

ADVERTENCIA

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

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

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

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

PROYECTO DE INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: El predio del club de campo "El Sosiego", Canning, Partido de Esteban Echeverría, provincia de Buenos Aires.

FECHA: 26 de octubre de 2003

HORA: 07:30 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Fairchild – Hiller

MODELO: FH-227-B

MATRÍCULA: LV-MGV

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

PRIMER OFICIAL: Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea de Avión

PROPIETARIO: CATA Línea Aérea SA

Nota: Las horas están expresadas en el Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar del accidente corresponde a la hora huso -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 26 de octubre de 2003, aproximadamente a las 04:00 hs, el Despachante de Aeronaves de la Empresa CATA presentó en la Oficina ARO del Aero-

puerto Internacional Ezeiza, un Plan de Vuelo con la hora estimada de despegue para las 06:30 hs, con la aeronave matrícula LV-MGV para realizar el vuelo no regular CT 760 transportando carga, con destino al Aeropuerto Corrientes.

1.1.2 Una hora después presentó, en la misma oficina, una planilla denominada Despacho Operativo Fairchild FH – 227B (Planilla de Cálculo de Posición del CG) y el Manifiesto de Carga, la que estaba constituida por diarios, algunos repuestos y una persona como acompañante.

1.1.3 Aproximadamente a las 06:00 hs, el mismo Despachante solicitó a la Oficina ARO demorar el despegue hasta las 07:30 hs.

1.1.4 Para la puesta en marcha y el rodaje, la tripulación se comunicó y recibió las instrucciones en la frecuencia del Control de Rodaje en 121.75 MHz y cuando la aeronave llegaba a la posición de espera de la pista 17 recibieron el permiso de tránsito.

1.1.5 En esa posición, a 90° de la pista 17, se les indicó pasar a comunicarse en la frecuencia 118.6 MHz de Ezeiza Torre. Una vez que la tripulación habría finalizado los controles antes del despegue, solicitó ocupar la posición y despegar, operación que le fue autorizada a las 07:27:13 hs.

1.1.5 Luego del despegue, a las 07:28:30 hs, el Comandante de Aeronave, no a los mandos, informó que regresaba a la pista.

1.1.6 A las 07:28:54 hs solicitó virar por la derecha y repitió la intención de regresar a la pista.

1.1.7 Inmediatamente, a las 07:28:58 hs, el Controlador de Ezeiza Torre le preguntó “si necesitaba regresar al aeropuerto”. Como respuesta recibió un “sí señor” y se escuchó de fondo a las 07:29:02 hs, una expresión de desacuerdo muy marcada. (Nooooo...).

1.1.8 En un entorno de tiempo que no fue posible determinar con exactitud, pero que se estima alrededor de la anterior posición, en la información radar grabada fue posible visualizar primero, la aparición del eco de la aeronave y posteriormente, la información del transponder en modo “Charlie”, que indicaba una velocidad de 120 kts y una altura de 500 ft.

1.1.9 Seguidamente la información cambió para 110 kts y 400 ft y posteriormente a 100 kts y 400 ft; desapareciendo a continuación la señal de identificación del radar secundario y finalmente el eco de la aeronave.

1.1.10 A las 07:29:30 hs el Operador de la Torre de Control preguntó respecto de la pista a utilizar recibiendo a las 07:30:35 hs una respuesta ininteligible, siendo ésta la última comunicación recibida desde la aeronave.

1.1.11 A las 07:30:39 hs el Operador de la Torre de Control comenzó a llamar a la aeronave y cuando confirmó la falta de comunicación, alertó los servicios de emergencia.

1.1.12 El avión impactó sobre el terreno fuera de los límites del aeropuerto, desplazado hacia la izquierda de la prolongación del eje de la pista 17.

1.1.13 El accidente ocurrió en condiciones de vuelo nocturno.

## 1.2 Lesiones a las personas

Lesiones	Tripulantes	Acompañante	Otros
Mortales	4	1	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	--	--	--

## 1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 La aeronave se destruyó totalmente como consecuencia del impacto con el terreno y el incendio posterior.

## 1.4 Otros daños

No hubieron.

## 1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El Comandante de Aeronave, de 48 años, era titular de las Licencias de Piloto de Transporte de Línea Aérea de Avión, otorgada el 19 de noviembre de 1984; Piloto Comercial de 1ª Clase de Avión e Instructor de Vuelo de Avión y estaba habilitado para vuelo nocturno y por instrumentos en aviones monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kilos y en aeronaves DC-3, DHC-6, F-27, FH-227-B e IAe-50.

1.5.2 Había realizado el último examen psicofisiológico el 21 de octubre de 2003, obteniendo una aptitud Sin Restricciones, en el Instituto de Medicina Aero-náutica y Espacial (INMAE).

1.5.3 En esa oportunidad se le otorgó la tarjeta de prórroga N° 00025758, con vencimiento el 28 de octubre de 2003, hasta tanto retirase la tarjeta definitiva de aptitud, que le fue aprobada a partir del 24 octubre de 2003.

1.5.4 La actividad de vuelo, con el registro de los dos últimos años, fue informada por la empresa para la cual cumplía funciones y era la que se indica a continuación:

Período	2002	2003
ENERO	55:20:24	40:03:00
FEBRERO	48:26:24	42:33:00
MARZO	41:18:00	41:10:12
ABRIL	48:09:00	47:27:00
MAYO	31:07:48	35:04:12

JUNIO	17:19:12	17:02:24
JULIO	12:34:48	22:04:12
AGOSTO	06:14:24	18:34:48
SETIEMBRE	10:48:36	18:39:36
OCTUBRE	20:28:12	08:09:36
NOVIEMBRE	31:33:36	-----
DICIEMBRE	27:43:12	-----
TOTALES	351:07:36	290:48:00

1.5.5 Había realizado adiestramiento en Simulador de Vuelo, del 7 al 10 de julio de 2003.

1.5.6 El Primer Oficial, de 43 años, era titular de las Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea de Avión, otorgada el 5 de abril de 1989, e Instructor de Vuelo.

1.5.7 Estaba habilitado para vuelo nocturno y por instrumentos en aviones monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kilos, en aeronaves IA 50, F-27, FH 227B y C-130.

1.5.8 Había realizado el último examen psicofisiológico, en el INMAE, el 26 de junio de 2003 Sin Restricciones y el vencimiento era el 26 de diciembre de 2003.

1.5.9 La actividad de vuelo, registrada de los dos últimos años, fue informada por la empresa para la cual cumplía funciones y era la que se indica a continuación:

Período	2002	2003
ENERO	53:34:48	41:24:00
FEBRERO	51:47:24	42:08:24
MARZO	43:28:12	44:58:12
ABRIL	63:10:12	47:23.24
MAYO	21:24:00	37:28:48
JUNIO	20:39:00	08:24:36
JULIO	00:00:00	30:13:48
AGOSTO	15:14:24	17:03:36
SETIEMBRE	13:23:24	08:34:48
OCTUBRE	19:39:00	07:39:36
NOVIEMBRE	29:36:36	-----
DICIEMBRE	30:43:48	-----
TOTALES	362:40:00	285:19:00

1.5.10 Había realizado adiestramiento en Simulador de Vuelo del 15 al 18 de julio de 2003.

1.5.11 El Mecánico de Aeronave, de 36 años de edad, era titular de la Licencia de Mecánico de Mantenimiento de Aeronaves otorgada el 04 marzo de 1996 y tenía habilitaciones Categoría "C" Inspección y Mantenimiento Mayor de Aviones

hasta 5.700 kg, ARAVA, F-27, B-707, LJ-25 y LJ-35.

1.5.12 Había realizado el último examen psicofisiológico en el INMAE el 15 de octubre de 2002 Sin Limitaciones y con vencimiento el 15 de octubre de 2005.

1.5.13 El Despachante de Aeronave, de 38 años de edad y que estaba a bordo en el momento del accidente, era titular de la Licencia de Despachante de Aeronaves que le fue otorgada el 28 de marzo de 2003.

1.5.14 Realizó el último examen psicofisiológico en el INMAE el 26 de mayo de 2003 Sin Limitaciones, con observaciones (discromatopsia) y con fecha de vencimiento el 26 de mayo de 2004.

## 1.6 Información sobre la aeronave

### 1.6.1 Información general

1.6.1.1 La aeronave era un avión marca FAIRCHILD HILLER, modelo FH-227B, número de serie 567 y fue fabricada en octubre de 1967 por FAIRCHILD AIRCRAFT CORPORATION, en USA.

1.6.1.2 En el Certificado de Matriculación de Aeronave consta para el uso privado desde el 23 de octubre de 1985; con las marcas de nacionalidad y matrícula LV-MGV.

1.6.1.3 Estaba inscrita en el Registro Nacional de Aeronaves de la República Argentina, como propiedad de la empresa CATA Líneas Aéreas SA, desde el 17 de julio de 2002.

1.6.1.4 El Certificado de Aeronavegabilidad de clasificación STANDARD en la categoría TRANSPORTE, estaba en vigencia desde el 09 de octubre de 1986.

1.6.1.5 Según datos obtenidos de los Registros Historiales, a la fecha del accidente esta aeronave tenía una actividad de 27650.7 hs de TG, DUR 4070.7 hs, DUI 8.7 hs y 21.574 Ciclos Totales de Vuelo.

1.6.1.6 La libreta Historial N° 5 del Avión fue iniciada el 03 de noviembre de 2002, cuando el avión tenía un TG de 27206.2 hs.

### 1.6.2 Motores

1.6.2.1 Motor N° 1. La libreta Historial N° 3 de Motor fue iniciada el 10 de enero de 2001, el motor era marca ROLLS & ROYCE LTD, número de serie 13.884 y con 1.835 SHP de potencia, modelo DART 532-7, Certificado Tipo N° E-297; registraba una actividad de 33187.6 hs de TG, DUR 2275.1 hs y DUI 8.7 hs, encontrándose instalado en la posición # 1, a la izquierda de la aeronave desde el 15 de agosto de 2003, según consta en la OT N° 7.243.

1.6.2.2 Este motor tenía 19.319 ciclos totales y 1.402 ciclos desde su última Recorrida General, que fue realizada en el Centro de Mantenimiento DNA 1-B-20,

el 16 de diciembre de 1999, momento en que tenía un TG de 30913.0 hs habilitado hasta totalizar 36913.0 hs, para la próxima recorrida.

1.6.2.3 Motor N° 2. La libreta Historial N° 4 de Motor fue iniciada el 10 de enero de 2001, era marca ROLLS & ROYCE LTD, número de serie 14066 con 1.835 SHP de potencia, modelo DART 532-7, Certificado Tipo N° E-297, totalizaba una actividad de 17991.7 hs de TG, DUR 2184.7 hs y DUI 8.7 hs, encontrándose instalado en la posición # 2, a la derecha de la aeronave desde el 06 de marzo de 2003, según consta en la OT N° 7.072.

1.6.2.4 Este motor tenía 14.344 Ciclos Totales y 1.358 Ciclos desde su última Recorrida General, que fue realizada en el Centro de Mantenimiento DNA 1-B-20, el 10 de marzo de 1999, momento en que tenía un TG de 15808.0 hs habilitado hasta totalizar 21808.0 hs para la próxima recorrida.

### 1.6.3 Hélices

1.6.3.1 Las hélices eran marca DOWTY ROTOL, modelo R257/4-30-4/60, metálicas de paso variable y con cuatro palas.

1.6.3.2 La que equipaba al motor N° 1 tenía el número de serie DRG/347/67 y una actividad de 22779.0 hs de TG, DUR de 4065.0 hs y DUI 8.7 hs.

1.6.3.3 La última inspección mayor fue realizada el 09 de enero de 1998, en el Centro Técnico de Mantenimiento DNA 1-B-21.

1.6.3.4 La que equipaba al motor N° 2 tenía el número de serie DRG/101/68 y una actividad de 23035.0 hs de TG, DUR 4065.0 hs y DUI 8.7 hs.

1.6.3.5 La última inspección mayor fue realizada el 09 de enero de 1998 en el Centro Técnico de Mantenimiento DNA 1-B-21.

### 1.6.4 Peso y balanceo al momento del accidente

1.6.4.1 La última Planilla de Masa y Balanceo (Form. N° 60 DNA) consignaba un peso vacío de 12.589,67 kg y que correspondía a una ubicación del CG, en porcentaje de la cuerda aerodinámica media (CAM) del 27 %.

1.6.4.2 El Despacho Operativo presentado antes del vuelo en la oficina ARO, consignaba un peso de despegue revisado de 20.652 kg y un desplazamiento del CG en la CAM del 26 %.

1.6.4.3 En este cálculo se había consignado el peso vacío de 13.132 kg y supuestamente tres tripulantes de vuelo, más 4.500 kg de carga y 17.632 kg de peso máximo cero combustible (MWZF).

1.6.4.4 Además al MWZF expresado se le agregaron 2.880 kg correspondientes al combustible requerido para la operación y 140 kg de agua metanol, con lo cual el peso de despegue calculado por el Despachante era de 20.652 kg.

1.6.4.5 Durante la investigación se revisó el Despacho Operativo presentado en la oficina ARO y se tomó en cuenta para realizar los cálculos, una información proporcionada por la empresa sobre el LV-MGV, donde se consignaba un MWZF de 18.597,29 kg, un peso vacío de 12.655,23 kg.

1.6.4.6 A estos pesos se agregaron los correspondientes a las personas y elementos que se encontraron en el lugar del accidente y que no habían sido consignados en el despacho presentado.

1.6.4.7 En el Anexo "ALFA" se agrega una planilla comparativa entre lo declarado en el despacho y la investigación realizada.

1.6.4.8 A modo de resumen, se ha podido establecer una diferencia de 775,59 kg entre el peso de despegue consignado y los cálculos obtenidos en la investigación.

1.6.4.9 El peso máximo de despegue (MTOW) considerado en la tabla, por requerimiento de ascenso, despegue húmedo,  $V_{2min}$  y posición de flaps  $0^{\circ}$ , permitido para poder cumplimentar los requisitos de ascenso (limitación para el segundo segmento - Sección 1 Limitaciones Certificadas, figura 1/1 página 1-17 Manual de Vuelo aprobado por la FAA) es de 20.638,45 kg, a nivel del mar y  $16,4^{\circ}$  C (ISA +  $1,4^{\circ}$  C).

1.6.4.10 También se han observado algunos aspectos erróneos en la información contenida en el formulario denominado "Despacho Operativo Fairchild FH-227B" que utiliza la empresa propietaria de la aeronave.

1.6.4.11 Las diferencias radican en la información de guía sobre los pesos MWZF; la fecha de actualización; el agrupamiento de la información entre el peso vacío de la aeronave con los tripulantes y la falta de espacio para consignar todos los elementos que integran la carga a bordo.

1.6.4.12 Se investigaron cada uno de los ítems que componen el peso y balanceo de la aeronave, detectándose que ~~los datos de peso y balanceo~~ declarados en la ~~Despacho Operativo, Planilla de Peso y Balanceo~~, no concuerdan con los obtenidos durante la investigación ~~dado que y~~ que de ellos surge una diferencia apreciable ~~en los valores~~.

1.6.4.13 La carga enviada en el vuelo de CT 760, eran 415 bultos que totalizaban un peso de 4.972,70 kg.

1.6.4.14 Esta información fue obtenida de la planilla donde se discriminan el destino, la publicación, el agente receptor, la cantidad de ejemplares, los bultos y el peso total.

1.6.4.15 La diferencia entre el Manifiesto de Carga y el Despacho Operativo, donde figuran 4.500 kg, es de 472,70 kg en más.

1.6.4.16 Además de la diferencia determinada en el párrafo anterior, se detectó que no se había incluido correctamente el peso de los tres tripulantes, el despa-

chante de aeronave, un pasajero, repuestos, herramientas, combustible, agua metanol y otros elementos y cuyo total es de 540,30 kg

## 1.7 Información meteorológica

1.7.1 El informe proporcionado por el Servicio Meteorológico Nacional, elaborado con los datos registrados por la estación meteorológica Ezeiza Aero al instante de ocurrido el accidente, visto el mapa sinóptico de superficie de 06:00 hs y la imagen del satélite GOES 12 de las 07:39 hs indicaba:

Viento 200º/04 kts; visibilidad 10 km; fenómenos significativos ninguno; nubosidad 4/8 Ac 3000 m, 6/8 CS 6000 m; temperatura 16,4º C; temperatura punto de rocío 15,7º C; presión 1005,0 hPa; humedad relativa 96%.

## 1.8 Ayudas a la navegación

1.8.1 El aeropuerto Internacional Ezeiza cuenta con un VOR / DME y Sistemas para Aterrizajes por Instrumentos (ILS) para las pistas 11 y 35.

1.8.2 Luego del accidente el Jefe de Aeropuerto solicitó una verificación aérea especial de las radioayudas VOR / DME e ILS para la pista 35; dichas instalaciones quedaron clausuradas inmediatamente después del accidente, con la llave de los alojamientos de los equipos, en poder de personal del Departamento Operaciones del Aeropuerto.

1.8.3 El 27 octubre de 2003 se recibió el informe de la verificación donde se indicó:

- Equipo ILS para la pista 35 en el aire, comprobado en vuelo, en servicio sin restricciones.
- Equipo VOR / DME en el aire, comprobado en vuelo, en servicio sin restricciones.

1.8.4 Las comprobaciones fueron efectuadas por un avión con equipamiento para verificaciones radioeléctricas, que finalizó las tareas el 27 de octubre a las 05:10 hs.

## 1.9 Comunicaciones

1.9.1 Las grabaciones y las transcripciones de las comunicaciones de los Controles de Rodaje y la Torre de Control del Aeropuerto Ezeiza, se realizaron sin que se detectaran inconvenientes de orden técnico. En ellas, el comandante, piloto no a los mandos, informó que regresaban a la pista y solicitó viraje por derecha.

1.9.2 En la comunicación desde la aeronave, como respuesta a la pregunta "necesita regresar al aeropuerto", formulada por el Operador de la Torre de Control, se escucha de fondo una voz, probablemente de quien estaba ubicado en el puesto del piloto, que dice un "Nooo..." prolongado.

1.9.3 Al solicitar El Operador de la Torre de Control una segunda aclaración sobre la pista a utilizar, recibió una respuesta ininteligible muy probablemente instantes antes del impacto con el terreno.

1.9.4 Se encontraba disponible también el Servicio Automático de Información Terminal (ATIS).

#### 1.10 Información de aeródromo y del lugar de impacto

1.10.1 El LV-MGV despegó desde el Aeropuerto Internacional Ezeiza, que está ubicado a 22 km al SSW de la ciudad de Buenos Aires; tiene dos pistas, una con orientación 11/29 de 3.300 de longitud por 60 metros de ancho y otra con orientación 17/35 de 3.105 por 45 metros, siendo ambas de asfalto y con una elevación de 20 m habiendo despegado, el LV-MGV, desde la cabecera 17.

1.10.2 El lugar donde se precipitó a tierra la aeronave es un campo de golf con ondulaciones y lagunas artificiales, con una elevación aproximada de 20 metros, con árboles de distintos tamaños y especies, desde los 2 a 20 metros de altura y se encuentra ubicado, desde la posición de despegue de la pista 17, a unos 7.500 metros y desplazado hacia la izquierda de la proyección de la pista.

1.10.3 En el Anexo “Bravo” se indica la trayectoria seguida por la aeronave desde el despegue hasta que hizo impacto en el campo de golf.

#### 1.11 Registadores de vuelo

1.11.1 El Registrador de Voces de Cabina (CVR) es marca COLLINS, modelo 642C-1, Número de Parte 522-4057-002 y Número de Serie 745, estaba ubicado en la cola del avión y fue encontrado sobre el terreno entre los restos dispersos a unos 90 metros, aproximadamente, detrás de donde se detuvo la aeronave y sobre la trayectoria de impacto.

1.11.1.1 Este equipo estuvo instalado en otro avión de características similares, registrado como LV-AZV, perteneciente a la flota de la misma empresa y fue desmontado el 06 de marzo de 2000 para una verificación, limpieza y lubricación, establecidas en el Manual de Recorridas 523-0757370 (revisión del 14 de mayo de 1992) provisto por el fabricante ROCKWELL INTERNATIONAL, según consta en la Orden de Trabajo N° 2437/2 del 08 de marzo de 2000.

1.11.1.2 Posteriormente, ya en servicio, fue nuevamente instalado en el LV-AZV hasta el 26 de marzo de 2000, momento en que fue desmontado de esa aeronave e instalado en el LV-MGV.

1.11.1.3 El cambio del equipo fue realizado porque el número de serie 1997, que se encontraba instalado en el LV-MGV, presentaba la novedad de hacer “saltar” el fusible de 28 V.

1.11.1.4 Por razones de orden operativo y programación, la empresa decidió retirar el CVR serie número 745 del LV-AZV e instalarlo en el LV-MGV.

1.11.1.5 Cuando se realizó la desgrabación de los registros, los datos obtenidos no estaban relacionados con el vuelo del accidente, sino a uno muy anterior.

1.11.2 El Registrador de Datos de Vuelo (FDR) marca SUNDSTRAND, modelo F-542, Número de Parte 10019-1, Número de Serie 5292, registraba los parámetros de: altura, velocidad, rumbo y aceleración vertical y estaba ubicado en la cola del avión.

1.11.2.1 Fue encontrado sobre el terreno, entre los restos dispersos y a unos 110 metros aproximadamente, detrás de donde se detuvo la aeronave, sobre la trayectoria de impacto.

1.11.2.2 Es un modelo muy antiguo que registraba mecánicamente sobre una cinta metálica, la variación de los datos pero el equipo no registró los datos del vuelo que finalizó en el accidente, ya que se encontraba fuera de servicio.

1.11.2.3 De los equipos mencionados no fue posible obtener ninguna información para la investigación realizada.

## 1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 La aeronave impactó sobre el terreno, con los flaps y el tren de aterrizaje retraídos y en actitud de nariz arriba y en ese primer impacto el fuselaje se quebró, separándose la parte posterior con los timones, los estabilizadores de profundidad y de dirección.

1.12.2 El rumbo aproximado de desplazamiento era de 120° y quedó detenida con un rumbo de 090°.

1.12.3 Una de las palas de la hélice izquierda dejó en el terreno una marca que indicaba claramente su posición en bandera, en tanto que otras dos se doblaron por la fricción con el terreno.

1.12.4 El motor derecho y las palas de su hélice presentaban deformaciones que indicaron claramente que el impacto con el terreno fue con potencia aplicada.

1.12.5 Las palas dejaron las marcas paralelas típicas de hallarse en funcionamiento, con una separación en metros de 0,50 entre marcas de la primera a la quinta, de 0,66 a la sexta, de 1,60 a la séptima, de 0,90 a la octava y de 1,70 a la novena siendo las restantes marcas poco claras ya que se confundían con otras irregularidades de la superficie.

1.12.6 El resto de la aeronave continuó su desplazamiento montándose, unos 56 m hacia adelante, sobre una irregularidad del terreno de aproximadamente 1 m de altura que actuó como rampa.

1.12.7 Por el “efecto de rampa” el avión se elevó y se desplazó unos 42 metros más adelante; cayendo nuevamente sobre el suelo y continuando el desplazamiento hasta detenerse luego de recorrer 44 metros más.

1.12.8 En esos impactos se rompieron las alas y los tanques de combustible, cuyo contenido se derramó.

1.12.9 Inmediatamente después se inició un incendio que involucró al avión y los tripulantes, con excepción del Despachante de Aeronave que había sido despedido cuando se desprendió la parte posterior del fuselaje.

1.12.10 El motor izquierdo, si bien también sufrió los efectos del impacto contra la superficie, se mantuvo armado y no fue alcanzado por el fuego.

1.12.8 En el Anexo “Charlie” se encuentra detallada, en un gráfico no a escala, la distribución de los restos sobre el terreno.

### 1.13 Información medica y patológica

1.13.1 No se establecieron factores médico / patológicos de los tripulantes que pudieran haber tenido influencia en el accidente.

1.13.2 El deceso de las cuatro personas que se mantuvieron en el fuselaje de la aeronave se produjo a consecuencia de politraumatismos producidos por el choque y posterior incendio, en tanto quien permaneció fuera de la acción del fuego falleció por politraumatismos.

### 1.14 Incendio

1.14.1 La aeronave estaba cargada con una importante cantidad de combustible, que al derramarse por la rotura de los tanques ubicados en los planos y ponerse en contacto con las partes calientes de los motores y los sistemas eléctricos en funcionamiento se inflamó, dando origen al incendio generalizado de la aeronave y la carga.

1.14.2 La parte posterior del fuselaje, quedó fuera del alcance de las llamas.

1.14.3 Los últimos vestigios de fuego fueron extinguidas por los bomberos de Esteban Echeverría que arribaron, aproximadamente, 30 minutos después que se produjo el accidente.

### 1.15 Supervivencia

1.15.1 Según un testigo que trabajaba en ese momento en el campo de golf, luego de haberse detenido el avión logró llegar al costado de la cabina de pilotos, quienes permanecían inermes y asomándose por la ventanilla derecha de la cabina, trató sacarlos pero no logró, por desconocer como operar la apertura del sistema de los arneses de seguridad, liberar los cuerpos de los tripulantes.

1.15.2 Cuando el testigo decidió desplazarse para pedir ayuda, mientras se alejaba, el fuego se propagó de modo tal que no pudo acercarse nuevamente.

## 1.16 Ensayos e investigaciones

### 1.16.1 Inspección del Registro Técnico de Vuelo (RTV)

1.16.1.1 Se revisaron los registros desde principios del año 2003 a la fecha del accidente, observándose que prácticamente no hay novedades registradas.

### 1.16.2 Comprobaciones sobre el motor izquierdo (Nº 1)

1.16.2.1 La investigación se inició en el país con los Investigadores Técnicos de la JIAAC y el asesoramiento de técnicos de las empresas Rolls Royce y Goodrich.

#### 1.16.2.2

1.16.2.2 El motor fue desarmado completamente en los talleres de la empresa operadora, en presencia de los Investigadores Técnicos de la JIAAC. Luego de minuciosos estudios y pruebas, no se encontraron novedades que indicaran que éste motor hubiera tenido alguna falla.

1.16.2.3 Sí se individualizó una pérdida de combustible en una cápsula aneroide, que se conecta con el exterior a través de un conducto que se inicia en la toma de aire del motor, de la unidad de control de combustible (FCU).

1.16.2.4 El personal de la AAIB ([Oficina de investigación de Accidentes de Aviación del Reino Unido](#)) realizó un análisis completo de la FCU, en la empresa Goodrich de Inglaterra, ~~donde poseen~~ ~~disponen de~~ las instalaciones, el banco de pruebas, las herramientas especiales, y la documentación necesaria para realizar este tipo de ensayos.

1.16.2.5 Se recibieron sendos informes de la AAIB y de Goodrich con datos de los estudios metalográficos y de las performances que concluyen en que “la rajadura en el borde de una de las alas del fuelle de la FCU, se habría producido durante el impacto del motor contra el suelo”.

1.16.2.6 El informe de la empresa Goodrich expresa además:

”El seccionamiento de la zona indicada (la de la rajadura) muestra que coincide con otra zona preexistente. La posterior revisión de esta zona reveló que se había producido una rajadura durante la conformación de la platina al inicio de la elaboración, con anterioridad a la fabricación de la pieza. La evidencia muestra que la rajadura no se propagó por todo el espesor del material y que, en un proceso de tratamiento superficial posterior, había sido cubierta con níquel plateado. La rajadura había sido entonces rellenada con soldadura cuando se fabricó el pabellón del fuelle. Los registros muestran que el fuelle fue originalmente elaborado alrededor del año 1980 (la FCU fue fabricada en 1981)”.

“Las zonas marcadas sobre la superficie de la rajadura indican que la propagación se produjo por un mecanismo de sobrecarga; no había evidencia de crecimiento progresivo de la rajadura y / o falla por vibraciones posteriores (daño secundario).

Esto indica claramente que la falla completa de la platina ha sido causada en forma rápida, es decir una carga o fuerza aplicada en un lapso breve o instantáneo (golpe) más que la acción de una carga o fuerza aplicada en forma lenta durante un período.”

“La falla completa de la sección de platina se ha producido por un mecanismo de sobrecarga.”

“El examen de las secciones efectuado a través de la abertura del conjunto de fuelle y la zona asociada del pabellón, revela que no existen evidencias de agrietamientos en la platina.”

“El control indicado en el material de la platina revela que ha sido fabricada con el material correcto y recibido tratamiento térmico satisfactorio. Mediciones del espesor de la platina indican que estaba de acuerdo con los requerimientos de los planos.”

Conclusión:

“Por lo tanto, la posibilidad de que la platina se haya roto antes del accidente no podría ser totalmente desestimada, aunque la ausencia de fallas posteriores (o secundarias) por vibraciones, lo harían improbable”.

“En vista de las evidencias, la causa más probable de la pérdida encontrada en el fuelle, es que se haya debido al impacto”.

“Tanto las evidencias de los ensayos de funcionamiento como los resultados de los extensos exámenes físicos de los componentes del sistema de combustible coinciden en que no hay evidencias que pudieran haber dado lugar a que la pérdida de la aeronave sea atribuible a los componentes del sistema de combustible de Goodrich”. (traducción no oficial)

1.16.2.7 El informe definitivo de Rolls Royce considera que la causa más probable de la rotura del fuelle de la cápsula fue un pico de presión en el combustible que circundaba el área exterior del fuelle. Este pulso de presión, muy posiblemente se haya generado por altas cargas “G” resultantes de la secuencia del accidente, que actuaron sobre el combustible contenido en el tanque colector.

1.16.2.8 Se inspeccionó, también en la empresa Goodrich, la bomba de alta presión de combustible, sin que se encontraran novedades.

1.16.2.9 Fueron enviadas para su ensayo, en la empresa Dowty Rotol, también a través de la AAIB, ambas unidades de control de hélice (PCU) Parte N° CU84, resultando del informe emitido, lo siguiente:

“Para la serie número DRG/1426/67 (motor izquierdo) ninguna evidencia fue hallada que pudiese resultar en un deterioro súbito de la performance o mal funcionamiento durante el vuelo accidentado.”

“Para la serie número DRG/50/67 (motor derecho) no hay evidencia de defectos

previos al impacto que hayan sido encontrados durante el desarme de la unidad y sus condiciones son las típicas de un elemento con mucho tiempo de servicio que se envía para su recorrida.”

1.16.2.10 Se comprobó que el motor izquierdo estaba detenido desde antes que el avión hiciera impacto en la superficie, debido a las huellas características que las palas de la hélice dejaron sobre el terreno. Además, las varillas del comando de potencia (RPM) tanto en la unidad de control de combustible como del agua metanol se encontraban en una posición que correspondía al 80 % de la potencia y la posición del compensador de combustible (fuel trimmer) estaba en la posición que correspondía al 100 %; dicha posición no pudo variar con el impacto, lo cual confirma que habría actuado la bandera automática.

1.16.2.11 Las varillas del comando de combustible (HPC) tanto en la unidad control de combustible como en la unidad de hélice fueron encontradas en posición “sin tope” (o abierto).

1.16.2.12 La caja de accesorios se destruyó completamente por el impacto y solo se partió la carcasa protectora del reductor de la hélice.

1.16.2.13 En el informe sobre la investigación realizada en ambos motores, el representante de la Rolls Royce manifestó que se trabajó con la hipótesis de una rotura en vuelo de la cápsula aneroide, mencionada en 1.16.2.5 y 1.16.2.6, concluyendo que una pérdida de combustible a través de ella, no modificaría sensiblemente el régimen del motor.

1.16.2.14 El informe definitivo de Rolls Royce considera que en la improbable situación que la fractura en el fuelle de la cápsula hubiese estado presente antes del accidente, hubiera resultado en una pérdida de combustible en la entrada del motor.

1.16.2.15 En el caso más desfavorable planteado (mayor tamaño alcanzado por la fisura aún después de las pruebas en banco post-accidente), las consecuencias hubiesen sido: un incremento de la TGT (65° C), resultando por sobre la línea roja del límite para despegue (810° C); un incremento en la presión de torque (44 psi) y un aumento de la potencia (220 SHP).

1.16.2.16 El fabricante considera que esta situación podría haber sido controlada por el piloto y no habría resultado en una detención del motor o pérdida de su potencia.

### 1.16.3 Comprobaciones sobre el motor derecho (Nº 2)

1.16.3.1 Este motor sufrió los efectos del impacto mientras desarrollaba potencia, por las marcas en el terreno y el tipo de deformación de la hélice; se separó en tres partes y luego fue alcanzado por el fuego.

1.16.3.2 Las investigaciones sobre la FCU de este motor, realizadas en la empresa Goodrich, revelan que no tuvo ningún tipo de falla a pesar de haber sufrido un impacto mucho mayor que el otro motor; lo mismo ocurrió con la bomba de

combustible de alta presión.

1.16.3.3 Personal de la JIAAC, junto a especialistas nacionales en el motor, realizaron una investigación paralela para tratar de separar las partes deformadas por el impacto e individualizar las zonas que podrían haber sufrido sobretemperaturas de funcionamiento, durante un probable reencendido "en caliente".

1.16.3.4 El análisis efectuado en los talleres de la empresa Aerolíneas Argentinas, indicó en las conclusiones, que no había indicios de sobretemperaturas en la zona caliente del motor. Con lo cual se descartó la hipótesis que durante el vuelo, el motor se detuvo o fue detenido inadvertidamente y de in-mediató reencendido.

1.16.4 consideraciones sobre las hélices.

1.16.4.1 Asimismo, el personal de la JIAAC con la colaboración de personal del taller CATA y de un taller especializado en hélices, determinaron la posición angular de las palas de ambos motores en base a la posición interna de los mecanismos de los componentes del sistema de control de paso.

1.16.4.2 Esto permitió determinar que en la hélice del motor izquierdo, el paso era de 68.5° próximo a la posición de bandera (mínima resistencia al avance) y en el derecho 23.8° (indicando que el motor proporcionaba potencia).

1.16.5 Performance de la aeronave con un motor detenido.

1.16.5.1 La presentación de las actuaciones del avión es del tipo gráfico y se consideran valores hasta el peso máximo de despegue de la aeronave.

1.16.5.2 Debido a que estaba excedido, según lo expresado en el punto 1.6.4, no se pudieron realizar los cálculos para obtener la performance de despegue para una longitud de pista disponible (TODA) de 3.105 m.

1.16.5.3 La trayectoria y estimación aproximada de la velocidad de descenso fueron obtenidas de la grabación radar.

1.16.5.4 En Anexo "Delta" se detalla en un gráfico la información obtenida por el radar, a la cual se han agregado parte de las grabaciones de las comunicaciones de la Torre de Control Ezeiza y del Centro de Control de Area Ezeiza para facilitar su comprensión.

1.16.5.5 Con equipos GPS se verificaron las posiciones y distancias existentes entre la pista utilizada, la posición de la antena del radar y el lugar de impacto de la aeronave, para componer un análisis gráfico del vuelo pero no se obtuvieron datos relevantes que permitan asumir alguna razón sobre la pérdida de altura y el impacto en la superficie.

1.16.5.6 De acuerdo con la separación entre las primeras marcas dejadas en el terreno por la hélice del motor derecho (párrafo 1.12.3) y el ángulo de paso estimado de la misma hélice (párrafo 1.16.3.4), Rolls Royce calculó en su informe, que para una potencia muy cercana a la máxima velocidad operativa del motor

(15.000 rpm), la aeronave habría tocado el terreno a una velocidad aproximada de 90 / 91 nudos (respecto a tierra).

#### 1.16.6 Datos de los registradores

1.16.6.1 En el Centro Técnico de Mantenimiento DNA 1-B-119 / FAA AISY 117C (Taller de Aerolíneas Argentinas) el 27 de Octubre de 2003 se procedió a desgrabar el contenido de la cinta del Grabador de Voces de Cabina (CVR) Número de serie 745.

1.16.6.2 Al desmontar el recubrimiento del equipo fueron encontrados sueltos dos transistores, en el interior del chasis, los cuales se identificaron como Q506 y Q1102 de acuerdo a las designaciones obtenidas en el Manual de Reparaciones del Equipo, los mismos fueron colocados en su correspondiente zócalo, permitiendo así operar la unidad como reproductor de la cinta.

1.16.6.3 También al desmontar la carcasa para protección de la cinta, se notó la ausencia del dispositivo de traba cinta (ítem 82/83) pero ello no fue impedimento para obtener la reproducción desde la misma unidad.

1.16.6.4 Se constató la presencia de un componente no original, identificado como PAD FELT (ítem 23) cuyas felpas se encontraban deformadas, pudiendo ocasionar que un canal grabe con mayor o menor nivel que otro.

1.16.6.5 Se observó en el carretel porta cinta que, de los tres rodillos prensa cinta (ítem 104) solo uno estaba presionando correctamente el carretel para uniformar el enrollado de la cinta.

1.16.6.6 Cuando se reprodujo la grabación, se observó que el canal # 1 no tenía registros, los canales # 2 y # 3 tenían los mismos sonidos, el canal # 3 estaba saturado, en el canal # 4 se escuchaban voces y sonidos de la cabina y en el canal "TODOS" (ALL) se escuchaba todo en conjunto.

1.16.6.7 Se colocó la cinta en un equipo en servicio, de iguales características, con el número de serie 4041, el cual reprodujo la grabación exactamente como la unidad que equipaba al avión accidentado.

1.16.6.8 Se efectuó esta operación para determinar si el canal # 1 tenía registros, estableciéndose que no contenía grabaciones. Según el manual del fabricante, éste canal corresponde al técnico de vuelo.

1.16.6.9 Se colocó una cinta nueva en el equipo número de serie 745 y se realizó una prueba de funcionamiento del mismo, determinándose que grababa correctamente en los cuatro canales.

1.16.6.10 También se realizó otra comprobación con el mismo equipo y sin el transistor Q1102, determinándose que la unidad quedaba inoperativa, por lo que no era posible comprobar el funcionamiento del equipo a bordo de la aeronave, antes de un vuelo.

1.16.6.11 Además se realizó la comprobación funcional, sin el transistor Q506, determinándose que no es posible monitorear la grabación mientras la unidad graba.

1.16.6.12 En la cinta están registradas las emisiones de una radio e instrucciones de tránsito aéreo, donde se mencionan vuelos de LAPA y sobre un avión DASH que se estima perteneció a Southern Winds, lo cual revela que era una grabación antigua, ya que LAPA no opera desde hace tiempo y SW ya no posee los aviones DASH.

1.16.6.13 Según información obtenida de LAFSA (Líneas Aéreas Federales SA) la empresa LAPA registra un último vuelo en abril de 2003, y la empresa Southern Winds la última actividad con los DASH-8 fue en setiembre de 2002.

1.16.6.14 El equipo no registró las comunicaciones del vuelo que finalizó en el accidente ni los precedentes por algún motivo que no fue posible establecer en la investigación.

1.16.6.15 El Registrador de Datos de Vuelo (FDR) fue enviado a la AAIB, en Inglaterra, para obtener la información disponible debido a la falta de equipamiento para su lectura en el país.

1.16.6.16 El informe recibido indicó que no tenía registrado ningún dato relacionado con el vuelo del accidente, agregando que procedimientos no habituales de mantenimiento, dieron lugar a que no se registraran datos y también se observó que, la hoja donde se graban los datos, había sido reutilizada lo cual es contrario a los procedimientos establecidos.

1.16.6.17 Finalmente, en el informe queda reflejada la obsolescencia de este tipo de registrador.

1.16.6.18 Sobre este aspecto, se estableció que la empresa CATA Línea Aérea SA había sido dispensada a postergar, hasta el 31 de diciembre de 2009, el reemplazo del equipo por uno de tecnología más avanzada y con mayor número de parámetros para registrar. Esto implicaba que el equipo debía ser mantenido en servicio y prestar la utilidad para la cual estaba instalado.

#### 1.16.7 Puesta en bandera automática

1.16.7.1 Esta aeronave está equipada con un sistema de puesta en bandera de la hélice, en forma automática. El sistema puede actuar solo en vuelo y cuando se encuentran las condiciones siguientes:

- 1º) El torque de cada motor indica más de 50 psi
- 2º) Los aceleradores están a más de 13.000 RPM
- 3º) Las HPC están abiertas o sin tope
- 4º) Que el otro motor no esté con la hélice en bandera y funcionando a un régimen normal de entre 14.500 a 14.800 RPM.

1.16.7.2 Si en vuelo se produce una variación en el torque y éste alcanza valores por debajo de 50 psi, la hélice “se va a bandera” y simultáneamente se conecta un “relay” que impide que la otra hélice también “vaya a bandera automática”.

1.16.7.3 Cuando actúa este “relay” de aislación, previene la bandera en la otra hélice, cierra la válvula de suministro de agua metanol en el motor detenido y además se abre la válvula de drenaje.

## 1.17 Información orgánica y de dirección

1.17.1 La Empresa CATA Línea Aérea SA posee el Certificado de Explotador de Servicios Aéreos N° CRA193 en vigencia desde el 6 de mayo de 2003 hasta el 6 de mayo de 2005.

1.17.2 En el mismo se autoriza a explotar "Servicios de transporte aéreo, comercial no regulares, internos e internacionales de pasajeros y carga, utilizando aeronaves sin límite de porte y servicios regulares internos de pasajeros, carga y correo, utilizando aeronaves sin límite de porte en las rutas autorizadas por la Dirección Nacional de Transporte Aerocomercial".

1.17.3 El Certificado fue otorgado por disposición N° 37/ 2003 del CRA y en el “Anexo I” del certificado se registran las aeronaves afectadas, cuyas matrículas son:

- 1) LV-AZV Fairchild F-27-J.
- 2) LV-RBO Fairchild F-27-J.
- 3) LV-MGV Fairchild FH-227B.

1.17.4 En el “Anexo II” al Certificado se registran los tripulantes afectados a la empresa, entre los que figuran los dos pilotos accidentados.

1.17.5 La modalidad de la relación laboral entre los Pilotos y la Empresa era la correspondiente al encuadre para personal “autónomo”.

1.17.6 Quien se encontraba a la derecha, no a los mandos, en el momento del accidente, era el Comandante de Aeronave y ejercía las funciones de Gerente de Operaciones.

1.17.7 Este tripulante también mantenía una relación laboral como la expresada.

## 1.18 Información adicional

1.18.1 Se ha recabado la opinión de pilotos con experiencia general de vuelo y en la aeronave, para evaluar adecuadamente las posibilidades de vuelo en este tipo de avión, con un motor detenido y con el exceso de peso determinado en la investigación y otros aspectos del vuelo y, en general, todos coincidieron en que el vuelo en condiciones como las mencionadas requiere de una extrema prolijidad.

1.18.2 El análisis de las grabaciones registradas en la Torre de Control Ezeiza, por parte de otros pilotos pertenecientes a la misma empresa, posibilitó individualizar las voces de quienes estaban en la cabina de vuelo y las posiciones en las que se encontraban.

1.18.3 El informe definitivo del fabricante de los motores (Rolls Royce) fue recibido en la JIAAC, a través de un correo electrónico de la AAIB, el 18 de octubre de 2004.

## 1.19 Técnicas útiles y eficaces

1.19.1 Las técnicas de investigación aplicadas fueron las habituales para este tipo de accidentes.

## 2 ANÁLISIS

### 2.1 Aspecto operativo

#### 2.1.1 Combustible para el vuelo

2.1.1.1 Sobre la cantidad de combustible cargado en la aeronave, se pudo determinar que era el correspondiente para llegar al destino previsto, más el necesario hasta la alternativa más lejana y el remanente exigido por las normas para el tipo de vuelo.

2.1.1.2 De haber reducido el combustible para ajustarse a los valores del peso máximo de despegue, habrían llegado a Corrientes con un remanente de entre 10 y 15 minutos de autonomía de vuelo.

#### 2.1.2 Operación en vuelo de la aeronave.

2.1.2.1 Durante la investigación se han planteado algunos aspectos sobre la operación de la aeronave, desde el momento en que se inició la fase del despegue, hasta el impacto sobre la superficie.

2.1.2.2 Un aspecto fue tratar de establecer por qué la tripulación tuvo intención de “volver a la pista”, inmediatamente después del despegue. Las comunicaciones entre la tripulación del CT 760 y el Operador de Ezeiza Torre, indican claramente que desde la aeronave solicitaron volver a la pista.

2.1.2.3 Por ello se analizó la posibilidad que estuviera relacionada con la detención del motor izquierdo.

2.1.2.4 En los ensayos realizados sobre los restos, no fue posible establecer fehacientemente la causa de la detención del motor izquierdo. A partir del momento en que el motor evidenció fallas, la tripulación habría intentado volver a aterrizar, debiendo para ello haber realizado un viraje por derecha.

2.1.2.5 Sin embargo la trayectoria real seguida por la aeronave indicó el desvío hacia la izquierda de la senda de despegue, hasta que impactó en la superficie.

2.1.2.6 En este aspecto debe tenerse en cuenta que la operación era en condiciones de vuelo nocturno, con algunas referencias visuales provenientes de las luces de la zona poblada.

2.1.2.7 Estas, en caso de que se estuviera volando por referencias visuales, aunque no son muy densas, habrían generado suficientes referencias para mantener, al menos, la posición de las alas niveladas. Prueba de ello es que la aeronave impactó nivelada, con actitud de nariz arriba.

2.1.2.8 Se investigó la posibilidad de que ,después que se detuvo el motor izquierdo, cuando la aeronave comenzó a perder velocidad, la tripulación haya operado los flaps “para disminuir la velocidad de pérdida”.

2.1.2.9 Esta posibilidad fue descartada porque los tornillos sin fin, que actúan en la extensión y retracción de los flaps, estaban en posición de retraídos, al igual que el fiel de indicación en la cabina de vuelo.

2.1.2.10 Asimismo se comprobó que el comando de emergencia no fue accionado, porque el fiel indicador hubiera pasado más allá de la posición 0º, a la que retorna solo una vez que es regulado en tierra.

2.1.2.11 Por otra parte, si los flaps hubieran sido extendidos para disminuir la velocidad de pérdida, es lógico suponer que no fueron retraídos nuevamente, además, la “cultura aeronáutica” desde la formación de los pilotos, permiten asumir que esa operación no fue realizada.

2.1.2.12 La posibilidad de que, luego de la detención del motor izquierdo, se haya realizado, erróneamente, “la confirmación de motor detenido” sobre el operativo (derecho) fue analizada a partir de la expresión de desaprobación, que se obtuvo de las grabaciones de Ezeiza Torre. Ésta fue realizada por quien se desempeñaba en la posición de piloto.

2.1.2.13 Esta expresión podría haber estado relacionada con que el piloto no esperaba una situación como la indicada en el párrafo anterior, pero fue descartada, porque de haberse realizado confirmación de la detención del motor, al cumplir con lo establecido en la Lista de Control de Procedimientos (LCP) una vez que se inició el proceso de la detención de motor, éste no es posible de ser interrumpido.

2.1.2.14 Suponiendo que se accionó el comando de la HPC para detener el motor e inmediatamente tratar de reencender el motor, hubiera generado una inyección de combustible y en la cámara de combustión debería haberse generado un exceso de temperatura en los álabes de la turbina.

2.1.2.15 Para analizar esta posibilidad se realizaron ensayos en los talleres de Aerolíneas Argentinas SA que permitieron establecer que no hubo sobre temperatura en los álabes, por lo que se descartó esta hipótesis.

2.1.2.16 En el párrafo 1.6.4 se estableció que la aeronave fue utilizada con un

exceso de 775,59 kg de peso, por sobre el máximo para el despegue (MTOW) y el Manual de Vuelo no permite determinar las posibilidades reales de continuar el vuelo con este sobrepeso y con un motor detenido.

2.1.2.17 Las condiciones en el momento del accidente eran elevación casi nivel del mar, temperatura 16,4° C (ISA + 1,4° C) y el peso de despegue 21.427,59 kg.

2.1.2.18 El vuelo en las condiciones mencionadas, considerando el exceso de peso que tenía la aeronave y un motor detenido, hubo de requerir una técnica de vuelo muy precisa por los escasos márgenes sobre posibles errores en el empleo de los comandos de vuelo.

2.1.2.19 La velocidad de descenso no pudo ser calculada, sino estimada, por no existir referencias concretas en las tablas de performances del avión y porque no fue posible establecer con certeza en qué momento del despegue o el ascenso, la aeronave comenzó a ser operada con un solo motor.

2.1.2.20 Mediante la información radar grabada, mientras la aeronave proporcionó un eco primario y/o secundario, la velocidad de descenso fue de 1,53 m/seg, aproximadamente.

2.1.2.21 Luego, cuando se perdió el contacto radar en función de la altura perdida y el tiempo hasta el momento del impacto habría descendido a razón de 11,1 m/seg aproximadamente..

2.1.2.22 La maniobra final, el descenso forzoso con un motor detenido en condiciones nocturnas y la baja altura, pudieron haber llevado la aeronave a volar en lo definido como “segundo régimen” por haberse tratado, en algún momento, de mantener altura con el comando de elevación y de esa manera, contrariamente a lo deseado, aumentar el régimen de descenso con nariz arriba y acercándola a una pérdida de sustentación, sin que el piloto hubiera podido mejorar esa situación.

2.1.2.23 Aunque no es comprobable, un testigo no calificado expresó “que el avión descendía con ligeros cabeceos y que, en determinado momento, cayó de golpe contra el suelo”.

2.1.2.24 También podría haberse iniciado el mayor régimen de descenso, por un inoportuno accionamiento de otros mandos tales como el corte del agua metanol.

2.1.2.25 De hecho el despegue, debido al peso calculado para el despacho, fue húmedo, con utilización de agua metanol.

2.1.2.26 Suponer que cortaron la inyección de agua metanol, lo cual reduce la potencia en forma significativa, no aparece como una acción que los pilotos hayan intentado.

2.1.2.27 Las condiciones climáticas no tuvieron influencia en el accidente, aunque debe tenerse en cuenta que la operación se realizó en condiciones de vuelo

nocturno, con una aeronave excedida en el Peso Máximo de Despegue y con un motor detenido; todo ello compone un escenario complejo como para controlar una situación de emergencia y que la tripulación de vuelo no pudo superar.

### 2.1.3 Factores latentes en la organización

2.1.3.1 La empresa editorial que contrató el vuelo, informó los que serían valores reales del peso de la carga y por ello no pudo establecerse por qué la tripulación decidió transportarla excediendo la capacidad de la aeronave.

2.1.3.2 En el Despacho Operativo no se tuvieron en cuenta los pesos del total de personas a bordo, los elementos para el mantenimiento de la aeronave, la carga total de combustible y el agua metanol.

2.1.3.3 La tripulación podría haber llegado a pensar que ese exceso no implicaba un peligro, debido a la longitud de pista disponible, la elevación de la misma y las condiciones atmosféricas imperantes.

2.1.3.4 Muy posiblemente las condiciones impuestas para la operación, llevaron a la aceptación de esa situación o condición de vuelo. Esta aceptación es relativa, según cada tipo de personalidad y condicionamiento del entorno (pares, empresarial o laboral), según cada persona.

2.1.3.5 Las consideraciones anteriores no tienen por objeto determinar responsabilidades, sino hallar las causas originadas en factores de organización, que habrían permanecido en estado latente y que pudieron pasar a ser factores directos cuando se dieron las circunstancias que las pusieron al descubierto, como fue la detención del motor izquierdo durante el despegue y el ascenso inicial.

2.1.3.6 La relación del personal de tripulantes con la empresa era "...la correspondiente al encuadre para personal autónomo" (sic). Este tipo de relación, si bien está prevista en la legislación laboral, no aparece como la más conveniente en el ámbito aeronáutico, a partir que el personal (factor humano) representa el eje de un sistema complejo como es el medio aeronáutico.

## 2.2 Factores técnicos

2.2.1 De los estudios y análisis realizados sobre el material, tanto en laboratorios y talleres nacionales, como en los talleres y laboratorios de los fabricantes en el exterior, no se pudieron obtener referencias de fallas en el funcionamiento de los motores o hélices, ni de sistemas que pudieran causar la detención o falla de funcionamiento, por lo que no es posible definir en forma fehaciente el motivo de la detención del motor izquierdo. Sí es un hecho comprobado que el motor se detuvo y la hélice se colocó "en bandera" (o posición de mínima resistencia) en forma automática.

## 3 CONCLUSIONES

### 3.1 Hechos definidos

- 3.1.1 La tripulación estaba habilitada y disponía de la aptitud psicofísica para realizar el vuelo.
- 3.1.2 El mantenimiento de la aeronave era adecuado y se ajustaba a los planes para este tipo de aeronaves.
- 3.1.3 Las condiciones meteorológicas no influyeron en el accidente, excepto la condición de vuelo nocturno.
- 3.1.4 La aeronave fue operada sobre el Peso Máximo de Despegue permitido (MTOW) y el exceso de peso calculado fue de 775,59 kg.
- 3.1.5 La carga de diarios consignada en el Despacho Operativo fue de 472,70 kg en menos.
- 3.1.6 El peso del combustible y el agua metanol, incluidos en el Despacho Operativo eran menores a los correspondientes a las cantidades en tanques luego de las cargas realizadas en el Aeropuerto Ezeiza.
- 3.1.7 En el Despacho Operativo no se incluyeron los pesos de la totalidad de las personas a bordo y los elementos para el mantenimiento de la aeronave.
- 3.1.8 La tripulación, luego del despegue, solicitó regresar a la pista sin informar el motivo y virar por la derecha.
- 3.1.9 El regreso no se concretó, probablemente, ante la imposibilidad de controlar la aeronave en condiciones seguras.
- 3.1.10 La hélice del motor izquierdo impactó el suelo en posición de bandera y con el motor detenido.
- 3.1.11 La hélice del motor izquierdo “se fue a bandera”, en forma automática.
- 3.1.12 El motor derecho, en el momento del impacto, estaba en funcionamiento y entregando potencia.
- 3.1.13 El Registrador de Voces en Cabina (CVR) estaba fuera de servicio.
- 3.1.14 El Registrador de Datos de Vuelo (FDR) además de ser muy antiguo, poco confiable, con escasos parámetros de registro; había sido objeto de un mantenimiento inadecuado y no registraba información.
- 3.1.15 Se obtuvieron datos tomados de las grabaciones del radar en el Centro de Control de Area Ezeiza.
- 3.1.16 Se obtuvieron datos de la grabación de las comunicaciones entre el Operador de la Torre de Control Ezeiza y la tripulación de vuelo.
- 3.1.17 No se ha podido establecer el motivo de la expresión prolongada (No.....) que habría emitido el piloto en los mandos.

3.1.18 La planilla de Peso y Balanceo (Despacho Operativo) no dispone de los suficientes espacios para consignar los elementos que integran, en conjunto, el peso de operación de la aeronave.

3.1.19 La relación laboral de los tripulantes no aparece como la más adecuada, teniendo en cuenta que la empresa puede explotar servicios regulares para el transporte de pasajeros, nacional e internacional.

## 3.2 Causa

Durante un vuelo de transporte de carga no regular, en la fase del despegue, detención de un motor y pérdida de altura de la aeronave con posterior impacto contra el terreno, por motivos que pueden relacionarse con un exceso de peso, por sobre el Peso Máximo de Despegue y la detención en vuelo de un motor, en forma automática, por motivos indeterminados.

## 4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

### 4.1 A la Empresa CATA Línea Aérea SA

4.1.1 El vuelo fue iniciado con un exceso de peso por sobre el Peso Máximo de Despegue permitido, lo cual representa un inadecuado empleo de la aeronave, en función de las limitaciones prescritas en los Manuales de Vuelo y en las tablas de performances. Por lo expresado, se recomienda la aplicación de un plan de instrucción y medidas de orden empresario, con la finalidad de establecer una clara aplicación de los conceptos y limitaciones en la operación de las aeronaves y contribuir a la seguridad operacional.

4.1.2 Además y directamente relacionado con lo expresado en el párrafo anterior, la utilización de planillas para calcular el peso de operación de las aeronaves, sin los suficientes espacios para consignar la totalidad de la carga y pasajeros a bordo, puede crear situaciones confusas, en el momento de la toma de decisiones por parte de los Comandantes de Aeronaves. Por lo expresado, se recomienda la revisión de la documentación que emplean los Despachantes de Aeronaves y evaluar los contenidos para diseñar un formulario acorde a las necesidades operativas y funcionales de la empresa.

4.1.3 Si bien la empresa había sido dispensada en la oportunidad para reemplazar el equipo FDR, ni éste, ni el CVR, al momento del accidente, registraron información útil para establecer con mejor probabilidad de certeza, las causales del accidente. Por lo expresado, se recomienda aplicar los procedimientos para el mantenimiento de los equipos y la vigilancia sobre su funcionamiento, de acuerdo a lo establecido en la documentación técnica aplicable.

4.1.4 La operación de aeronaves por parte de una tripulación de varios miembros, implica la realización de tareas distribuidas y coordinadas con antelación, de tal manera que, ante situaciones que se aparten de los procedimientos normales, los tripulantes reaccionen e interactúen adecuadamente y sin aumentar los riesgos potenciales propios de las actividades aeronáuticas. Por lo expresado,

se recomienda aplicar un programa de instrucción relativo al Gerenciamiento de los Recursos Humanos (CRM) en el que se incluya a todo el personal de mantenimiento, apoyo y que cumple funciones a bordo, para contribuir a la seguridad operacional.

#### 4.2 A la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad

4.2.1 Debido a que en ciertas oportunidades, cuando se ha tenido que recurrir a la información registrada en los FDR y CVR, no ha sido posible obtener registros o estos fueron insuficientes, debido a condiciones de fuera de servicio, escasos parámetros de registro, falta de mantenimiento o de dispositivos para control sobre el estado previo a los vuelos; se sugiere la posibilidad de anticipar el reemplazo de los FDR, como el que equipaba al LV-MGV, por equipos de tecnología avanzada, y necesidad de poner especial énfasis, en las inspecciones que se realicen para el control del estado en servicio de los FDR; de tal manera que se asegure la fuente de información para la que han sido previstos a bordo de las aeronaves.

#### 4.3 A la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas

4.3.1 Dado que la relación laboral entre la empresa y los tripulantes no pareciera ser la más conveniente, se sugiere analizar, con la intervención de todos los sectores involucrados, si esta forma de relación resulta adecuada para el ámbito aeronáutico para una empresa autorizada a realizar transporte aéreo regular nacional e internacional.

### 5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES.

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas por la Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes en un plazo nunca mayor a SESENTA (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo.

(Disposición Nº 51/02 Comandante de Regiones Aéreas (19 JUL 02) publicada en el Boletín Oficial del 23 de julio de 2002)

La mencionada información deberá ser dirigida a:  
Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil  
Comodoro Pedro Zanni 250  
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo  
(1104) Ciudad Autónoma de Buenos Aires  
o a la dirección E-mail

[buecrp@faa.mil.ar](mailto:buecrp@faa.mil.ar)

#### ANEXOS

Anexo ALFA  
cho Operativo

Apéndice 1 – Comparación de pesos incluidos en el Despa-

Apéndice 2 – Despacho Operativo  
Apéndice 3 - Remito de la carga

Anexo BRAVO      Trayectoria de la aeronave desde el despegue hasta el lugar del impacto

Anexo CHARLIE      Distribución de los restos sobre el terreno

Anexo DELTA                      Información radar del ACC Ezeiza

Buenos Aires, 29 de noviembre de 2004

Investigador Técnico

Investigador Operativo

Director de Investigaciones