| 7. SAS Clutch or SAS Servo Switch | OFF |
| 8. Fuel and Hydraulic Shutoff Switches | OPEN |
| 9. Fuel Boost Switches | OFF |
| 10. Engine Stop and Feather Controls | IN |
| 11. Trim Select Switch | PILOT |
| 12. Out-of-Trim Warning (first flight of day) | CHECK |
| a. Stabilizer trim | NOT IN GREEN TAKEOFF BAND |
| b. Power levers | ADVANCE TO 50% TRAVEL |
| c. Out-of-trim warning horn | STEADY |
| d. Stabilizer trim | SET IN GREEN TAKEOFF BAND |
| e. Out-of-trim warning horn | SILENCED |
| 13. Flaps Control | UP |
| 14. Water Injection Switch | OFF |
| 15. Control Lock | OFF/CONTROLS CHECKED FREE |

CAUTION

TO PRECLUDE POSSIBLE DAMAGE TO FLIGHT INSTRUMENTS, HOLD CONTROL WHEEL FIRMLY WHEN UNLOCKING CONTROLS.

- | | |
|---|---|
| 16. Speed Levers | LOW RPM/FRICTION SET |
| 17. Power Levers. | CHECK (SEE PAGE 2-25) SET AT FLIGHT IDLE GATE |
| 18. Propeller Synchrophaser Switch (if installed) | TAKEOFF & LANDING |

BATTERY START

- | | |
|--|--|
| 1. Battery Switches | ON |
| *2. Battery Temperature Indicator | TEST/NOTE TEMPERATURES (SEE PAGE 2-32) |
| 3. Annunciator Panel and System Warning Lights | PRESS-TO-TEST (SEE PAGE 2-26) |

NOTE

Annunciator press-to-test button must remain pressed until the WING OVHT warning lights start flashing.

- | | |
|--|----------------------|
| 4. Fire Extinguisher System | TEST (SEE PAGE 2-42) |
| *5. Inverter (Check No. 2, then No. 1) | ON |

FAA APPROVED: NOV 07/90
REVISED: APR 28/00

NORMAL PROCEDURES

2-7
4AC

METRO III – ICAO ANNEX 8

BATTERY START (continued)

RIGHT ENGINE (RECOMMENDED FIRST)

- | | |
|-------------------------------------|--------------------------------------|
| 6. All Instruments and Clocks | CHECKED/SET |
| 7. SRL OFF Light | CHECK ON |
| 8. Boost Pumps | CHECK/AS DESIRED |
| 9. Propellers | UNFEATHERED/CLEAR
(SEE PAGE 2-25) |
| 10. Start Mode Switch | AS DESIRED |

NOTE

The series mode is recommended for use during the first battery start of the day and for all other battery starts when engines have cooled to near ambient temperatures since last being operated.

- | | |
|-------------------------------|----------------|
| 11. Engine Start Button | PRESS AND HOLD |
|-------------------------------|----------------|

NOTE

- Both torque indicators will display erroneous indications during battery starts when the starter is engaged and bus voltage is low.
- The inoperative engine RPM indicator is sensitive to bus voltage variations prior to normal engine operation and may reflect spurious fluctuations before engine starts when operating various aircraft systems.

- | | |
|---|------------|
| 12. RPM | 10% TO 12% |
| 13. Observe illumination of IGN light and ignition of fuel as indicated by rising EGT. Release the start button when EGT rises. | |

CAUTION

IF EGT RISE IS NOT OBTAINED WITHIN 10 SECONDS AFTER REACHING 10% RPM, OR BEFORE ATTAINING 20% RPM, PULL ENGINE STOP AND FEATHER CONTROL AND PRESS THE STOP BUTTON. CLEAR ENGINE FOR 10 SECONDS WITH STARTER TEST SWITCH. DO NOT ALLOW ENGINE TO OPERATE IN THE 18% TO 28% RPM RANGE DURING START OR CLEARING OPERATIONS EXCEPT DURING COMBUSTION ASSISTED ACCELERATION THROUGH THAT RANGE.

2-8
4AC

NORMAL PROCEDURES

FAA APPROVED: NOV 07/90
REVISED: MAY 19/99

METRO III – ICAO ANNEX 8

BATTERY START (continued)

RIGHT ENGINE (RECOMMENDED FIRST) (continued)

NOTE

- If no fuel flow or ignition is observed and combustion is not obtained, it is permissible to attempt engine start using MANUAL GROUND START procedures. See page 3A-9.
- The engine is equipped with a start fuel enrichment system that is automatically actuated during a normal start when:
 1. The speed switch select switch is in "AUTO" position,
 2. The EGT is less than 695°C and not increasing at a rate higher than 1°C per sec,
 3. The RPM is between 10% and 60%.

AND

4. The SRL – Δ P/P power switch is in "NORMAL."
- Pressing the start button will override the automatic function and increase starting fuel flow provided the engine RPM is between 10% and 60%.
 - Whenever an engine ground start is required soon after engine shutdown while residual EGT is above 200°C, the following procedure is recommended:

Prior to pressing the start button, hold the starter test switch until RPM is 15%. Then press the start button only long enough to provide fuel and ignition and to ensure light off.

METRO III – ICAO ANNEX 8

BATTERY START (continued)

RIGHT ENGINE (RECOMMENDED FIRST) (continued)

14. EGT MONITOR (770°C MAXIMUM FOR ONE SECOND)

CAUTION

IF RPM STOPS INCREASING AND EGT IS APPROACHING THE START LIMIT AND RISING RAPIDLY, IMMEDIATELY PULL ENGINE STOP AND FEATHER CONTROL AND PRESS THE STOP BUTTON. EXCEEDING THE START EGT LIMIT MAY SERIOUSLY DAMAGE THE ENGINE.

15. RPM STABILIZED AT 70% TO 72%
 16. EGT STABILIZED
 17. Fuel and Oil Pressure YELLOW OR GREEN ARCS
 18. Generator RESET/ON
 19. SRL OFF Light ON BELOW 80% RPM
 *20. Bleed Air Switch (right engine) ON

NOTE

Check for absence of air flow through the open cooling air "eyeballs" prior to turning on either bleed air system.

21. Start Mode Switch PARALLEL

LEFT ENGINE

(For airplanes NOT modified in accordance with Service Bulletin 227 24-015)

22. Right Generator Load 150 AMPS MAXIMUM
 23. Repeat Steps 7 Through 19 for Left Engine.
 *24. Bleed Air Switch (left engine) ON

NOTE

Verify operation of each bleed air system by selectively operating right and left systems.

25. Generators RESET/VOLTAGES CHECKED/ON
 26. Battery Disconnects and Current Limiters CHECK
 (SEE PAGES 2-31 AND 2-24)

METRO III – ICAO ANNEX 8

BATTERY START (continued)

LEFT ENGINE

(For airplanes modified in accordance with Service Bulletin 227 24-015)

- 22. Right Generator Load 150 AMPS MAXIMUM
- 23. Repeat Steps 7 Through 19 for Left Engine.
- *24. Bleed Air Switch (left engine) ON

NOTE

Verify operation of each bleed air system by selectively operating right and left systems.

- 25. Generators ON/CHECK VOLTS AND AMPS
AND EVEN LOAD SHARING

CAUTION

IF THE **GENERATOR** SWITCH IS RESET AND **ON**,
GENERATOR VOLTAGE IS **OBSERVED**, **GEN FAIL**
ANNUNCIATOR LIGHT IS **NOT ILLUMINATED**, AND THE
AMMETER READS ZERO, THE RESPECTIVE **325 AMPERE**
CURRENT LIMITER IS **OPEN**. THE FAULTY CURRENT
LIMITER SHOULD BE REPLACED PRIOR TO FLIGHT.

- 26. Battery Disconnects CHECK (SEE PAGE 2-31)

METRO III – ICAO ANNEX 8

GROUND POWER UNIT (GPU) START

CAUTION

- USE ONLY NEGATIVELY GROUNDED GROUND POWER SOURCES.
- DUE TO THE POSSIBILITY OF EXCESSIVELY HIGH CURRENT SURGE DURING ENGINE START, IT IS RECOMMENDED THAT THE MAXIMUM STARTING CURRENT FROM A GROUND POWER SOURCE BE LIMITED TO 1,000 AMPERES.

1. Battery Switches OFF
2. GPU CONNECTED/ON
3. GPU Voltage CHECK
4. Battery Switches ON
- *5. Battery Temperature Indicator TEST/NOTE TEMPERATURES
(SEE PAGE 2-32)
6. Annunciator Panel and System Warning Lights PRESS-TO-TEST
(SEE PAGE 2-26)

NOTE

Annunciator press-to-test button must remain pressed until the WING OVHT warning lights start flashing.


7. Fire Extinguisher System TEST
(SEE PAGE 2-42)
- *8. Inverter (check No. 2, then No. 1) ON
9. All Instruments and Clocks CHECKED/SET

RIGHT ENGINE (RECOMMENDED FIRST)


10. SRL OFF Light CHECK ON
11. Boost Pumps CHECK/AS DESIRED
12. Propellers UNFEATHERED/CLEAR
(SEE PAGE 2-25)
13. Start Mode Switch PARALLEL
14. Engine Start Button PRESS AND HOLD
15. RPM 10% TO 12%

EAP-28	
ELECTRICAL	
TOTAL ELECTRICAL FAILURE	
1. Entrance Light Switch (if illumination required)	ON
2. Both Batteries and Generators	OFF
3. Battery Switches (individually)	RESET/ ON
4. Generator Switches (individually)	RESET/ ON
EXCESSIVE AMMETER INDICATION	
(The malfunctioning circuit should be identified and turned off)	
1. Battery Switches	OFF
a. If Overload Condition Still Exists, Battery Switches ON and continue to Step 2.	
b. If Overload Condition Ceases, isolate the malfunction circuit by turning the batteries switches ON individually leaving then the malfunctioning circuit OFF.	
If Step 1 did not correct the excessive ammeter indication:	
2. Nonessential Buss Tie Switch	OFF
a. If Overload Condition Still Exists, Nonessential Bus Tie Switch ON and continue to Step 3.	
b. If Overload Condition Ceases, pull all circuit breakers on the nonessential bus and turn the bus tie switch ON. Reset circuit breakers until the malfunctioning circuit is identified. Pull circuit breaker for malfunctioning circuit and do not reset.	

NP-4



FAIRCHILD AIRCRAFT
 MODEL SA227- AC METRO III



ACCEPTANCE INSPECTION (FIRST FLIGHT)

1. Emergency Exits SECURE
2. Junction Box Circuits Breakers CHECKED
3. Wing Fuel Caps CHECKED
4. Landing Gear Handle CHECKED
5. Emergency Gear Handle CHECKED
6. Cockpit Setup COMPLETE
7. Control Lock OFF
8. G.P.U. CHECKED
9. Batteries Voltages / Disconnect System CHECKED/ON
10. Annunciator Panel TESTED
11. Fire Extinguisher/Ldg. Gear Indicators Lights .. CHECKED
12. Fuel Quantity, Balance & Counter CHECKED
13. A.W.I. Quantity & Pumps CHECKED
14. Boost Pumps CHEKD/OFF
15. Trims (Out-of-Trim Warning, and Positions) ... CHEKD/OFF
16. Inverters CHEKD/OFF
17. Oxygen CHECKED
18. Voice Recorder CHECKED
19. G.P.W.S. CHECKED
20. T.C.A.S. CHECKED
21. Communication / Navigation Equipment SET

NP-2

ACCEPTANCE INSPECTION (FIRST FLIGHT) (Cont.)

22. Rotating Beacon CHECKED

23. Batteries (if no G.P.U.) OFF

BEFORE START

1. Exterior Pre-Flight Inspection COMPLETED

2. Operational Flight Plan / Performance Data COMPUTED

3. Weight / Center Gravity COMPUTED

4. Start Mode Switch AS REQUIRED

5. Control Lock OFF

6. Power & Speed Levers SET LOW

7. Flaps Control UP

8. A.W.I. Switch OFF

9. Parking Brake SET

10. Inverter & Avionics OFF

11. Temperature Controller SET

12. Cabin Pressure Controller SET

13. Cabin Signs AS REQUIRED

14. Cabin Dump NORMAL

15. Bleed Air OFF

16. Fuel Caps & Streamers CHECKED

17. G.P.U. CHECK VOLTS

18. Generators OFF

19. Cabin Door SECURE

NP-3

BEFORE START (Cont.)

- 20. Batteries ON
- 21. Start Clearance / Passengers Briefing COMPLETE
- 22. Rotating Beacon ON
- 23. Annunciator Panel / Gear Lights CHECKED
- 24. S.R.L. OFF Lights CHECK ON
- 25. Fuel Quantity, Balance & Counter CHECKED
- 26. Cargo Door Lights CHECKED
- 27. Propellers & Intakes UNFEATHERED & CLEAR

ENGINES START (Right Engine Recommended First)

- 1. Engine Start Button PRESS & HOLD
- 2. R.P.M. 10% to 12% IGN. LTS. ON
- 3. Engine Start Button (When E.G.T. Rises) RELEASE
- 4. Engine Stop Button (When E.G.T. Rises) READY
- 5. E.G.T. / R.P.M. CHECK
- 6. E.G.T. Cycling 690°/700° (S.R.L. Operating) CHECK
- 7. R.P.M. 60% IGN. LTS. OFF
- 8. R.P.M. 71% (MAX. FOR X.GEN. STARTING) STABILIZED
- 9. E.G.T. STABILIZED
- 10. Fuel and Oil Pressure YELLOW/GREEN
- 11. Engine Insts./Annunciator Panel/Sys. Insts..... CHECKED
- 12. Generator (IF NO G.P.U.) RESET / ON
- 13. S.R.L. OFF Light (Below 80% R.P.M.) CHECK ON

NP-4

ENGINES START (Right Engine Recommended First)

14. Bleed Air CHECK / ON
15. Start Mode Switch (If Batteries Started) PARALLEL
16. Right Gen. Load (For Left Engine Start) ... WAIT 100 AMPS
17. Repeat Steps 1 to 14 for Left Engine

IF THE GENERATOR SWITCH IS RESET AND ON, GENERATOR VOLTAGE IS OBSERVED, GEN FAIL ANNUNCIATOR LIGHT IS NOT ILLUMINATED, AND THE AMMETER READS ZERO, THE RESPECTIVE 325 AMPERE CURRENT LIMITER IS OPEN. THE FAULTY CURRENT LIMITER SHOULD BE REPLACED PRIOR TO FLIGHT.

AFTER START – BEFORE TAXI

1. Time NOTED
2. Engine Instruments & Annunciator Panel CHECKED
3. S.R.L. OFF Lights (Below 80%) CHECK ON
4. G.P.U. Disconnect CHECK
5. Current Limiters Check COMPLETE
6. Both Batteries CHECKED & ON
7. Both Generators Volts / Amps. CHECKED & ON
8. Start Mode PARALLEL
9. Nose Wheel Steering ARMED & CHECKED
10. S.A.S. Test CHECKED & ON
11. Windshield Heat CHECKED & AS REQUIRED
12. Navigation Lights AS REQUIRED
13. Avionics, Inverter & G.P.S. ON

NP-3

AFTER START – BEFORE TAXI (Cont.)

- 14. Bleed Air CHECKED & ON
- 15. Systems Pressures CHECKED
- 16. Stabilizer Trim System CHECK FUNCTIONS
- 17. Boost Pumps CHECK & ON
- 18. Ground Equipment CLEAR
- 19. Propeller Start Locks (Maintain for checks) RELEASE

TAXI

- 1. A.T.C. Clearance GOTTEN
- 2. Aisle Lights SET
- 3. Parking Brake RELEASE
- 4. Brakes CHECK
- 5. Nose Wheel Steering Test (1^o Flight of day) CHECK
- 6. Pressurization SET
- 7. Anti-ice, Deice, Ignition CHECK AS REQUIRED
- 8. Fuel Quantity For Imbalance CHECK
- 9. Crossflow CLOSED
- 10. Trims FOUR SET
- 11. Controls FREE / FULL TRAVEL
- 12. Propeller Synchrophaser Switch T.O. & LANDING
- 13. Flaps 1/4
- 14. C.A.W.I. Check AS REQUIRED
- 15. Flight Instruments/ Navigation Instruments/ Comm. ... SET
- 16. Annunciator Panel CHECKED

NP-6

TAXI (Cont.)

- 17. Engine Instruments/Systems Pressures ... CHECK GREEN
- 18. N.T.S. Test (1° Flight of day) CHECK
- 19. Ovrspd Governor / S.R.L. / Temp. Lim. Tests ... AS REQD
- 20. Propeller Start Locks (If no removed) RELEASE
- 21. Speed Bugs / Power Setting SET
- 22. Crew Brief COMPLETE

BEFORE TAKEOFF

- 1. Ice Protection & Ignition STATE STATUS
- 2. T.C.A.S. ABOVE
- 3. Lights & Strobes (Except. Landing Lights) ON
- 4. Radar & Transponder ON and SET
- 5. Flaps 1/4
- 6. Altitude Alerter SET
- 7. Bleed Air AS REQUIRED
- 8. Time NOTED
- 9. Speed Levers HIGH
- 10. Friction SET
- 11. S.R.L. Lights OFF
- 12. Engine Speed 96% to 97.5%
- 13. Annunciator Panel CHECKED
- 14. Landing Lights AS REQUIRED

NP-7	
BEFORE TAKEOFF (Cont.)	
15. C.A.W.I. Switches / Lights	AS REQUIRED
CLIMB	
1. Landing Gear (After Liftoff)	UP
2. Flaps (above 115 KIAS & 400 Feet / O.C.A)	UP
3. A.W.I.	OFF
4. Power Levers (For 600° E.G.T. above 1000 Feet)	SET
5. Bleed Air	ON
6. Climb Power	TO 620° E.G.T.
7. Propeller Synchrophaser	CLIMB & CRUISE
8. Nose Wheel Steering	OFF
9. Anti-ice, Deice, Ignition	AS REQUIRED
10. Taxi & Landing Lights	OFF
11. Recognition Lights	ON
12. Altitude Alarmer	SET
13. Pressurization	CHECKED
14. Cabin Signs	AS REQUIRED
15. Altimeters	SET
10,000 FT.	
1. Recognition Lights	OFF
2. Ammeters	CHECK
3. Annunciator Panel	CHECK
4. Pressurization	SET & CHECK

NP-8	
CRUISE	
1. Power Levers (For 580° E.G.T.)	SET
2. Speed Levers	97% R.P.M.
3. Power Levers (For 620° E.G.T.)	SET
4. Ammeters	CHECK
5. Annunciator Panel	CHECK
6. Pressurization	CHECK / SET
7. T.C.A.S.	NORMAL
8. Cabin Signs	AS REQUIRED
9. Passengers Brief	AS REQUIRED
DESCENT	
1. T.C.A.S.	BELOW
2. Pressurization	SET
3. Altimeters	SET/CROSS CH.
4. Anti-ice, Deice, Ignition	AS REQUIRED
5. Recognition Lights	AS REQUIRED
6. Altitude Alerter	SET
7. Fuel Balance & Crossflow	CHECKED
8. Approach Briefing	COMPLETE
9. Landing Computations / Speed Bugs	COMPLETE
10. Passengers Briefing / Cabin Signs	AS REQUIRED
APPROACH	
1. Flight & Navigation Instruments	SET/CROSS CH.
2. Altimeters	SET/CROSS CH.

NP-9

APPROACH (Cont.)

3. Anti-Ice, Deice, Ignition AS REQUIRED
4. Altitude Alerter SET
5. Flaps $\frac{1}{4}$

BEFORE LANDING

1. Cabin Signs ON
2. Exterior / Interior Lights AS REQUIRED
3. Propeller Synchrophaser T/O AND LANDING
4. Speed Levers HIGH R.P.M.
5. Friction (Only in Speed Levers) SET
6. Lndg Gear, Hyd. Pressure and Indicators .. DOWN/ CHECK
7. Nose Wheel Steering ARMED/ CHECK
8. Flaps AS REQUIRED
9. Cabin Differential Pressure CLOSE TO 0
10. Fuel Crossflow CLOSED
11. Ignition AUTO O CONT
12. Annunciator Panel CHECKED

LANDING

1. Power Levers (Depending on L.Weight) FLIGHT IDLE
2. Power Levers (After Nose Gear touch) GROUND IDLE
3. Both BETA Lights CHECK ON
4. Brakes AS REQUIRED
5. Nose Wheel Steering AS REQUIRED

NP-10**LANDING (Cont.)**

6. Power Levers in Reverse (below 90 KIAS) . AS REQUIRED

AFTER LANDING

1. Power Levers GROUND IDLE
2. Flaps UP or 1/4
3. Speed Levers (at Ground Idle) LOW R.P.M.
4. Ignition AUTO
5. Anti-Ice, Deice OFF
6. Landing & Strokes Lights OFF
7. Taxi Lights ON
8. T.C.A.S. / Radar / Transponder OFF/ STAND BY
9. Time NOTED
10. Bleed Air LEFT OFF
11. Trims RESET
12. S.A.S. OFF
13. Boost Pumps OFF

PARKING

1. Parking Brake AS REQUIRED
2. Nose Wheel Steering OFF
3. Lights (except Beacons) OFF
4. Inverter, Avionics & G.P.S. OFF
5. Temperature Control OFF
6. Cabin Pressure DUMP
7. Bleed Air OFF

NP-17

PARKING (Cont.)

8. Generators OFF
9. Engines Cool Time (3 min./landing – 1 min./ground idle RPM).
10. Engines Stop Buttons (5 seconds minimum) PRESS
11. Power Levers in Reverse (from 50% to below 10% RPM).
12. Time NOTE
13. Right Speed Lever (after rotation stops) FORWARD
14. Main Door (after left propeller rotation stops) OPEN
15. Beacon OFF
16. Cabin Signs (after passengers descended) OFF
17. Cabin and Instruments Lights OFF
18. Batteries OFF
19. Hand Propellers Rotation 12 / 16 BLADES

SECURING

1. Parking Brake RELEASED
2. Control Lock SET & CHECKED
3. Chocks SET
4. Oxygen Masks UNPLUG
5. Interior / Cabin Lights OFF
6. Doors SECURED
7. Tie Down, Engines & Pitots Covers AS REQUIRED

ANEXO “Ñ”

DIA	MES	DESDE	HASTA	PILOTO	COPILOTO	DESPEGUE	ATERRIJAJE	NUMERO
23,24,25	4	SUMU	SAEZ	LAMBRUSCHINI	ZARATE	23:55	00:30	4227
		SAEZ	SGAS	LAMBRUSCHINI	ZARATE	07:35	09:55	
		SGAS	SAEZ	LAMBRUSCHINI	ZARATE	11:05	13:30	
		SAEZ	SGAS	LAMBRUSCHINI	ZARATE	07:25	09:45	
		SGAS	SAEZ	LAMBRUSCHINI	ZARATE	10:50	13:10	
		SAEZ	SUMU	LAMBRUSCHINI	ZARATE	15:45	16:20	
25,26	4	SUMU	SAEZ	VIERA	GESTIDO	22:55	23:45	4228
		SAEZ	SUMU	VIERA	GESTIDO	06:40	07:10	
26,27	4	SUMU	SAEZ	BENTARCOR	LAGUZZI	23:55	00:30	4229
		SAEZ	SUMU	BENTARCOR	LAGUZZI	06:30	07:10	
		SUMU	SAEZ	GESTIDO	ZARATE	12:45	13:25	
		SAEZ	SUMU	GESTIDO	ZARATE	14:40	15:15	
27,28	4	SUMU	SAEZ	BENTARCOR	ZARATE	23:15	00:00	4230
		SAEZ	SUMU	BENTARCOR	ZARATE	14:35	15:10	
		SUMU	SAEZ	GESTIDO	ZARATE	16:50	17:30	
		SAEZ	SUMU	GESTIDO	ZARATE			
1,2	5	SUMU	SAEZ	ROLDAN	LAGUZZI	23:45	00:20	4231
		SAEZ	SGAS	ROLDAN	LAGUZZI	08:00	10:30	
		SGAS	SAEZ	ROLDAN	LAGUZZI	11:30	14:00	
		SAEZ	SUMU	ROLDAN	LAGUZZI	14:50	15:20	
X	X	SUMU	SAEZ	BENTARCOR	RIVA	23:50	00:50	4232
		SAEZ	SGAS	BENTARCOR	RIVA	08:00	10:30	
		SGAS	SAEZ	BENTARCOR	RIVA	12:10	14:25	
		SAEZ	SUMU	BENTARCOR	RIVA	15:40	16:15	
4,5	5	SUMU	SAEZ	LAMBRUSCHINI	LAGUZZI	23:20	00:10	4233
		SAEZ	SUMU	LAMBRUSCHINI	LAGUZZI	14:30	15:20	
		SUMU	SAEZ	LAMBRUSCHINI	LAGUZZI	16:20	17:00	
		SAEZ	SUMU	LAMBRUSCHINI	LAGUZZI	14:45	15:25	
7,8,9	5	SUMU	SAEZ	GESTIDO	RIVA	23:45	00:25	4234
		SAEZ	SGAS	GESTIDO	RIVA	08:45	11:15	
		SGAS	SAEZ	GESTIDO	RIVA	12:40	15:00	
		SAEZ	SGAS	GESTIDO	RIVA	07:45	10:15	
		SGAS	SAEZ	GESTIDO	RIVA	11:15	13:50	
		SAEZ	SUMU	GESTIDO	RIVA	15:10	15:40	
9, 10	5	SUMU	SAEZ	LAMBRUSCHINI	ZARATE	23:20	23:55	4235
		SAEZ	SUMU	LAMBRUSCHINI	ZARATE	07:00	07:40	
10,11	5	SUMU	SAEZ	LAMBRUSCHINI	RIVA	11:55	00:35	4236
		SAEZ	SUMU	LAMBRUSCHINI	RIVA	06:50	07:20	
12	5	SUMU	SUSO	GESTIDO	ZARATE	10:50	11:45	4237
		SUSO	SUMU	GESTIDO	ZARATE	12:55	13:50	
15,16	5	SUMU	SAEZ	LAMBRUSCHINI	RIVA	23:55	00:35	4238
		SAEZ	SGAS	LAMBRUSCHINI	RIVA	07:55	10:10	
		SGAS	SAEZ	LAMBRUSCHINI	RIVA	11:35	14:05	
		SAEZ	SUMU	LAMBRUSCHINI	RIVA	15:20	15:55	
17	5	SUMU	SAEZ	RIGO	ZARATE	22:55	23:30	4239
18	5	SAEZ	SUMU	VIERA	ROLDAN	07:00	07:35	4240

21,22	5	SUMU	SAEZ	RIGO	ZARATE	22:55	23:40	4241
		SAEZ	SUMU	RIGO	ZARATE	06.50	07:20	
23	5	SUMU	SAEZ	VIERA	LOPEZ	00:10	00:50	4242
		SAEZ	SUMU	VIERA	LOPEZ	07:22	07:55	
23,24	5	SUMU	SAEZ	VIERA	ZARATE	23:10	23:50	4243
		SAEZ	SUMU	VIERA	ZARATE	07:10	07:45	
X	X	X	X	X	X	X	X	4244
24	5	SUMU	SAEZ	GESTIDO		00:10	00:48	4245
		SAEZ	SGAS	ROLDAN	GESTIDO	07:20	10:00	
		SGAS	SAEZ	ROLDAN	GESTIDO	11:15	13:50	
		SAEZ	SUMU	ROLDAN	GESTIDO	15:50	16:25	
25	5	SUMU	SAEZ	BENTARCOR	RIVA	23:20	00:00	4246
		SAEZ	SUMU	BENTARCOR	RIVA	14:40	15:20	
27,28	5	SUMU	SAEZ	ROLDAN	LAGUZZI	00:00	00:40	4247
		SAEZ	SUMU	ROLDAN	LAGUZZI	08:55	09:55	
29	5	SUMU	SAEZ	BENTARCOR	RIVA	13:35	14:15	4248
		SAEZ	SGAS	BENTARCOR	RIVA	15:35	18:05	
		SGAS	SLVR	BENTARCOR	RIVA	18:40	21:05	
		SLVR	SAEZ	BENTARCOR	RIVA	22:30	02:50	
30	5	SAEZ	SUMU	VIERA	BETANCOR	06:30	07:15	4249
		SUMU	SAEZ	GESTIDO	ZARATE	13:25	14:15	
		SAEZ	SGAS	GESTIDO	ZARATE	16:15	18:25	
		SGAS	SLVR	GESTIDO	ZARATE	19:20	21:45	
		SLVR	SUMU	GESTIDO	ZARATE	10:20	14:55	
31, 01	5,6	SUMU	SAEZ	VIERA	LAGUZZI	23:50	00:30	4250
		SAEZ	SUMU	LAGUZZI	VIERA	08:00	08:30	
3,4	6	SUMU	SUSO	LAMBRUSCHINI	ZARATE	13:40	14:40	4251
		SUSO	SUMU	LAMBRUSCHINI	ZARATE	15:55	16:50	
		SUMU	SAEZ	LAMBRUSCHINI	ZARATE	22:45	23:40	
		SAEZ	SGAS	LAMBRUSCHINI	ZARATE	08:45	11.05	4251
		SGAS	SUMU	LAMBRUSCHINI	ZARATE	13:25	15:50	
5,6	6	SUMU	SAEZ	VIERA	LAGUZZI	22:55	23:30	4277
		SAEZ	SUMU	VIERA	LAGUZZI	06:55	07:20	
6	6	SUMU	SAEZ	LAMBRUSCHINI	ZARATE	09:25	10:05	4278
		SAEZ	SGAS	LAMBRUSCHINI	ZARATE	12:00	14:25	
		SGAS	SUMU	LAMBRUSCHINI	ZARATE	15:10	17:25	

ANEXO “O”

SISTEMA ESTÁTICO DE PITOT

Un sistema estático de pitot está compuesto por un conjunto de instrumentos sensibles a la presión que se utiliza en la aviación para determinar la velocidad de un avión, el número de Mach, la altitud, y la tendencia de variación de la velocidad vertical.

Este sistema cuenta con un tubo de Pitot, un puerto estático, y los instrumentos estáticos de pitot, es utilizado para medir las fuerzas que actúan sobre un vehículo en función de la temperatura, densidad, presión y viscosidad del fluido en que está operando; otros instrumentos que pueden ser conectados a este sistema son los equipos de datos de aire exterior, grabadoras de datos de vuelo, codificadores de altitud, controladores de presurización de la cabina e interruptores de velocidad aerodinámica.

Los errores en las lecturas del sistema estático de Pitot puede ser extremadamente peligroso ya que la información obtenida a partir del sistema, tales como altitud y velocidad, es a menudo crítica para el vuelo.

Presión estática de Pitot

Los instrumentos del sistema estático de pitot utilizan el principio de gradiente de presión de aire. Funciona mediante la medición de las diferencias de presiones y el uso de estos valores para evaluar la velocidad y la altitud; estas presiones son tomadas desde el puerto estático y del tubo de Pitot.

La presión estática se utiliza en todas las mediciones, mientras que la presión del tubo de Pitot (dinámica) sólo se utiliza para determinar la velocidad aérea.

Presión de Pitot

La presión dinámica se obtiene del tubo pitot, es la medida de la presión de aire de impacto, también llamada presión total. El tubo de Pitot se encuentra a menudo en una sección del ala o el morro de una aeronave, orientado hacia adelante donde su abertura está expuesta al viento relativo. Al situar el tubo de Pitot en tal ubicación, la presión de aire o presión dinámica se mide con más precisión, ya que será menos distorsionada por la estructura de la aeronave. Cuando aumenta la velocidad del aire se incrementa la presión de aire de impacto, lo que se traduce en el indicador de velocidad.

La presión estática

La presión estática se obtiene a través de un puerto estático, normalmente es un orificio de empotrado en el fuselaje de la aeronave, y se encuentra ubicado en donde puede encontrar una zona de flujo de aire relativamente inalterado.

Las aeronaves pueden tener uno o más puertos estáticos. En las aeronaves que tienen más de un puerto estático, por lo general hay uno situado en cada lado del fuselaje, con esta disposición una

presión media puede ser obtenida, lo que permite las lecturas más precisas en situaciones específicas de vuelo.

Instrumentos Pitot-estática

El sistema estático de pitot obtiene presiones para la interpretación de algunos instrumentos mecánicos tradicionales, en la actualidad las aeronaves modernas utilizan un ordenador de datos del aire para calcular la velocidad, la velocidad de subida, altitud y número de Mach. En otros aviones se recibe presión total y estática de 2 tubos pitot independientes y de 2 puertos estáticos también independientes, la computadora de datos de vuelo de la aeronave compara la información de ambos equipos y comprueba uno contra el otro

Indicador de velocidad (Airspeed Indicator)

El indicador de velocidad está conectado al tubo de Pitot y a las tomas de presión estática para realizar el cálculo de comparación.

La diferencia entre la presión del tubo de Pitot y la presión estática se llama presión dinámica. Cuanto mayor es la presión dinámica, más alta es la velocidad del aire.

Un indicador de velocidad mecánico tradicional contiene un diafragma de presión que está conectado al tubo de Pitot. El receptáculo del diafragma es hermético y se ventila al puerto estático. Cuanto mayor sea la velocidad, mayor es la presión dinámica, entonces mayor será la presión ejercida sobre el diafragma, y cuanto mayor será el movimiento de la aguja a través de la articulación mecánica.

Altímetro (Altimeter)

El altímetro de presión, también conocido como el altímetro barométrico, se utiliza para determinar los cambios en la presión del aire que se producen como variaciones de altitud de la aeronave. Los altímetros de presión deben ser calibrados antes del vuelo para registrar la presión con una altitud sobre el nivel del mar. La caja del instrumento del altímetro está herméticamente cerrada y tiene una salida al puerto estático. En el interior del instrumento se encuentra un barómetro aneroide sellado. Cuando la presión varía el barómetro interno se expande o contrae, lo que se traduce mecánicamente en una determinación de la altitud.

Indicador de velocidad vertical (Vertical speed indicator)

El variómetro, también conocido como el indicador de velocidad vertical, es el instrumento estático de Pitot utilizado para determinar si una aeronave está volando en el nivelado. La velocidad del aire vertical muestra específicamente la velocidad de ascenso o de descenso medida en pies por minuto o metros por segundo. La velocidad del aire vertical se mide a través de una articulación mecánica a un diafragma situado dentro del instrumento. La zona que rodea el diafragma se ventila a la toma estática a través de una fuga calibrada. Cuando el avión comienza a aumentar la altitud, el diafragma comenzará a contraerse a un ritmo más rápido que el de la fuga calibrada, haciendo que la aguja indique velocidad vertical positiva; lo opuesto ocurre cuando un avión está descendiendo

Mal funcionamiento del sistema

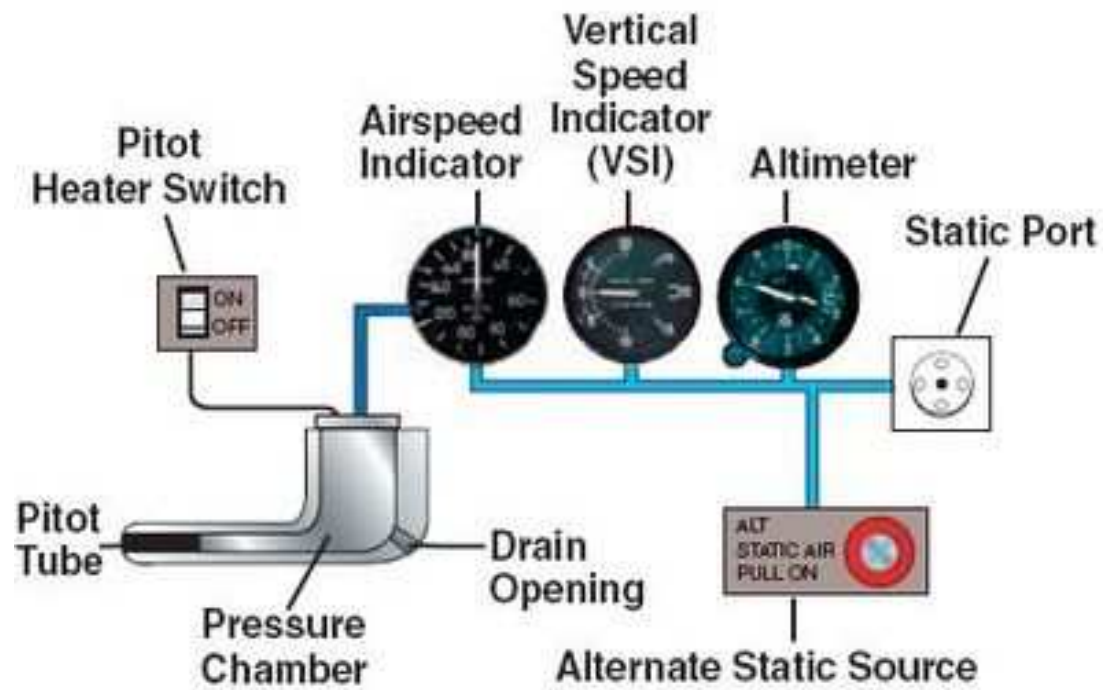
Tubo pitot Bloqueado:

Esto genera un problema que sólo afectará a los indicadores de velocidad aerodinámica. Si el tubo de Pitot se obstruye, el indicador de velocidad registrará un aumento de la velocidad cuando el avión asciende, a pesar que la velocidad aerodinámica real sea constante, esto es causado por la presión en el sistema de tubo de Pitot que permanece constante cuando la presión atmosférica está disminuyendo; inversamente el indicador de velocidad mostrará una disminución de la velocidad del aire cuando la aeronave desciende. El tubo de Pitot es susceptible de obstruirse por el hielo, agua, insectos o alguna otra partícula sólida. Por esta razón, los organismos reguladores de la aviación, como la Administración Federal de Aviación de EE.UU. recomiendan que el tubo de Pitot puede comprobar si hay obstrucciones antes de cualquier vuelo. Para evitar la formación de hielo los tubos de Pitot están equipados con un elemento de calentamiento. Obligatorio en todas las aeronaves certificadas para vuelo instrumental

Puerto estático Bloqueado:

Un puerto estático bloqueado es una situación más grave porque afecta a todos los instrumentos del sistema estático de pitot. Una de las causas más comunes de un puerto estático bloqueado es la formación de hielo en el fuselaje.

Si un puerto estático se obstruye, el altímetro se congela en un valor constante, indicando la altitud a la que el puerto estático se bloqueó. El indicador de velocidad vertical se congelará en cero y no variará en absoluto, por más que realice variaciones de velocidad. El indicador de velocidad funcionará inversamente al error que se produce con un tubo pitot obstruido y hace que la velocidad se lea menor de lo que realmente es cuando el avión asciende, cuando el avión está descendiendo dará indicaciones de exceso de velocidad



ANEXO "P"



ANEXO "P"

