



COMISION DE INVESTIGACION Y PREVENCION DE ACCIDENTES AERONAUTICOS

EXPEDIENTE Nº RA01/96
ALA028 s/ACC

AERONAVE: DC-8-55-F MATRICULA: HK3979

PROPIETARIO: LINEAS AEREAS DEL CARIBE

TRIPULACION: PILOTO: JOSE HERNANDO MUÑOZ RUIZ

COPILOTO: JOSÉ ANTONIO KARP SALAZAR

ING: HERNANDO SANCHEZ LOPEZ

LUGAR DEL ACCIDENTE: MARIANO ROQUE ALONSO - RCA. DEL PARAGUAY

FECHA: 04-FEB-96

CLASIFICACION: ACCIDENTE

INVESTIGADORES: INVESTIGADOR ENCARGADO: CTA/ESP NELSON E. GARCIA



Nelson E. Garcia
Cta/Esp. NELSON E. GARCIA
JEFE DE LA C.I.P.A.A.

BORRADOR

INFORME FINAL ALA 028 S/ACCIDENTE

SINOPSIS

En fecha 4 de Febrero de 1.996, a las 14:12 horas local, la aeronave McDONNELL DOUGLAS, DC-8-55, con matrícula colombiana HK-3979, operado por Líneas Aéreas del Caribe como vuelo ALA028, se estrelló en un barrio residencial ubicado próximo a Asunción, Paraguay luego del despegue del Aeropuerto Internacional Silvio Pettirossi, teniendo como destino previsto el Aeropuerto de Campinas, Brasil. En la hora del accidente, las condiciones meteorológicas no eran desfavorables habiendo sido llenado un Plan de Vuelo IFR. La aeronave fue totalmente destruida por las fuerzas de impacto e incendio post impacto. Los tres tripulantes y un pasajero a bordo resultaron con lesiones mortales además de 18 personas que se encontraban en la superficie a la hora del accidente. (1) (2)

El vuelo se originó en Barranquilla, Colombia en Febrero 3 de 1.996.

I- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 RESEÑA DEL VUELO

En Febrero 3 de 1.996, se originó el vuelo ALA027 con el propósito de trasladar carga desde Barranquilla, Colombia hacia Asunción, Paraguay, dicho vuelo estaba arrendado por la empresa ALAS PARAGUAYAS con sede en la última ciudad citada.

La tripulación permaneció doce horas en tierra luego de su arribo a Asunción a fin de continuar el vuelo con destino a la ciudad de Campinas, Brasil ahora como vuelo ALA 028 para trasladar carga de esa ciudad, aclarándose que dicho vuelo se realizaría vacío con solo trece pallets, cuyo peso era de aproximadamente 3.731 libras y colocadas en una estación over wing. (En la posición 7 aparentemente) .

No se reportaron dificultades o anomalías en la preparación de pre-vuelo, cargándose solo dos galones de fluido hidráulico y 22.000 litros de combustible iniciando el taxi con un peso de 169.229 libras con el centro de gravedad calculado en 24% según datos obtenidos. El rodaje se inició a las 14: 05 hora local y según testigos oculares situados en la plataforma, el despegue, rotación y ascenso inicial fue aparentemente normal.

La pista 02 (11.029 pies de largo) fue utilizada para el despegue y los Controladores de Tránsito Aéreo de la Torre de Control reportaron que la aeronave dejó el suelo en las proximidades del TAXIWAY CHARLIE (aproximadamente 4.477 pies de la cabecera).



El Supervisor de la Torre de Control reportó que observó a la aeronave en la proximidad de la intersección DELTA (aproximadamente 8.954 pies de la cabecera) con una inusual actitud de nariz muy arriba, estimando su altitud entre 1.300 y 1.500 pies en relación al terreno y con alabeo hacia la izquierda, desviándose del eje de pista, como si estuviese tratando de subir, pero retrocediendo con nariz arriba e inclinación por izquierda. Ante esta situación que evidenciaba un inminente impacto contra el suelo activó el Plan de Emergencias del Aeropuerto. Su impresión acerca de la actitud de la aeronave era como si "una hoja estuviese cayendo" y observó como descendía con relativa nariz abajo y posterior explotaba en tierra. Los controladores reportaron que los trenes de aterrizajes estaban abajo en la porción de tiempo que divisaron a la aeronave en vuelo, no observando nada inusual de la misma ni presencia de pájaros.

Testigos en la superficie cerca de la escena del accidente reportaron haber visto a la aeronave descendiendo con un gran ángulo de descenso pero con una razonable actitud plana de pitch. La aeronave fue descrita como "caída del cielo" por los vecinos de la ciudad de Mariano Roque Alonso, en un lugar que se encuentra a 1.500 metros del fin de la pista 02 y a 1.500 metros de la prolongación de su eje.

En el impacto la aeronave destruyó varias casas y falleciendo 18 personas en la superficie en donde se estaban realizando actividades deportivas.

(A)

1.2 LESIONES A PERSONAS

Las cuatro personas a bordo de la aeronave, quienes eran el Capitán, el Primer Oficial, el Ingeniero de Vuelo y un pasajero sufrieron heridas fatales en el impacto y post-incendio. Diez y ocho personas en la superficie murieron, algunas de ellas estaban participando de actividades deportivas y otras observando las mismas.

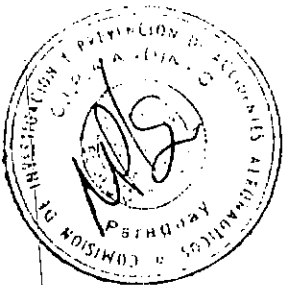
LESIONES	TRIPULACIÓN	PASAJEROS	OTROS
MORTALES	03	01	18
GRAVES			02
ILESOS			
TOTALES	03	01	20

1.3 DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

La aeronave resultó totalmente destruida por el impacto e incendio post-impacto.

1.4 OTROS DAÑOS

Varias casas residenciales fueron destruidas en la superficie, además de murallas y alambras de casas circunvecinas. Vidrios de ventanas también resultaron con roturas.



1.5 INFORMACIÓN SOBRE LA TRIPULACIÓN

1.5.1 CAPITÁN

El Capitán, José Hernando Muñoz Ruiz, poseía un Certificado Aeronáutico colombiano número PLT1232 y habilitado para DC-8. (3)

Su certificado indicaba que la última adición autorizada, PIL DC-8, era de fecha 02-NOV-95. Poseía un Certificado Médico Clase 1 y válido hasta el 1 de Abril de 1.996. Su récord personal presentaba unas 9.100:00 horas de las cuales 5.919:27 en DC-8.

Su reciente experiencia de vuelo reportaba 228 horas en los últimos 90 días, 73 horas en los últimos 30 días y 7:55 horas en las últimas 24 horas.

1.5.2 PRIMER OFICIAL

El Primer Oficial, José Antonio Karpf, poseía un Certificado Aeronáutico colombiano número PC4886 y habilitado para DC-8.

Su Certificado indicaba su última validación el 16 de Junio de 1.995 y que el check fue acompañado de práctica en simulador.

Poseía un Certificado Médico Clase 1 y válido hasta el 13 de Febrero de 1.996. Reportaba tener un total de 3.500 horas de las cuales 3.158:06 en DC-8.

Su reciente experiencia de vuelo reportaba 221 horas en los últimos 90 días, 78 horas en los últimos 30 días y 8:10 horas en los últimos tres días.

1.5.3 INGENIERO DE VUELO

El Ingeniero de Vuelo, Hernando Sánchez López, poseía un Certificado Aeronáutico colombiano número IDV047 y habilitado para DC6,L188,B720,B707,A300 y DC8.

Poseía un Certificado Médico Clase 2 válido hasta el 27 de Noviembre de 1.996. Reportaba tener un total de 14.120:30 horas de las cuales 6.060:12 en DC-8.

Su reciente experiencia de vuelo reportaba 146 horas en los últimos 90 días, 65 horas en los últimos 30 días y 16 horas en los últimos 3 días.

Ninguno de los tripulantes poseían antecedentes de accidentes o incidentes. (4)(5)

1.5.4 CONTROLADORES DE TRANSITO AÉREO

Las posiciones de Control de Superficie, Coordinación y Torre de Control estaban cubiertas por personal calificado y con sus respectivas Licencias habilitantes al día.

1.6 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

La aeronave era una Mc DONNELL DOUGLAS, Modelo DC8-55 F con Número de Serie 45882, fuselaje N° 282, fabricado en 1.966 y originalmente encomendado por Japan Airlines.

La aeronave fue enviada con una configuración "JT" o "Jet Trader" para ser usado como transporte de pasajeros, carga o combinación de ambas.

La aeronave ingresó al Registro de Aeronaves como HK3979, llevando el Registro de Aeronavegabilidad N° 01023, validado recientemente el 29 de Diciembre de 1.994 dicho Certificado indica el cálculo de Peso y Balance de fecha 25 de Marzo de 1.993.



El informe del seguro indica a la aeronave con un Peso Máximo de Despegue de 325.000 pounds y el Certificado de Aeronavegabilidad describe el Maximum Gross Weight de 327.404 pounds.

Los datos proveídos por el explotador indican que la aeronave tiene 66.326:37 Horas Totales de Vida y 20.567 Ciclos Totales de Vida. De este tiempo, corresponden 24.480 horas desde el último overhaul y 19.298 horas desde la última inspección mayor, y 161 horas desde el último Check o Inspección.

Los motores eran Pratt & Whitney JT3D-3B con las siguientes descripciones y horas, según los datos proveídos:

Motor N° 1: N° de Serie 669169. Horas Totales de Vida 41.361:93 horas y 21.261 ciclos. 5.528 horas y 3.764 ciclos desde la última inspección mayor y 2.619 horas y 1.310 ciclos desde el último check o inspección.

Motor N° 2: N° de serie 644448 . Horas Totales de Vida 57.815:96 horas y 15.850 ciclos. 4.096 horas y 1.932 ciclos desde la última inspección mayor y 1.761 y 881 ciclos desde el último check o inspección.

Motor N° 3: N° de Serie 642687 . Horas Totales de Vida 60.300:08 horas y 21.258 Ciclos. 4.136 horas y 2.033 ciclos desde la última inspección mayor y 225 horas y 113 ciclos desde el último check/inspección.

Motor N° 4: N° de Serie 644249. Horas Totales de Vuelo 46.577:47 horas y 20.965 ciclos. 8.013 horas y 3.968 ciclos desde la última inspección mayor y 1.529 horas y 765 ciclos desde el último check/inspección.

En cuanto a los últimos Servicios, el explotador manifiesta que se le habian realizado los siguientes:

Servicio B: 12/15-NOV-95

Servicio A: 22-NOV-95

Servicio C-2: 31-DIC-95 al 08-ENE-96

Servicio A: 22-ENE-96

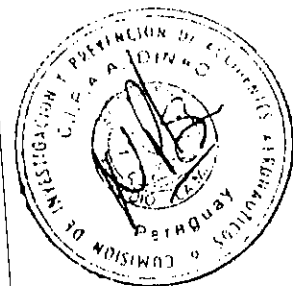
(6)

1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

Las informaciones meteorológicas proveídas no indican fenómenos significativos que pudieran haber contribuido al presente accidente. Las dos observaciones de superficie antes del accidente fueron:

METAR SGAS 041600Z 36012KTS 9999 BKN020 30/24 Q1005=

METAR SGAS 041700Z 36008KTS 9999 BKN027 31/24 Q1004=



1.8 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN.

NO ES APLICABLE

1.9 COMUNICACIONES

No se reportaron dificultades entre la aeronave y el personal del Control de Tránsito Aéreo. Dicho personal informó que no se reportaron problemas técnicos o mecánicos desde la aeronave.

1.10 INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO.

Nombre: AEROPUERTO INTERNACIONAL SILVIO PETTIROSSI

Designador OACI: SGAS

Coordenadas Geográficas: S25° 14' W057° 31'

Distancia de Centro de la Ciudad: 13 Kilómetros

Elevación : 292 Ft MSL.

Pista en uso: 02

Rumbo Magnético: 023° con un slope de 0,4% abajo

Longitud de Pista: 11.030 foot feet.

1.10 Pista en uso - 02?

1.11 REGISTRADORES DE VUELO1.11.1 COCKPIT VOICE RECORDER (CVR)

La aeronave estaba equipada con un CVR marca COLLINS, Modelo 642C-1, con Número de Serie 3793.

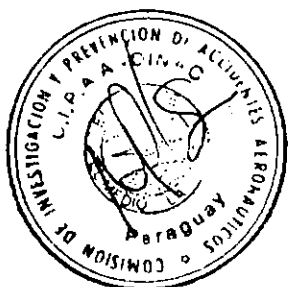
El mencionado equipo fue recuperado y transportado a los Estados Unidos para su copia y análisis en los laboratorios de la National Transportation Safety Board en Washington D.C. La cinta de dicho equipo proveyó 40 minutos 16 segundos de buena grabación que se utilizaron al máximo para el estudio de las causas del accidente.

La transcripción de dicha grabación aportó datos muy valiosos para la investigación de las causas del accidente.

1.11.2 FLIGHT DATA RECORDER (FDR)

La aeronave estaba equipada con un FDR marca SUNDSTRAND, modelo FA542, con Número de Serie 1682 y fue recuperado de la cabina de mando, habiendo sido trasladado juntamente con el CVR a los laboratorios de la NTSB para su análisis.

La misma era del tipo de cinta metálica y presentaba extensos y graves daños tanto en su exterior como en su interior, por lo que fue imposible obtener datos válidos para la investigación de este accidente.



1.12 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE Y EL IMPACTO

Los restos de la aeronave en el impacto destruyó varias viviendas de un barrio residencial en los suburbios de Asunción.

La línea de destrucción esta orientada en su mayor parte con rumbo 330° en un área de aproximadamente 100 metros de largo.

A lo largo de dicha línea de destrucción la aeronave tuvo tres fracturas bien delimitadas y consistentes en la sección delantera que quedó con un rumbo 170°, la sección central y alas con rumbo 325° y el empenaje con rumbo 330°.

Evidencias físicas indican que la aeronave hizo contacto con el suelo con el ala ligeramente baja y con una relativa actitud de pitch plana.

Extensas áreas de incendio se desarrollaron en el motor numero uno, sección central de las alas, motor numero cuatro y la cabina. El examen de varios componentes revelaron lo siguiente:

1.12.1 FUSELAJE

La sección delantera superior del fuselaje quedó aproximadamente a 60 metros del área del impacto inicial señalando hacia el punto del mismo.

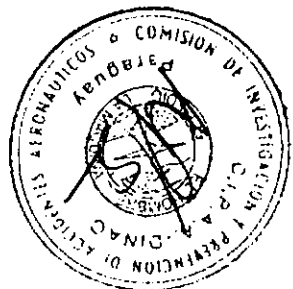
La sección desde aproximadamente la estación 310 atrás hasta la estación 660 a nivel de piso incluyendo la compuerta principal de carga, soportó daños a consecuencia del fuego y espeso hollín.

Muchos componentes aviónicos, incluyendo el FDR fueron recuperados en el extremo delantero de esta sección del fuselaje. Hubo una casi total destrucción (por impacto y fuego) aparentemente adelante de la estación 310. La compuerta principal de carga estaba cerrada y asegurada con los carres enganchado en sus cerrojos, los cuales estaban todavía adheridos a la estructura.

Trece pallets vacíos aplastados con un peso de 287 libras cada uno, fueron recuperados de esta sección del fuselaje en la estación 600 aproximadamente.

Fue destruido por la fuerza del impacto y el fuego posterior la mayor parte de la estación 660 a la estación 1040 aproximadamente. Una porción de la estructura y el revestimiento del fuselaje lado derecho, incluyendo la estructura de salida de sobre plano del fuselaje fue encontrado seriamente dañado y cubierto de hollín, pero ligeramente dañada por el fuego y estaba sujeta a una sección menos dañada del piso lado derecho a la estructura y revestimiento del fuselaje extendiéndose desde las estaciones 1040 a la 1380 aproximadamente.

Dos hileras paralelas de fracturas y deformaciones de la estructura (la primera hilera entre los largueros R19 y R20, y la segunda hilera entre los largueros R18 y R19) desde la estación 1340 para adelante pudieron notarse.



El piso del compartimiento principal trasero estaba intacto en las últimas 22 vigas del piso, con el larguero posterior de 6 pulgadas aproximadamente detrás al tope montado del piso en la porción cónica (trasera) de esta sección del piso. Se pudo notar que había muchos cabos de comando intactos aprisionadas en las áreas del piso que sirven como guía de los mismos de la estructura de la aeronave con los cabos extendiéndose fuera de ambos extremos de esta sección de la estructura. La porción delantera de esta sección del piso de bodega, exhibe daños de calor y fuego.

Los investigadores no pudieron acceder al lado inferior de la sección del piso de bodega para el examen, sin embargo se pudo observar que la mayoría de los largueros del piso, cuando fue observado de los laterales, aparentemente han retenido la pintura de cromato de zinc y no fue observado ningún daños por calor en los largueros del piso, excepto en una o dos vigas que se encontraban más adelante.

Una sección del revestimiento del fuselaje trasero y de la parte superior de la estructura, desde aproximadamente la estación 1340 a la 1540 incluyendo la sección delantera del Rudder fue recuperada sin aparente daño por fuego. Una sección de la estructura y revestimiento del fuselaje de lado derecho posterior entre las estaciones de 1420 a 1580 aproximadamente incluyendo una porción del marco de puerta de servicio trasero del mismo lado fueron recuperadas sin aparente daños por el fuego. La puerta trasera de servicio lado derecho fue encontrada intacta cerca del área del fuselaje lado trasero izquierdo, que se describe mas abajo. Las marcas externas por debajo y atrás del área del umbral de la puerta derecha de servicio trasero se encontró la siguiente referencia:

DC-8-F-55
S/N 45882

La puerta de servicio izquierda trasera fue encontrada intacta en una sección de aproximadamente las estaciones 1400 a 1566 desde la línea del piso hasta aproximadamente un pie encima de la puerta.

Las secciones de cargas y puertas de bodega de la parte inferior no fueron recuperadas.

1.12.1 ALAS → 1.12.2

Ambas alas parecen haber recibido fuertes daños por fuerza de impacto y fuego post impacto y aparentemente dejaron huellas de impacto marcadas en el suelo en el lugar del accidente, con las encoiraciones o marcas del ala derecha dispersas y más distanciadas con los restos, que el lado izquierdo y con marcas adicionales de excoriaciones o huellas mas pequeñas marcando el lugar de impacto de los motores N°1 al N°4.

Cables de control se pudieron ver en lo que quedó del ala. La estructura del ala adyacente al sistema de combustible estaba seriamente dañada y totalmente fundido.

No fue posible identificar los paneles de los spoilers entre los restos de ninguna de las alas ya que dichas áreas fueron totalmente derretidas. La parte trasera del punta ala derecha estaba también fundida y ningún componente del alerón del ala del mismo lado no pudieron ser identificados claramente como resultado de ello.

Fue observado que hubieron actuadores no identificables en varios sectores enfriados de aluminio derretidos en el borde de salida del plano derecho. Tres amortiguadores (dampers) del alerón (con los vástagos del pistón totalmente retractados) del ala izquierda fueron



identificados dentro de los restos, como también el panel del alerón exterior lado izquierdo el cual estaba intacto y fue encontrado adyacente a la sección del borde de salida, parte posterior del punta ala en la huella de impacto del plano izquierdo.

Dos cilindros de bloqueo de flaps fueron recuperados: P/N 5777195-5001 (externo) y P/N 5777195-5501 (medio). El vástago del cilindro externo fue extendido a 3,125 pulgadas, y el vástago del cilindro del medio fue extendida a 5,375 pero estaba doblada a 1,5 pulgadas desde el collar, (3.875 pulgadas desde el extremo de la barra)

Los dos actuadores del Flaps externo fueron recuperados, el pistón del actuador del flaps externo lado derecho estaba totalmente comprimido dentro del cilindro, y aparentemente en buenas condiciones. El pistón del actuador externo lado izquierdo estaba extendido aproximadamente a 0,75 pulgadas y en buenas condiciones excepto por un empalme roto de la viga.

Un actuador del "edge slot" dañado por el fuego fue recuperado de entre los restos, con la barra/vástago del mismo totalmente extendida.

1.12.3 EMPENAJE

El estabilizador horizontal fue recuperado completo e intacto con los elevadores (de profundidad) y el rudder (de dirección) y los cabos de las superficies de control conectados.

El mecanismo compensador del estabilizador, incluyendo los tornillos sinfin el mando con cadena y el motor eléctrico fueron encontrados intactos. El tornillo sinfin (JACKSCREW) lado derecho medido desde el tope del mango estriado de mando hasta la superficie inferior sobre el tope mecánico hacia la sección más gruesa del tope superior, estaba aproximadamente a 7,25 pulgadas; en la sección más fina del tope superior, la medida fue de 8,0 pulgadas. Las medidas correspondientes del tornillo sinfin, lado izquierdo fueron de 7,0 y 7,75 pulgadas respectivamente. La cantidad de roscas desde el tope del mango a la base del tope mecánico fue de 28 roscas derecha y 27 roscas izquierda.

Fueron observadas y fotografiadas marcas testificales a cada lado de la aeronave para ilustrar la relación entre las marcas de referencias del borde de ataque del estabilizador y la marca indicadora hacia el lado de impacto del fuselaje. Desde el centro de la marca indicadora en el fuselaje hasta el centro de la marca de referencia del estabilizador es aproximadamente 3,75 pulgadas en la dirección de nariz arriba del avión. (ANU) Nose up.

La distancia desde la bisagra del estabilizador hasta la marca indicadora del borde de ataque del estabilizador es de aproximadamente 88 pulgadas.

Una gran abolladura el borde de ataque del estabilizador izquierdo estaba en alineación con una estructura de ladrillo en el sitio del impacto. Los elevadores (Timón de Profundidad) fueron recuperados intactos alineados con el estabilizador sin existir evidencias de pre-impacto o haber sido interferido en sus movimientos por un FOD.

Ambos elevadores (profundidad) estaban movibles pero dañados a causa del impacto. Todas las bisagras estaban empalmadas al estabilizador y en sus lugares como ya se ha mencionado.



Las aletas (TABS) estaban intactas y se encontraron alineados con los elevadores con sus bisagras también intactas. El estabilizador vertical también fue encontrado intacto apoyándose sobre el tope del estabilizador horizontal izquierdo. No se observó ninguna evidencia de pre impacto o daños por objetos extraños (FOD) del estabilizador al timón de dirección (RUDDER). El Rudder se encontró intacto alineado e integrado con el estabilizador. El compensador fue encontrado intacto e integrado con el rudder, el mismo estaba movable pero mostraba aparentemente algunos daños por el impacto.

La barra de reversión del timón de dirección (RUDDER) estaba extendida aproximadamente a 0,75 pulgadas. El pistón del cilindro actuador del timón de dirección estaba extendido 3,25 pulgadas.

1.12.4 TREN DE ATERRIZAJE

Todos los componentes y estructura del tren de aterrizaje fueron recuperados. Ambos trenes principales produjeron grandes rastros en tierra en el sitio de impacto inicial. El pistón del tren principal izquierdo (LMLG) fue encontrado separado de su cilindro; el pistón del cilindro de retracción del tren principal izquierdo estaba totalmente extendido y con ligero doblamiento.

El cilindro del LMLG permanecía adherido a su correspondiente estructura del ala. El pistón del LMLG fue recuperado intacto con su BOGIE BEAM conectado. Las articulaciones compensadoras del freno parte posterior del LMGL estaban intactos pero las articulaciones delanteras estaban rotas. Las llantas y neumáticos de la LMLG permanecían adheridos al tren, pero los neumáticos se habían roto con rupturas en forma de "X".

Las ruedas, neumáticos, eje externo y los frenos, todos de la parte delantera fueron separados del BOGIE BEAM.

El tren principal derecho (RMLG) fue recuperado con el conjunto del cilindro y el pistón, incluyendo su BOGIE BEAM intacto.

El conjunto del RMLG se ha sido separada de la estructura del ala derecha en la sujeción del cilindro parte superior las cuales estaban rotas.

Las ruedas y llantas exteriores del RMLG y los neumáticos estaban separados del BOGIE BEAM.

El freno posterior exterior estaba separado de su eje. Las ruedas, llantas y frenos interiores (INBOARD) permanecían adheridos al BOGIE BEAM.

La neumático interno (INBOARD) de atrás estaba desinflada, la llanta delantera permanecía inflada. El pistón del cilindro de retracción estaba totalmente extendido y parecía derecho.

Los brazos (LINKS) compensadores del freno exterior (OUTBOARD) estaban rotos. Una de las ruedas exteriores fue encontrada con el aro interior (lado del freno) fracturado circunferencialmente y separado de lo que quedaba de la rueda.

El tren de nariz (NLG) fue encontrado con la estructura del fuselaje inferior delantero, delante del área principal del impacto, entre los planos y el fuselaje delantero superior.



El pistón y cilindro del NLG fueron encontrados intactos y conectados, pero ambas ruedas y neumáticos estaban separadas del NLG. Ambos ejes permanecían adheridos al pistón.

1.12.5 MOTOR N°1

El motor fue identificado por el número de serie escrito en la caja del difusor y por su posición con respecto al resto de la aeronave. También tenía un comando de velocidad constante (CSD) SUNDSTRAN cuyo número de parte es 693271 y número de serie 286. Fue encontrado sin los capots (Tapa de motor) de admisión o capots laterales.

La carcasa del escape de la turbina estaba separada del motor en el reborde de la carcasa de la turbina. El reversor de empuje del tubo de escape (THRUST REVERSER) estaba adherido a la carcasa del escape. El motor aparentemente recibió daño por el impacto en la parte frontal y el lado de abajo, dañando severamente la sección del FAN y abollando las carcasas del motor.

La caja de accesorios fue destruida. Nada remarcable fue notado con respecto al conjunto del reversor del empuje (THRUST REVERSER).

El motor recibió impactos severos que dañó a la sección del fan. La toma de admisión estaba fracturada, separándose el soporte del cojinete N°1 y su alojamiento con varios álabes guía de entrada (IGV) del motor. Los discos del fan de la primera y segunda etapa estaban completos, pero separados del rotor del compresor de baja presión (LPC) en el espaciador del rotor de la etapa 2-3, interfaces del rotor tercero por la rotura de las barras de enlace. Todas las aletas estatoras primarias fueron soltados de la carcasa del fan.

Los discos del fan de la primera y segunda etapa habían perdido algunas aletas dejando ranuras vacías y ranuras con las raíces de álabes en ellas.

Ninguna de las ranuras vacías estaban aparentemente deformadas. Las raíces de las aletas en el disco estaban rotas en la raíz. Muchas aletas del Fan IGV y los álabes, del estator primario fueron encontrados en el lugar del impacto del motor. Las marcas de roce del fan son marcas excoiadas por el impacto. El rotor del compresor de baja presión (LPC) permanecía dentro del motor. El tercer disco del rotor estaba flojo pero en posición dentro del compresor de baja presión. Las barras de acople en el cuarto disco estaban todas dobladas en dirección contraria a la rotación. Todos los rotores del compresor de baja presión estaban dobladas en dirección contraria a la rotación. El tercer rotor tenía seis álabes adyacentes que estaban completas en su extensión; estos álabes estaban todas dobladas en dirección opuesta de rotación a la plataforma.

Las ranuras de los álabes restantes estaban ya sea vacías o tenían las bases de los álabes fracturadas sobre la raíz. Las etapas subsiguientes del LPC (Compresor de baja presión) tenían un gran número dobladas en dirección opuesta a la dirección de rotación a la plataforma.

En algunos lugares los álabes estaban doblados casi tangentes al borde del disco. Los álabes presentaban pequeños daños de impacto en el borde de ataque o (LE) o en borde de salida (TE).

Paletas del estator del LPC casi no mostraba daño en el borde de ataque (LE). Los del borde de salida (TE) estaban dobladas en dirección a la rotación. La turbina de baja presión (LPT) pudo ser vista desde atrás.



La cuarta (última) etapa tenía todo excepto 12 aletas en el disco. Todos los álabes en el disco estaban dobladas en dirección opuesta a la rotación. Los álabes estaban doblados en dos áreas, un ligero doblamiento en la raíz del álabe y un doblamiento mas agudo cerca de la punta.

Todos los álabes en el disco tenían sus puntas fracturadas y sueltas. Una porción del sello de aire de la puntas de la paletas fijas de la cuarta etapa, de 40 pulgadas de largo fue recuperada.

Esta pieza tenía una sección en uno de los extremos que no tenía aparente fricción o marcas del impacto en el área de paso de la punta del álabe. La otra punta tiene fuerte rozamiento con rayas en el área de paso de las paletas. No se observó ninguna marca del impacto. La TEC (carcaza de escape de la turbina) que fue separada del motor, fue encontrado con lodo que entró forzado en el área de paso del gas hacia el fondo.

El cojinete N° 6 y la caja del mismo del rotor de LPT no tiene indicadores aparente de fallas de operación.

1.12.6 MOTOR N°2

El motor N°2 dos fue identificado por el N° de Serie escrito en la carcaza del difusor y su posición con el resto de la aeronave. También un disco del Fan de la segunda etapa, N° de Parte 72820E, N° de Serie 4A9626, y una carcaza de turbina N° 496859, N° de Serie 364 .

Este motor recibió daño aparente debido al impacto en la parte delantera y la parte de abajo resultando con serios daños a la sección del Fan del motor y grandes abolladuras en la parte de abajo de la carcaza del motor.

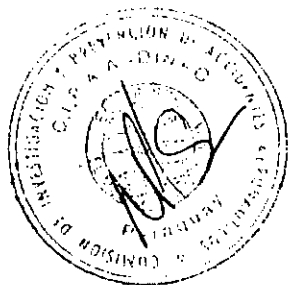
La caja de accesorios fue destruida. A la hora de la inspección el motor estaba tendido con el lado inferior hacia arriba.

La manga de traslación del reversor de empuje (THRUST REVERSER) de la turbina estaba en posición de cerrado cubriendo las aletas de cascada. La carcaza de admisión (INLET CASE) estaba rota, tal es así que la mayoría de los soportes del cojinete N° 1 y la IGV fueron separados del motor.

Los discos del Fan de la primera y segunda etapa estaban completos y adheridos al rotor del compresor de baja presión (LPC). La mayoría de las ranuras del disco del fan de la primera etapa, tenían las bases o raíces de los álabes que se rompieron en la raíz. El disco del Fan de la segunda etapa estaba completo y la mayoría de las ranuras de los álabes estaban vacías. Las raíces en su lugar tenían los álabes rotos encima de la plataforma. Todos los alabes del estator (STATOR VANES) de la primera etapa estaban separadas de la carcaza del Fan.

Numerosas álabes del Fan, álabes del Fan con su raíz y los álabes (Vanes) del estator (1°) se encontraron flojos en el motor detrás del Fan.

Había relativamente pocos daños del borde de ataque (L/E) y borde de salida (T/E) de los álabes del fan o los álabes del estator (1°). Varios álabes del Fan fueron encontrados curvados en dirección opuesta a la rotación en la mitad superior o punta del álabe.



Todos los álabes visibles de LPC que estaban por sus discos se encontraban doblados en dirección opuesta a la dirección de rotación en la plataforma de la base. Todas las aletas del LPC que se encontraron sueltas estaban arqueadas opuestas a la dirección de rotación en la raíz.

La aleta del LPC mostraban poco o ningún daño en el borde de ataque LE o borde de salida TE, tampoco indicaba fricción en la punta.

La carcasa del HPC tenía dobladas las argollas en los lados derecho e izquierdo que estaban 45° al eje de la caja y en dirección opuesta a los lados derechos e izquierdo de esta.

Los bordes de la carcasa del difusor en la carcasa del HPC estaba deformado localmente en la parte posterior del fondo. La carcasa del HPC tenía un desgarró circunferencial en toda la zona visible.

La carcasa del HPC en la posición 7 horas tenía un agujero de 4 pulgadas de diámetro aproximado justo hacia adelante de la parte trasera de la pestaña en el plano de rotación del estator decimoquinto.

Este agujero se extiende hasta un pliegue de la carcasa desgarrada. El material de la carcasa en sentido horario desde el pliegue está deformado. El material de la carcasa en sentido antihorario desde el pliegue (delantero) está deformado en el agujero. La carcasa del difusor y la carcasa de la cámara de combustión están abollados aparentemente debido al impacto con el suelo desde la posición 5 horas hasta las 7 horas.

Los montantes de la carcasa del difusor fueron empujados hacia afuera de la carcasa debido aparentemente a la fractura de las soldaduras.

La turbina de baja puede ser vista desde atrás. Aproximadamente 2/3 de los álabes de la 4ª etapa están sujetos a la base del disco. Todos los álabes de la 4ª etapa están sueltos pero algunos álabes de la 3ª etapa del rotor están sujetos significativamente a la raíz del disco. Todos los álabes de la 3ª y 4ª etapa en el disco están doblados en posición opuesta a la rotación de la plataforma. Todos los álabes en el disco tienen sus puntas rotas.

Fueron encontrados varios álabes del LPT en y alrededor de la zona de impacto de este motor. Ningunos de estos álabes mostraba daños en el borde de ataque (LE) o en el borde de fuga (TE) o salpicado de cualquier metal en los aerofolios o superficies de la plataforma antes de ser desprendidos del motor a causa del impacto. La carcasa del tubo de escape (TEC) tenía abolladuras en la parte de abajo compatible con las abolladuras por el impacto en el difusor y la carcasa de la cámara de combustión.

El sello de aire de la 4ª etapa del LPT (Turbina de Baja Presión) estaba en la carcasa del tubo de escape. Algunos de los sellos estaban sin daños y aparentemente sin rayaduras de los álabes o marcas por el impacto. En la parte de abajo, cerca de la abolladura por el impacto de la TEC el sello tenía marcas rasgadas por la punta de los álabes.

1.12.7 MOTOR N°3

El motor fue identificado por su N° de serie escrito en la caja del difusor y su ubicación entre los escombros. Este también traía un disco del Fan de primera ETAPA P/N 73920 y S/N 6Z3179. El motor estaba completo y tenía la mayoría de los componentes de nariz del motor dañados, pero aún se mantenían alrededor de ella.

El sector del tubo de escape estaba tan dañado por el impacto, que se encontró el mismo cerrado por el impacto. No había posibilidad de realizar un examen significativo a este motor en su sitio original.



Un examen fue realizado una semana después del accidente en un hangar cercano al aeropuerto. Este motor recibió aparente daño de impacto en la sección delantera e inferior, resultando con daños severos de la sección del fan del motor y grande abolladuras en sus secciones inferiores. La caja de engranajes estaba destruida.

El inversor de empuje de la turbina estaba en la posición cerrada, cubriendo los alabes cascadas. La carcaza de admisión fue quebrada tanto que el IGV y la caja de cojinetes de soporte N° 1 estaban separadas del motor.

Los discos del fan de la primera y segunda etapa estaban completos y adheridos al rotor LPC.

Las mayoría de las ranuras del disco del Fan de primera etapa tenían raíces en ellos perteneciente a los álabes que se rompieron en la raíz.

El disco del fan de segunda etapa estaba íntegra con la mayoría de las ranuras vacías. Las ranuras tenían los álabes rotos.

Todos los álabes del estator de etapa 1^a fueron separados de la carcaza del fan.

Había relativamente poco daños del LE o TE, las aletas del fan y álabes del estator.

Todos los álabes visibles del LPC que estaban en sus discos, estaban doblados en su raíz en dirección apuesta a la rotación, desde la mitad hacia el extremo de la punta de la pala

Todos los álabes LPC que fueron encontrados desprendidos y doblados en la raíz, estaban en dirección opuesta a la rotación. Los álabes del LPC mostraba pequeños daños en el LE y TE y no había indicación de rozamiento de las puntas.

La caja difusora tenía una rajadura circunferencial de por lo menos 180° centrado en la parte inferior entre la caja frontal del difusor y la caja de accesorios.

El TEC estaba adherido a la carcaza del LPT.

Había una separación local del reborde del TEC y el reborde del LPT en la parte inferior del motor.

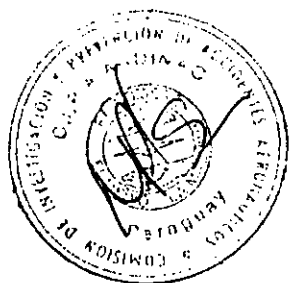
En los álabes del LPT de la cuarta etapa observadas a través de la separación estaban dobladas en dirección opuesta de la rotación en la base y las puntas de la palas estaban dobladas en la dirección de la rotación. No había restos de metal por los aerofolios.

1.12.8 MOTOR N°4

El motor estaba completo y tenía la mayoría de los componentes de la barquilla dañados pero seguían alrededor de ella. También traía una caja excitador con P/N 42723 S/N 561, un arrancador marca AIRSEARCH P/N 382222-1-1 S/N 1288-185 y un generador LEAR SIEGTER, con P/N desconocido y S/N 1210.

La turbina y una sección del tubo de escape estaban enterrados en el suelo y por debajo de los paneles dañados del ala. No había la posibilidad de realizar un examen significativo en su posición de impacto, sin embargo una semana después se realizó un examen limitado en un hangar cercano al aeropuerto.

El motor recibió daños por el impacto en la parte inferior resultando dañada la sección del fan y grandes abolladuras en la carcaza del motor parte inferior; la caja de engranajes estaba destruida.



La manga corrediza del inversor de empuje de la turbina estaba con la posición cerrada cubriendo los álabes de cascada.

La carcasa de admisión estaba abollada en el lado rompiendo y soltando el estator de 1ª etapa (IGV), otros IGV's alrededor de la carcasa estaban abollados.

Los discos de la primera y segunda etapa estaban completos y adheridos al rotor LPC. La mayoría de las ranuras del disco del fan de primera etapa tenía raíces en ellos y las aletas estaban fracturadas en la superficie de la raíz.

El disco del fan de segunda etapa estaba completo y la mayoría de las ranuras estaban vacías.

Los álabes del estator de etapa 1 fueron separados de la carcasa del fan en la mitad inferior del motor. Había un grupo de álabes del fan de 1ª etapa atrapadas con sus extremidades del lado externo de contención de la carcasa en la parte de abajo en donde la carcasa externa se deformó a causa del impacto con la tierra.

Estos álabes estaban rotos justo por sobre la ranura de la plataforma.

Había relativo poco daño del LE o TE, a las palas del fan o los álabes del estator primario.

Todas las aletas visibles del LPC que estaban en sus discos estaban dobladas en dirección opuesta de la rotación en la raíz.

Todos las aletas visibles del LPC que fueron encontradas sueltas estaban dobladas en dirección opuesta a la dirección rotación.

1.13 INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA

No se pudieron realizar exámenes médicos ni patológicos a los cuerpos de los ocupantes de la aeronave por motivos fuera de control de esta Comisión de Investigación, los mismos fallecieron por politraumatismos y graves quemaduras.

Según la información médica aportada por el Estado de Matrícula, ninguno de los miembros de la tripulación padecía limitaciones psicofísicas al momento de practicárseles los exámenes médicos de rigor para revalidación de sus respectivas licencias.

En la grabación del CVR, no se evidencia que ninguno de los ocupantes hubiera estado ingiriendo bebidas alcohólicas en el periodo de descanso o participado de reunión social alguna.

Según datos obtenidos extraoficialmente en el hotel en donde estuvieron alojados, la tripulación y pasajero llegaron al mismo y se dirigieron directamente a sus habitaciones, regresando luego del periodo de descanso al aeropuerto, habiendo sido el Copiloto e Ingeniero los primeros en abandonar el hotel y a continuación el Piloto y el pasajero.

La única conversación relacionada con el descanso se dio en la cabina cuando el Piloto manifestó a los demás ocupantes que no había podido dormir bien en parte del periodo de descanso por factores externos (Aire Acondicionado de su habitación).



1.14 INCENDIO

Se comprobaron señales de incendio severo y en grandes áreas del motor N° 1, sección central del ala, motor N° 4 y en el área de cabina.

Viviendas ubicadas cerca de la cabina, ala izquierda y sección central también sufrieron daños por causa del incendio.

El Plan de Emergencias del Aeropuerto Internacional fue activado por el sistema de sirena auditiva por parte de los Controladores de Vuelo antes de que la aeronave haga impacto sobre el terreno, de inmediato se movilizaron hasta el lugar del suceso 2 autobombas y 1 ambulancia; las mismas llegaron al lugar 18 minutos luego del impacto debido a la dificultad que presentaba las calles sin salida y la gran cantidad de curiosos en el lugar.

Los primeros en hacerse presentes fueron el Cuerpo de Bomberos Voluntarios que tienen su sede próximos al lugar del accidente.

Se activó la Ayuda Mutua, y Voluntarios Auxiliares; participaron unas 20 ambulancias de diferentes instituciones, Bomberos de la Policía y paramédicos.

1.15 SUPERVIVENCIA

No fue posible la supervivencia de los ocupantes de la aeronave debido a las grandes fuerzas verticales impuestas en la caída de la aeronave y al resultado del incendio post impacto.

1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES

1.16.1 COMBUSTIBLE

Muestra de combustible de la partida cargada a la aeronave fue analizada por el Instituto Nacional de Tecnología y Normalización, dicho análisis reportó que el mismo se hallaba dentro de las Normas de utilización.

1.16.1 PANELES DE INSTRUMENTOS

Dos secciones del panel de instrumentos de la cabina que fueron recuperados dentro de los destrozos fueron llevados a los laboratorios de la NTSB en Washington D.C.

Dichos paneles aparentemente son del panel de instrumentos de los motores y otra sección del panel del sistema de control del ingeniero. Ambos presentaban severos daños de impacto y acción del fuego, solamente algunos de los indicadores estaban en condiciones de ser leídos y correspondían a los siguientes:

- ⇒ Motor 3 Pressure Ratio - 3,5
- ⇒ Motor 4 Pressure Ratio - 3,5
- ⇒ Motor 2 Tachometro - 110%



1.17 INFORMACIÓN ADICIONAL

1.17.1 Según información obtenida en forma extra oficial de funcionarios de la compañía aérea, el Capitán era una persona muy meticulosa, motivada por aspectos personales y con un gran deseo de ser nombrado instructor, cargo que la compañía aún no consideraba prudente por el poco tiempo de haber sido ascendido a Capitán.

1.17.2 Resulta evidente por ello, la actitud errada del Capitán en ejecutar una instrucción de este tipo a su Copiloto no habiendo sido habilitado como instructor, agravándose el hecho de simular una emergencia tan crítica que solo debiera, a opinión de esta Comisión Investigadora, realizarse en simuladores terrestres, refuerza este parecer el "DC-8 54F OPERATION FLIGHT MANUAL" de LAC que el capítulo 52 se menciona las fallas de dos motores en despegue indicando textualmente: "two-engines operation shortly after take-off is not considered a realistic requirement in the performance certification of 4- engines aircraft"

1.17.3 Otro aspecto que se quiere dejar asentado, refiere a la actitud de la aeronave con nariz muy alta, la explicación sobre este particular se asienta en base a dos aspectos detectados:

- 1.17.3.1 La condición de la aeronave vacía y con poco combustible que resulta en un centro de gravedad muy atrás; y
- 1.17.3.2 La información proveída por la NTSB en la se concluye que el estabilizador fue encontrado reglado en 3,26 unidades ANU al momento del impacto y según información proveída por el operador(Para un gross weight cerca de 170.000 libras, C.G.: 24% MAC y 15° de Flaps) el mismo debía ser reglado en aproximadamente 1.4 unidades ANU.
- 1.13.4 Al analizar el programa de instrucción brindados a las tripulaciones de la compañías es parecer de esta Comisión que la misma se ajusta a las requerimientos necesarios para los tipos de servicio que ofrece la misma.

1.18 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES Y EFICACES.

NO SE APORTAN

II - ANÁLISIS

2.1 La aeronave estaba debidamente certificada, equipada y mantenida de acuerdo a las regulaciones y procedimientos aprobados por las reglamentaciones tanto del Estado de matrícula, como internacionales, con excepción del FDR que se menciona más abajo.

2.2 No se evidenció fallas pre impacto o malfunciones de las plantas de poder, sistemas o estructura.

2.3 La tripulación estaba debidamente certificada, médicamente calificada y con entrenamiento apropiado para realizar un vuelo normal de este tipo y las inspecciones médicas no evidencian limitaciones significativas que pudieron contribuir al accidente en cuestión.



2.4 El Capitán de la aeronave, había sido ascendido a esta jerarquía hacia unos tres meses atrás, sin embargo es importante apuntar que el mismo no estaba habilitado como instructor, por lo tanto es nuestro parecer, inhabilitado para ejercer esta función.

2.5 Los Controladores de Tránsito Aéreo de guardia en la hora y fecha del accidente, contaban con sus respectivas habilitaciones para las funciones que estaban desempeñando.

2.6 El Flight Data Recorder no aportó datos de utilidad por haber este presentado serios daños en su parte exterior como en la interior, siendo este modelo de tipo cinta metálica, lo cual ya no se ajustaba a las normas internacionales. El Cockpit Voice Recorder proporcionó muy buena reproducción y se utilizó al máximo para el esclarecimiento de las causas del accidente.

2.7 El tipo de instrucción a que fue sometido el Copiloto resultaba excesivamente crítico y solo realizado normalmente por instructores calificados en simuladores terrestres, por tanto esta decisión equivocada del Piloto inició en líneas generales el punto de inevitabilidad del accidente.

2.8 Se evidenció una cabina sin la necesaria Doctrina de Seguridad de Vuelo, lo que posibilitó encontrarse con excesiva contaminación, sin la esterilidad mandatoria para estos tipos de vuelos; se supone que en la línea de la cadena de sucesos, este se habría convertido en uno de los principales eslabones de la cadena de sucesos.

2.9 Los tres trenes de aterrizajes se encontraban abajo al instante del impacto

2.10 El Copiloto ejecutó el procedimiento de despegue por orden del Piloto, no se ha podido confirmar sin lugar a dudas, si el mismo sabía a que iba a ser sometido a un ejercicio de simulado de emergencia.

2.12 Respecto a la configuración de la aeronave desde el momento de despegue hasta la pérdida de sustentación, se resaltan los siguientes hechos:

- * 2.12.1 Reducción de potencia del motor 1 antes de la rotación
- * 2.12.2 Actitud de nariz muy arriba, razón de ello explicado en el ítem 1.17.3.1 y 1.17.3.2
- * 2.12.3 Olvido por parte del piloto de indicar situación de ascenso positivo, lo que motivó la ausencia de solicitud por parte del piloto se pedir tren arriba, lo cual representaba evidentemente gran resistencia parásita.
- * 2.12.4 Subida de Flaps para 10 grados, lo que en esta aeronave representa una deflexión del timón de dirección de solo 10 grados para ambos lados. (7)
- * 2.12.5 Reducción de potencia del motor 2 a un segundo luego de alcanzado los 500 pies.
- * 2.12.6 Solicitud imperiosa del Comandante al Copiloto para que le cediese los mandos, lo cual según la grabación del CVR no se dio probablemente por el impacto psicológico recibido por este último ante la sorpresiva actitud de la aeronave, el Comandante de nuevo reitera la orden sin resultado, hasta que a la tercera vez gritando repite la orden, siendo cumplida por el copiloto cuando la barra de comando vibrando indicaba la pérdida de sustentación.

III - CONCLUSIÓN

Se trata de un accidente causado por FACTOR HUMANO originado por una cadena de sucesos los cuales se describen y explican a lo largo del presente Informe Final.



es necesario tener

análisis de motores
y certificado de PMA

IV CAUSA PROBABLE

La Comisión de Investigación y Prevención de Accidentes Aeronáuticos de la Dirección Nacional de Aeronáutica Civil de la República del Paraguay determina como causa probable: "CHOQUE VIOLENTO CONTRA EL SUELO CON INCENDIO POST - IMPACTO POR PERDIDA DE CONTROL DE LA AERONAVE EN VUELO A CAUSA DE REDUCCIÓN INTENCIONAL DE POTENCIA DE LOS MOTORES N°1 Y N°2 Y DE OTROS PROCEDIMIENTOS INCORRECTAMENTE EFECTUADOS POR PARTE DE LA TRIPULACIÓN EN FASE CRÍTICA DE DESPEGUE A FIN DE EFECTUAR UN ENTRENAMIENTO AL COPILOTO, EL CUAL NO PUDO CONTRARRESTAR LA CONFIGURACIÓN DE LA AERONAVE PERDIENDO EL CONTROL, DE LA MISMA, LO QUE RESULTÓ EN UNA REDUCCIÓN SIGNIFICATIVA DE VELOCIDAD Y POSTERIOR PÉRDIDA DE SUSTENTACIÓN."

Se citan como Factores Contribuyentes:

- 4.1 Poca experiencia del piloto al mando en dicha función
- 4.2 Falta de Doctrina de Seguridad de Vuelo en la cabina durante todo el tiempo pre - vuelo
- 4.3 Ejecución de un entrenamiento de despegue no autorizado en condiciones no controladas.
- 4.4 Ejecución de dicho entrenamiento de vuelo por persona no habilitada como instructor

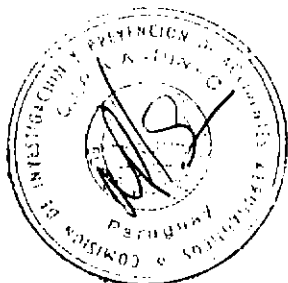
V- RECOMENDACIONES

5.1 Ningún procedimiento de instrucción puede ser realizado por personal no calificado como tal, sin previa programación adecuada, riesgos correctamente evaluados y sobre todo bajo condiciones totalmente controladas.

5.2 Resulta evidente la necesidad de aplicación procedimientos y actitudes por parte de la tripulación y explotador a fin de garantizar una cabina estéril, sin injerencia de factores tanto internos como externos, que posibiliten una reducción de la doctrina de seguridad de vuelo que debe ser aplicada.

5.3 Se recomienda a las compañías aéreas realizar un estudio a fin de poner en práctica procedimientos que tengan como objetivo una constante supervisión en lo que hace al control de seguridad de vuelo desplegados por sus tripulaciones. esta Comisión Investigadora considera a los reporte Confidenciales de Seguridad de Vuelo como una de las herramientas más eficaces para el logro de este tipo de objetivo que aquí se recomienda.

5.4 Se recomienda finalmente, la aplicación de programas CRM a las tripulaciones, los cuales han sido considerados como exitosos a nivel internacional.





Nelson Ernesto García

CTAESP NELSON ERNESTO GARCÍA
INVESTIGADOR ENCARGADO Y JEFE DE LA CIPAA