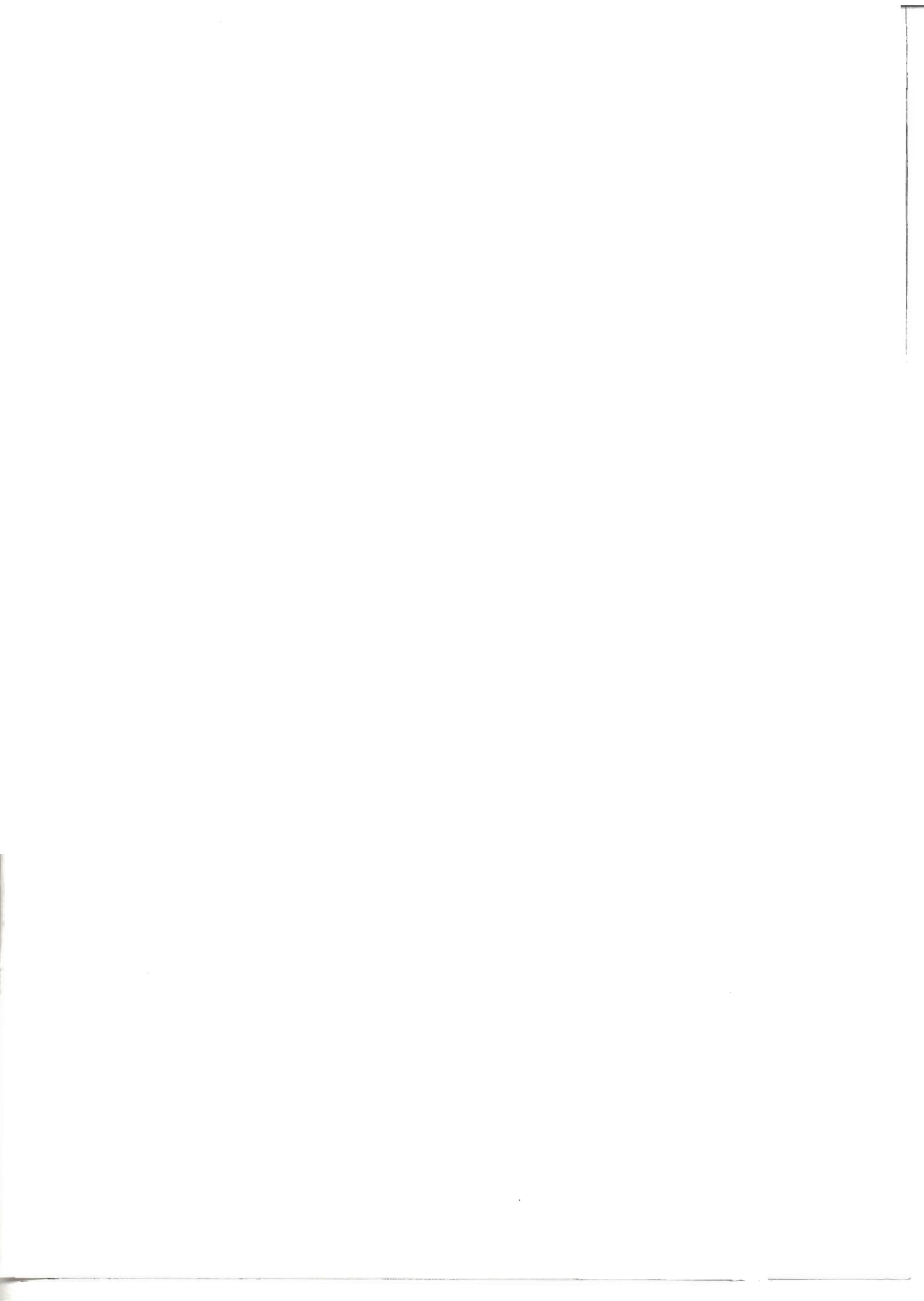


INFORME TECNICO

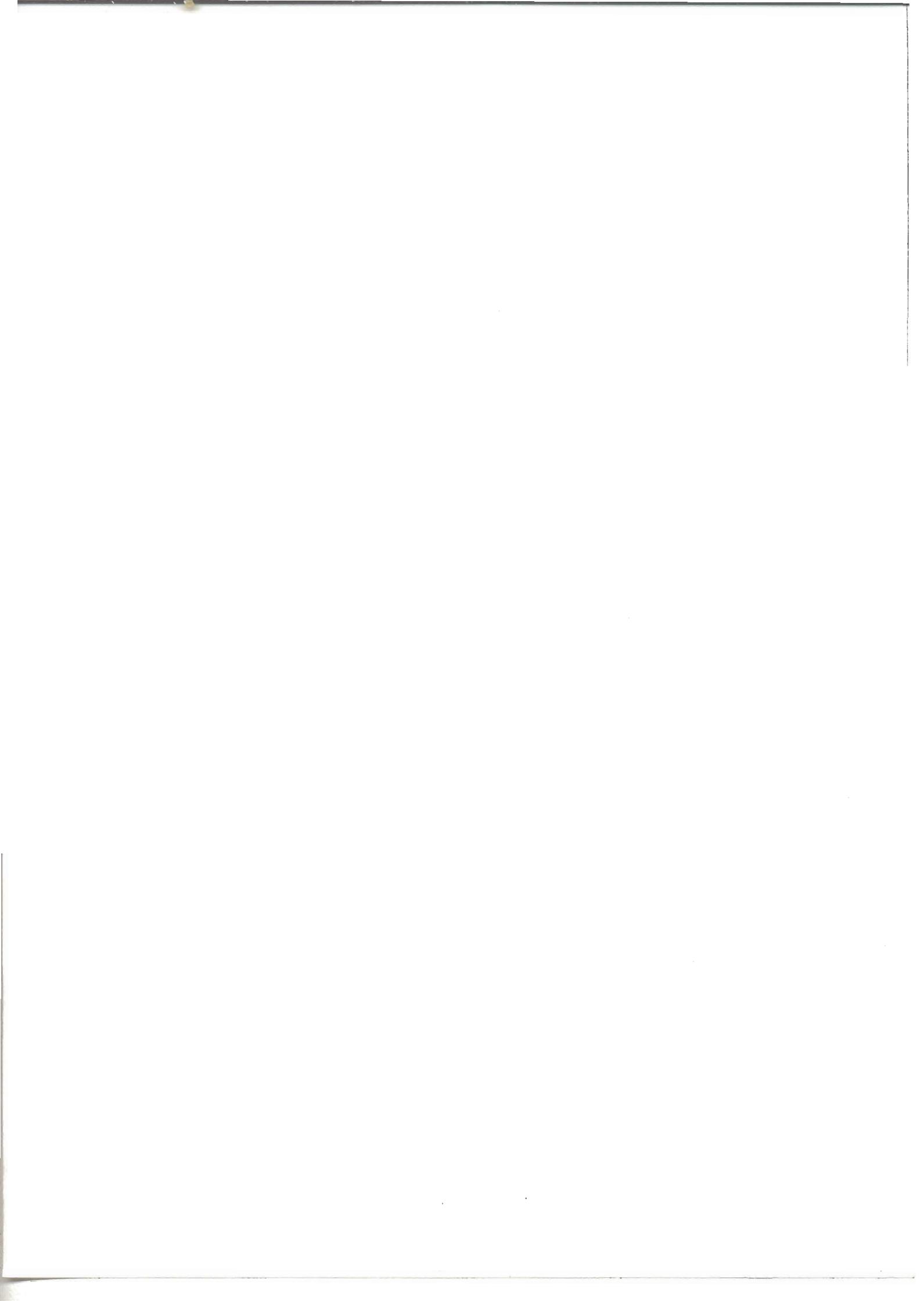
Accidente ocurrido el 13 de Septiembre de 1982 a la
aeronave McDonnell Douglas DC-10-30-CF, matrícula EC-DEG,
en el Aeropuerto de Málaga



A D V E R T E N C I A

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

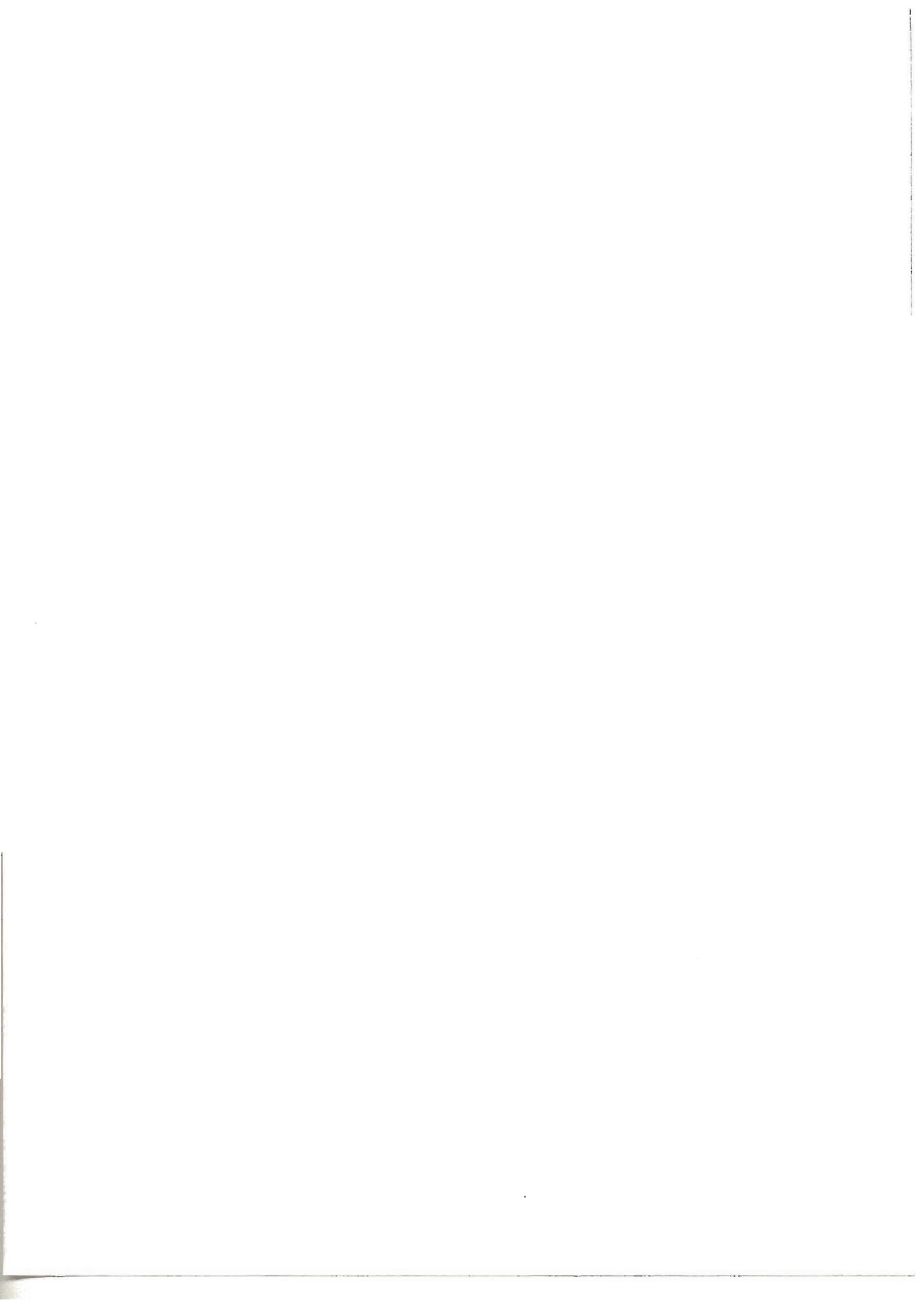
De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional y al Artículo 13 del Decreto de 28 de Marzo de 1974, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico sin que se haya dirigido a la declaración o limitación de derechos ni de responsabilidades personales o pecuniarias. La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de futuros accidentes. Los resultados de la investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier expediente sancionador que, en relación con el accidente, pudiera ser incoado con arreglo a lo previsto en la Ley de Navegación Aérea.



I N D I C E

	<u>Página</u>
SINOPSIS	1
1.- INFORMACION SOBRE LOS HECHOS	3
1.1 Reseña del vuelo	3
1.2 Lesiones a personas	3
1.3 Daños sufridos por la aeronave	4
1.4 Otros daños	4
1.5 Información sobre personas	4
1.5.1 Comandante	4
1.5.2 Copiloto	5
1.5.3 Ingeniero de vuelo	6
1.5.4 Tripulación auxiliar	6
1.6 Información sobre la aeronave	6
1.6.1 Tipo	6
1.6.2 Motores	7
1.6.3 Peso y centrado	7
1.6.4 Datos de despegue determinados por la tripulación	7
1.6.5 Cubiertas del tren de morro ...	8
1.6.5.1 Datos generales	8
1.6.5.2 Historial de la cubierta	9
1.7 Información meteorológica	9
1.8 Ayudas a la navegación	9
1.9 Comunicaciones	10
1.10 Información sobre el aeródromo	10
1.11 Registradores de vuelo	11
1.11.1 CVR	11
1.11.2 DFDR	12
1.12 Información sobre los restos de la aeronave e impacto	13
1.13 Información médica y patológica	14

	<u>Página</u>
1.14 Incendio	15
1.15 Supervivencia	16
1.16 Ensayos e investigaciones	20
1.16.1 Investigación de restos de banda de rodadura	20
1.16.1.1 Inspección ocular	21
1.16.1.2 Roturas por fragmen- tación	25
1.16.1.3 Resultados de la ins- pección ocular	26
1.16.1.4 Cuantificación de los distintos tipos de fallo	30
1.16.1.5 Inspección con lupa ..	32
1.16.1.6 Inspección radiográ- fica	32
1.16.1.7 Consideraciones fina- les y conclusiones ... - Desprendimiento de la banda de rodadura	35
1.16.2 Estudio del FDR	42
1.17 Información adicional	43
1.17.1 Factores humanos	43
1.17.2 Ajuste de Flaps para despegue ..	46
1.17.3 Estudio teórico de vibraciones .	49
2.- ANALISIS	51
2.1 Introducción	51
2.2 Aborto de despegue	53
2.3 Evacuación	56
2.4 Rueda	58
3.- CONCLUSIONES	60
3.1 Deduciones	60
3.2 Causa	62
4.- RECOMENDACIONES	63



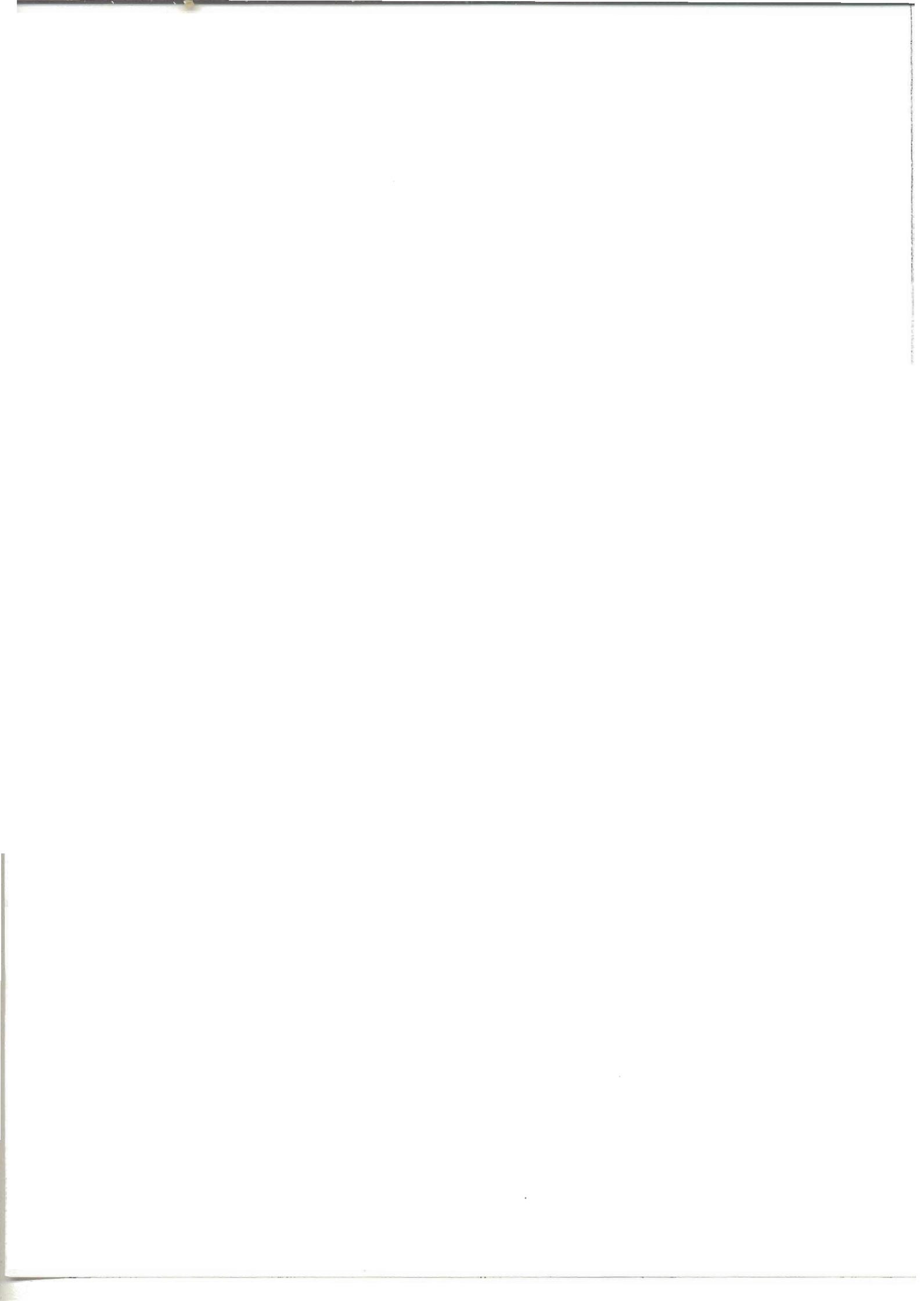
A N E X O S

- ANEXO A Trayectoria seguida por la aeronave y perfil de velocidades.
- ANEXO B Croquis de dispersión de restos.
- ANEXO C Análisis teórico del desequilibrio de rueda del tren de morro.
- ANEXO D Velocidades aborto despegue respecto a distancias.

INDICE DE ABREVIATURAS

ATC	Air Traffic Control (Control de Tránsito Aéreo)
BX	SPANTAX
C	Grados centígrados
cms	Centímetros
cm ²	Centímetros cuadrados
CVR	Cockpit Voice Recorder (Registrador de Voces de Cabina)
DFDR	Digital Flight Data Recorder (Registrador Digital de Datos de Vuelo)
Dist.	Distancia
EM	Emisión
IAS	Indicated Air Speed (Velocidad indicada)
IB	IBERIA
ILS	Instrument Landing System (Sistema de Aterrizaje por Instrumentos)
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
Km.	Kilómetros
Kts.	Knots (nudos)
3L	3 left (3 izquierda)
lb	Libras
lev	Leves
m	Metros
MHZ	Megahertzios
m.m.	Milímetros
Mov	Movimiento
MPH	Miles per hour (Millas por hora)

MTOW	Maximum Take Off Weight (Peso máximo al despegue)
N ₁	Número de revoluciones del compresor de baja presión
NTSB	National Transportation Safety Board (Oficina Nacional de Seguridad del Transporte)
PN	Part number (Número de la parte)
4R	4 Right (4 derecha)
sg	Segundos
SN - S/N	Serial number (Número de serie)
T.O.	Technical Order (Orden Técnica)
TWR	Tower (Torre de Control)
V ₁	Velocidad a la cual se supone que el piloto reconoce la pérdida repentina y total de la potencia del motor crítico.
V ₂	Velocidad para el ascenso tras haber alcanzado una altura de 35 pies por encima de la superficie de despegue, durante el despegue con un motor inactivo
V _R	Velocidad a la cual el piloto inicia la maniobra de rotación del avión, a fin de levantar el tren de morro



Operador: SPANTAX

Aeronave Tipo y Modelo: McDonnell Douglas DC-10-30-CF
Nacionalidad: Española

Lugar del Accidente: Aeropuerto de Málaga.
36° 39' 48" N.
04° 29' 02" W.

Fecha y hora: 13 de Septiembre de 1982 a
las 10.00 horas.

Nota: Todas las horas del presente informe son G.M.T. -
excepto que específicamente se indique lo contra-
rio.

Sinopsis

La aeronave EC-DEG que realizaba el vuelo 995 de la Cía SPANTAX sobrepasó por el final de la pista 14 del Aeropuerto de Málaga (España), aproximadamente a las 10.00 horas del 13 de Septiembre de 1982, como consecuencia de un aborto de despegue. La aceleración para el despegue fue normal, no se apreciaron fallos en los motores de la aeronave, sistemas o estructuras. La tripulación acusó una vibración muy fuerte en o cerca de V_1 . Cuando el Comandante inició la rotación notó un fuerte incremento de esta vibración, como consecuencia de ello abortó el despegue a una velocidad entre V_R y V_2 . La evidencia física demuestra que la separación de la banda de rodadura de una cubierta del tren de morro, recauchutada, comenzó antes de que la aeronave hubiese alcanzado V_1 .

El aborto del despegue se inició cuando quedaban - 1.295 metros (4.250 pies) de pista. La aeronave abandonó el final de la pista a una velocidad ligeramente superior a los 110 nudos, colisionando con una caseta de hormigón del ILS rompiendo a continuación el cerramiento de malla metálica del aeropuerto, atravesando una autopista, en la que produjo daños a tres vehículos que circulaban por la misma, colisionando a continuación con la estructura de hormigón de una construcción agrícola. El motor número tres se desprendió en el impacto con la caseta de ILS. Aproximadamente tres cuartas partes del plano derecho y del estabilizador horizontal del mismo lado, se desprendieron como consecuencia del impacto de este con la citada construcción agrícola. El fuselaje también pasó sobre los restos de la construcción con la que impactó el plano derecho, quedando la aeronave detenida a unos 450 metros (1.475 pies) del final de la pista 14 y aproximadamente 40 metros (130 pies) a la izquierda del eje. Tanto la cabina de pasajeros como la de tripulación técnica no presentaban daños que impidiesen la supervivencia cuando la aeronave se detuvo. Se derramó combustible del plano derecho, desde el impacto de éste con la construcción agrícola, iniciándose el fuego por la parte trasera del fuselaje. La aeronave quedó totalmente destruida por el fuego. De los 381 pasajeros y 13 tripulantes a bordo, 333 pasajeros y 10 miembros de la tripulación sobrevivieron y, como consecuencia del fuego posterior al impacto, murieron 47 pasajeros y 3 miembros de la tripulación auxiliar.

1.- INFORMACION SOBRE LOS HECHOS.

1.1 Reseña del vuelo.

La aeronave Douglas DC-10-30-CF de la Cía. SPANTAX - matrícula EC-DEG tenía previsto realizar un vuelo charter, con el número 995 desde Madrid (España) al aeropuerto J.F. Kennedy de Nueva York (EE.UU.), con escala intermedia programada en Málaga.

Ese mismo día la aeronave realizó el vuelo IB-4439, de Palma de Mallorca a Madrid, iniciándolo a las 04.01 horas con 121 pasajeros, 13 miembros de tripulación y cuatro empleados de la Compañía, tomando tierra en el Aeropuerto de Madrid-Barajas para realizar el vuelo BX-995. A las 07.36 horas, con 129 pasajeros más un bebé y los 13 miembros de tripulación, arribando al Aeropuerto de Málaga a las 08.20 horas, donde embarcaron 251 pasajeros. A las 09.58:50 horas el Control de Málaga autorizó el despegue al vuelo 995. La tripulación hizo un despegue estático y la aceleración fue normal de acuerdo con las indicaciones de los instrumentos. Debido a las fuertes vibraciones que se produjeron en la aeronave y desconocer sus causas, el Comandante decidió abortar el despegue.

1.2 Lesiones a personas.

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	3	47	0
Graves	0	40	1 *
Lev./Ilesos	10	294	

* Conductor de uno de los vehículos con los que colisionó la aeronave al atravesar la autopista.

1.3 Daños sufridos por la aeronave.

La aeronave resultó destruida por el impacto y posterior incendio.

1.4 Otros daños.

Después de abandonar la pista, la aeronave colisionó con las luces de cabecera y de aproximación, con una caseta de estructura de hormigón de ILS (Instrument Landing System), una pequeña pared de 60 centímetros de altura que soporta el cerramiento de tela metálica del Aeropuerto, 3 vehículos que circulaban por la autopista (dos turismos y una furgoneta de reparto), la división central metálica de la autopista, bordillos y arcenes de la misma, drenajes, estructura de hormigón de una construcción agrícola y la protección de cemento de una bomba extractora de agua, también se produjeron daños en una construcción de una planta a lo largo de una de sus fachadas y en una carretera vecinal. Igualmente resultó destruido un panel de publicidad y su estructura.

1.5 Información sobre personas.

1.5.1 Comandante:	Varón
Edad:	55 años
Título:	Piloto de Transp. de Línea Aérea N ^o 676
Antigüedad:	15-12-66
Licencia válida hasta:	10-11-82
Ultimo reconocimiento médico:	19-4-82 (uso de gafas correctoras)
Calificación DC-10:	3-11-78

Experiencia de vuelo:

Total horas de vuelo: 16.129 horas
Total horas en el tipo: 2.119 horas
Total horas últimos seis meses: 416 horas
Total horas últimos 90 días: 207.50 horas
Total horas últimos 30 días: 78.33 horas
Tiempo de descanso anterior al vuelo: superior a 24 h.

1.5.2 Copiloto: Varón
Edad: 33 años
Título: Piloto Comercial de Primera N^o 220
Antigüedad: 23-10-73
Licencia: Válida hasta 6-10-82
Ultimo reconocimiento médico: 15-3-82
Calificación DC-10: 14-12-78
Experiencia de vuelo:
Total horas de vuelo: 6.840 horas
Total horas en el tipo: 2.165 horas
Total horas últimos seis meses: 326 horas
Total horas últimos 90 días: 173.11 horas
Total horas últimos 30 días: 57.21 horas
Tiempo de descanso anterior al vuelo: superior a 24 h.

1.5.3 Ingeniero de Vuelo: Varón
Edad: 53 años
Título: N^o 233
Antigüedad: 25-3-63
Licencia válida hasta: 15-8-83
Ultimo reconocimiento
médico: 15-7-82
Calificación DC-10: 14-12-78
Experiencia de vuelo:
Total horas de vuelo: 19.427 horas
Total horas en el tipo: 2.116 horas
Total horas últimos seis
meses: 637 horas
Total horas últimos
90 días: 215.21 horas
Total horas últimos
30 días: 70.44 horas
Tiempo de descanso anterior
al vuelo: superior a 24 h.

1.5.4 Tripulación auxiliar.

Todos los miembros de la tripulación auxiliar, estaban en posesión de sus correspondientes licencias, y habían realizado sus cursos de entrenamiento.

1.6 Información sobre la aeronave.

1.6.1 Tipo: DC-10-30-CF
Fabricante: MacDonnell Douglas
Fecha de fabricación: 1977

Núm. de serie: 46962
Matrícula: EC-DEG
Propietario: SPANTAX, S.A.
Certificado de
Aeronavegabilidad: 22-01-79 N° 1982
Fecha última renovación: 18-05-82
Fecha de caducidad: 18-05-83
Horas totales aeronave: 15.364 horas
Ciclos totales: 4008

	Horas	Días
Total desde la revisión A:	31	4
Total desde la revisión B:	734	75
Total desde la revisión C:	2.514	297
Total desde la revisión Overhaul:	15.364	

1.6.2 Motores: General Electric CF6-50C1

Posición	N° Serie	Tiempo desde Overhaul		Tiempo total
		Horas/Ciclos	Fecha	
1	455-247	1627:37/538	17-3-82	13.884:53
2	517-228	622:36/235	6-7-82	12.175:10
3	455-890	3531:18/1088	12-7-81	4.195:25

1.6.3 Peso y Centrado

Peso máximo permisible al despegue: 558.620 lb.
Peso real al despegue: 527.657 lb.
Centro de gravedad en el momento
del accidente (dentro de límites): 17,6% MAC

1.6.4 Datos de despegue determinados por la tripulación:

Flaps: 8°

Slats: Extendidos en la posición de despegue.

Ajuste de estabilizador: 5,5°

N1 Motores máximo: 113,8

V ₁	162 Kts. IAS
V _R	169 Kts. IAS
V ₂	182 Kts. IAS

Todos estos datos estaban dentro de lo establecido en el Manual de Vuelo de la aeronave.

1.6.5 Cubiertas de tren de morro

1.6.5.1 Datos generales

Las cubiertas instaladas en las -
ruedas de morro eran:

Posición	S/N	Número de Recauchutados	Tomas despues últ/Recauchut.
1	60970270	4	42
2	713NJ0100	3	14

Todos los restos de banda de ro-
dadura, recuperados en la pista eran
de la cubierta situada en la posición
2.

Las huellas dejadas por el tren
de morro, no evidencian reventón de
ninguna de las dos ruedas, cuando me-
nos hasta la colisión con la caseta
del ILS.

Durante todo el tiempo que las
citadas cubiertas estuvieron montadas
en el avión, no se precisó cambio

de rueda por motivo de baja presión.
No hay evidencia de que ninguna de
las dos cubiertas estuvieran
sometidas a sobrecarga.

1.6.5.2 Historial de la cubierta S/N 713NJ0100

Fecha		Posición	Total tomas	Recauchutadas
Montaje	Desmontaje			
21-03-80	05-05-80	01	84	Nueva
06-08-80	31-08-80	02	60	1R
25-05-82	26-06-82	02	106	2R
09-09-82		02	14	3R

1.7 Información meteorológica.

La información dada por el Aeropuerto de Málaga fué:

Viento: 140°/15 Kts.
Visibilidad: 10 Km.
Temperatura: 25° C
Punto de rocío: 19° C
QNH: 1020.2

1.8 Ayudas a la navegación.

No afectan.

1.9 Comunicaciones.

Torre-TWR

Servicio:	TWR
Señal distintiva:	Málaga
EM:	A3E
Transmite en:	118,15 MHz 121,50 MHz en Emergencia 121,70 MHz en Rodadura
Horas de funcionamiento:	24 horas.

Aproximación-APP

Servicio:	APCH/SRE/SSR
Señal distintiva:	Málaga APCH
EM:	A3E
Transmite en:	119,30 MHz 118,45 MHz
Horas de funcionamiento:	24 horas.

Todos y cada uno de estos equipos reciben en la misma frecuencia en que transmiten y disponen de grabadores, por lo que todas las comunicaciones quedaron registradas.

1.10 Información sobre el aeródromo.

La pista 14 del Aeropuerto de Málaga, tiene un rumbo magnético de 138 grados, su superficie es de asfalto sobre hormigón, no tiene acanaladuras, su longitud es de 3.200 metros y su anchura es de 45 m., con dos zonas de parada

de 75 m. y una pendiente longitudinal del 0,2 por ciento; la elevación del aeropuerto es de 16 m.

La caseta del Localizador del ILS (Instrument Landign System) de la pista 14 estaba situada a 290 metros aproximadamente del umbral de la pista 32, y a unos 22 metros a la izquierda de la prolongación del eje de la pista, y su estructura era de hormigón.

1.11 Registradores de vuelo.

La aeronave iba equipada con CVR (Cockpit Voice Recorder), y DFDR (Digital Flight Data Recorder), que fueron recuperados en la mañana del día siguiente al del accidente.

Por decisión de la autoridades españolas y bajo la custodia de un representante, junto con miembros del NTSB (National Transportation Safety Board) de EE.UU., se trasladaron ambos registradores para su apertura y extracción de datos a los laboratorios de Sundstrand, fabricante de los equipos.

1.11.1 CVR

La aeronave estaba equipada con un - -
CVR marca Sundstrand, modelo V-557, PN - -
103600 SN 1232.

Cuando se recuperó se pudo observar -
que toda su protección exterior, los equipos
de grabación, etc., formaban un bloque com-
pacto debido a la persistente y prolongada
acción directa del fuego.

Se procedió a la apertura en los laboratorios de Sundstrand, comprobándose que la cinta magnética, había sido destruída por el calor generado.

No se pudo obtener ninguna información de este Registrador.

1.11.2 DFDR

El DFDR que equipaba a la aeronave, - era marca Sundstrand, modelo 573A, PN 981-6009-011 SN 3008.

Se procedió a su apertura en los laboratorios de Sundstrand. La cinta magnética de vicalloy, mostraba muchos residuos, principalmente en la zona que queda fuera de los carretes, por desprendimiento y adhesión de partículas del propio equipo de grabación, debido al fuerte calor a que estuvo sometido el Registrador.

Fue necesario un largo y cuidadoso - proceso de limpieza, para proceder a su lectura.

En los laboratorios de Sundstrand, se realizó una primera lectura, extracción de datos y obtención de copias master, que posteriormente fueron tratadas en los laboratorios del NTSB en Washington.

El estudio de los datos del DFDR, - - muestra que finalizó su grabación al colisionar el motor núm. 3 con la caseta del ILS, probablemente al desenergizarse la barra del generador de este motor que es la que alimenta al DFDR, por lo que quedó sin corriente.

La última indicación daba un rumbo magnético de 126,56 grados y una velocidad de 95,08 nudos IAS.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave e impacto

La aeronave abandonó la pista por la cabecera 32, a la izquierda de su eje rompiendo algunas luces de umbral. Continuó su recorrido dentro del recinto del aeropuerto, colisionando en 1^{er} lugar con una caseta de hormigón del ILS, situada a 290 m. de la cabecera y a unos 22 m. del eje, junto al cerramiento del aeropuerto.

La caseta quedó totalmente destruída así como los equipos que había en su interior, como consecuencia del impacto del motor n° 3 de la aeronave.

Esta colisión hizo que el citado motor n° 3 se desprendiese quedando situado en la autopista que hay a continuación del cerramiento a unos 20 m. del emplazamiento de la caseta del ILS.

La aeronave rompió el cerramiento de malla metálica del aeropuerto, y al atravesar la autopista causó daños a 3 vehículos que circulaban por la misma.

Después de sobrepasar la autopista, colisionó con una construcción agrícola de estructura de hormigón que protegía una bomba de extracción de agua, quedando en esta zona la mayor parte del plano, tren y plano de cola, todos ellos del lado derecho, derramandose combustible desde esta zona hasta donde con posterioridad quedó finalmente el avión.

Después de la colisión con la construcción anterior, la aeronave sobrepasó un pequeño talud de 1 m. de altura y rozó con la punta del plano izquierdo una construcción agrícola, produciendo daños en su fachada y perdiendo la punta del plano izquierdo. La aeronave se detuvo en un segundo talud de una altura similar a la del anterior, aunque la parte de cabina situada por delante del borde de ataque lo sobrepasó.

Se puede considerar que el incendio se declaró instantáneamente envolviendo posteriormente a toda la zona de restos y afectando a la totalidad de la aeronave excepto el plano izquierdo.

1.13 Información médica y patológica.

Los sucesivos impactos de la aeronave, desde la colisión con la caseta del ILS, situada en la prolongación de la pista hasta que quedó totalmente detenida, no ocasionaron deformaciones estructurales que provocaran lesiones traumáticas a las personas a bordo.

La única lesión traumática fué la sufrida por el conductor de una furgoneta de reparto debida al impacto de la aeronave al cruzar ésta la autopista.

Al colisionar la aeronave, después de cruzar la autopista, con una protección de hormigón de una bomba de agua se inició un incendio antes de su total detención.

Como consecuencia de la acción directa del fuego que penetró en el avión, probablemente por rotura de la parte superior de la cabina de pasajeros a la altura de la puerta 4R, debido a deformación producida por alguno de los impactos, se produjeron 8 víctimas.

De los exámenes realizados al resto de las víctimas, se deduce que sufrieron una incapacitación por intoxicación de monóxido de carbono, falleciendo posteriormente por la acción del fuego.

La mayor parte de las lesiones de los supervivientes se produjeron como consecuencia del fuego y los gases desprendidos por el mismo.

Los traumatismos y lesiones leves se produjeron durante el proceso de evacuación de la aeronave, la mayoría a consecuencia de la forma en que quedaron los toboganes debido a la posición del avión.

1.14 Incendio.

La aeronave tenía combustible a bordo para el vuelo transatlántico que iba a realizar. La iniciación del incendio pudo producirse como consecuencia del impacto del motor núm. 3 con la caseta del ILS, o en el impacto con la protección de la bomba de agua, con la que colisionó la aeronave después de atravesar la autopista, al partirse el plano derecho y derramar el combustible desde esta zona hasta la parte trasera del fuselaje de la aeronave comprendido entre el plano derecho y el motor núm. 2. No hay evidencia de derrame de combustible de los tanques antes del impacto con la protección de la bomba de agua.

El aviso a los bomberos fué inmediato por parte de la Torre, que estaba siguiendo visualmente el despegue de la aeronave, la movilización fué total tanto del personal de servicio como de los vehículos contra-incendios.

El tiempo que tardaron en llegar al lugar del accidente e iniciar su actuación de ataque al fuego, puede estimarse en aproximadamente cinco minutos. Fotografías tomadas por uno de los pasajeros supervivientes muestran - vehículos contra incendios actuando cuando todavía había algunos pasajeros saliendo por la puerta 3L. Los bomberos cooperaron en el salvamento de aproximadamente 15 pasajeros que salían por la citada puerta y retiraron cinco pasajeros heridos, algunos de ellos inconscientes, que se encontraban bajo el plano izquierdo expuestos al humo del incendio y al fuego, por proximidad a éste.

El personal que componía la dotación contra-incendios era de un capataz y doce bomberos que actuaron con seis vehículos.

Posteriormente se fueron incorporando unidades de los servicios Municipales y de ICONA, así como el resto del personal del Servicio Contra Incendios del Aeropuerto, libre de servicio, que acudieron al conocer el accidente.

1.15 Supervivencia.

La supervivencia, de las personas a bordo, fue posible en este accidente.

Desde que la aeronave abandonó la pista, hasta su total detención, no se produjeron lesiones traumáticas en las personas de a bordo.

La alarma se dió inmediatamente por el controlador que estaba siguiendo visualmente el despegue de la aeronave y por el personal de la Base Aérea de Málaga, que observaron la salida de pista de la misma.

Los vehículos de socorro del Aeropuerto, vieron cortado el acceso al lugar del accidente por los restos de la caseta del ILS y el propio cerramiento de mampostería que impedía la salida del recinto del Aeropuerto. Posteriormente tuvieron más problemas por el atasco producido en la Autopista en dirección Sur. Los vehículos de la Base llegaron con anterioridad al dirigirse desde esta al lugar - del accidente en sentido contrario al de la dirección Málaga-Torremolinos de la mencionada autopista.

No se dió orden de evacuación por haber quedado el avión sin corriente eléctrica y no disponer de sistema de aviso de evacuación, que de acuerdo con la normativa vigente no es obligatorio. Sin embargo, ante la evidencia del accidente, nada más detenerse el avión, la Tripulación Auxiliar procedió a la apertura de las puertas y a ordenar a los pasajeros que lo abandonasen. No se utilizaron los megáfonos por dificultad de llegar hasta su emplazamiento.

Las puertas 1L, 1R y 2L fueron abiertas y utilizadas inmediatamente.

Aunque la azafata encargada de abrir la puerta 3L - vió fuego por el lado izquierdo, decidió abrirla, al observar que el incendio era mayor por el lado derecho.

La azafata encargada de abrir la puerta 2R, al observar fuego en el exterior, decidió no abrirla y dirigir a los pasajeros hacia la puerta 2L. Más tarde, un pasajero la abrió y después de salir por ella 3 o 4 pasajeros, el tobogán quedó inutilizado por el incendio y el fuego - comenzó a invadir la cabina.

La azafata encargada de abrir la puerta 3R decidió no abrirla debido al fuego que había en el exterior y pensando que el incendio estaba en el lado derecho, dirigió el pasaje hacia la puerta 3L.

Por testimonios de algunos pasajeros, se sabe que - las tres azafatas de las posiciones de cola del avión, - trataron de abrir las puertas 4L y 4R sin conseguirlo, debido a probable deformación estructural, como consecuencia de los impactos o de la acción del fuego.

Los 91 pasajeros que ocupaban la primera cabina evacuaron el avión por las puertas 1L, 1R y 2L.

Los 122 pasajeros que ocupaban la segunda cabina lo evacuaron por las puertas 2L, 3L y un número muy reducido por la 2R.

La tercera cabina estaba ocupada por 167 pasajeros. De ellos, los 117 que consiguieron evacuar el avión lo hicieron, en su mayoría, utilizando la puerta 3L, que durante gran parte de la evacuación estuvo afectada por el fuego y cuya rampa quedó pronto inutilizada.

Los 47 pasajeros y 3 tripulantes que murieron, ocupaban la tercera cabina.

Existen testimonios de que en la cola se produjo una invasión de fuego y humo muy denso, posiblemente por la rotura de la parte superior de la cabina de pasajeros, a la altura de la puerta 4R. Probablemente ello ocasionó la rápida incapacitación de las 3 azafatas que estaban junto a las puertas 4L y 4R, por lo que no pudieron reconducir la evacuación en su zona y notificar al resto de la tripulación los problemas que estaban ocurriendo.

La evacuación fué lenta en las cabinas primera y segunda porque los pasajeros, que habían subido al avión con una gran cantidad de equipaje de mano se dedicaron a recoger sus pertenencias antes de salir del avión.

En la tercera cabina, aparte del problema del equipaje de mano, se produjo un taponamiento, debido a la gran cantidad de pasajeros que principalmente por el pasillo izquierdo, se dirigían hacia la puerta 3L, por la que se evacuaba con dificultad a causa de la destrucción de la rampa por la proximidad del fuego.

La invasión de humo y fuego produjo la incapacitación de las víctimas que quedaron atrapadas en el interior de esta cabina.

La falta de visibilidad, debido al fuego y humo, y los mamparos de separación entre cabinas, impedían que se tuviera una visión de conjunto del avión y, de hecho, se efectuaron tres evacuaciones distintas, una de cada cabina.

La evacuación de los lesionados se realizó por vehículos de transporte, particulares y sanitarios.

En menos de cinco minutos llegó una ambulancia del Ejército del Aire, con un médico y un Ayudante Técnico Sanitario. A los cinco minutos llegaron cuatro ambulancias del Aeropuerto con dos médicos y dos Ayudantes Técnicos Sanitarios. Entre cinco minutos y quince minutos aproximadamente llegaron 3 microbuses de 20 plazas, un furgón cerrado y 3 microbuses de 8 plazas. Entre los 15 y 30 minutos llegaron dos ambulancias, 2 médicos y 2 Ayudantes Técnicos Sanitarios. Aproximadamente a los 30 minutos llegaron más de 50 ambulancias sin ser necesaria su participación, por haber finalizado la evacuación de las víctimas de la zona del accidente.

En el primer punto de atención médica (Botiquín del Aeropuerto), se realizaron 116 asistencias. La mayor parte de los supervivientes más afectados (41), ingresaron en la Residencia Carlos Haya del Insalud (Málaga).

La evacuación hacia los Hospitales se hizo sin problemas por dos factores:

- Desde la zona del accidente hasta la Residencia del Insalud, la carretera no sufrió retenciones.
- Una vez personados los agentes de tráfico en el lugar de la catástrofe, se habilitó un carril de uso exclusivo para atención al accidente.

1.16 Ensayos e investigaciones.

1.16.1 Investigación de restos de banda de rodadura

Los restos de la banda de rodadura de la cubierta del avión, que fueron recuperados en la pista, se enviaron al INTA (Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial) para que por ensayos no destructivos se intentase determinar las causas, por las que ésta banda se desprendió de su cubierta.

La cubierta había sido recauchutada por la Empresa PNEV MAEDER AG de Zurich por 3^a vez, Certificado 21.962 de 6 de Agosto de 1982, N/S 713 NJ 01000, y montada el 09-09-82.

Había realizado 14 tomas, después del 3^{er} recauchutado.

Moldeado en la cubierta estaba la marca del fabricante, que era Good Year, tamaño 4x5 5-16, PR 26, velocidad 235 MPH.

La cubierta correspondía a un tren de morro constituido por dos ruedas. Estaba colocada en posición 2. La rueda compañera en el tren de morro - había sido recauchutada cuatro veces, montada el - 31-08-82 y había realizado 46 tomas.

1.16.1.1 Inspección ocular

En ninguna de las superficies de rotura estudiadas, incluso aquellas protegidas por capas de caucho o tejido cord, despegadas pero no desprendidas, se encontraron trazas de polvo de caucho producido por fricción entre capas despegadas, antes de producirse la o las rotura/s que dan lugar a la pérdida en trozos de la banda de rodamiento.

El desgaste en la banda de rodadura puede considerarse normal, sin poder señalar ninguna zona cuyo desgaste corresponda a ninguna de las morfologías típicas de un frenazo violento. Existen algunas diferencias de desgaste no muy acusadas en algunas zonas, consecuencia de los primeros contactos en las tomas de tierra.

Es conveniente indicar en este - punto que no se dispone de la banda de rodadura completa.

Según la observación de los trozos, el tipo de recauchutado parece ser del tipo 3 (Full Cap) entre los definidos en la T.O. 45-1-3 "Inspection, Maintenance instructions, storage, and disposition of Aircraft

Tires and Inner Tubes" section I pág. -
1-5/1-6.

Para poder llevar a cabo una descripción detallada de la inspección ocular de cada uno de los trozos de cubierta recibidos, se han representado en la Fig. 1 las distintas capas observadas con el fin de simplificar la descripción de los diferentes tipos de fallos encontrados.

De la observación de los trozos se deduce que la parte desprendida de la carcasa, y que debe corresponder al recauchutado, está constituida por las siguientes capas:

- Una banda de goma de unos 8-10 mm. de espesor, correspondiente a la banda de rodamiento.
- Dos capas de tejido "cord".
- Una banda intermedia de goma, de unos 5 mm. de espesor.
- Una tercera capa de tejido que sólo aparece en el trozo 4-5 (Fotografía n^o 2) y en un trozo sin numeración (Fotografía n^o 4). En ambos casos, el ancho de esta capa es de unos 5-7 cm.

Teniendo en cuenta los distintos tipos de fallos encontrados, y capas en las que se ha producido, ya sea por despegue entre dos capas adyacentes (fallo adhesivo) o por desgarre de alguna de ellas (fallo cohesivo), se ha establecido la siguiente clasi-

ficación de tipos de fallo, que vienen señalados por el número indicativo en las fotografías de referencia:

Tipo 1:

Despegue entre la goma de la banda de rodaje y la 1^a capa de tejido. (Fotografías n^{os} 1 y 5).

Tipo 2:

Despegue entre la 1^a y 2^a capa de tejido. (Fotografías n^{os} 1 y 6).

Tipo 3:

Despegue entre la 2^a capa de tejido y la banda intermedia de goma. (Fotografía n^o 2).

Tipo 4:

Desgarramiento de la banda intermedia de goma. Para que se haya producido este tipo de fallo, es obvio que la adhesión de la banda de goma a la 2^a y 3^a capa de tejido ó a la 2^a capa de tejido y la carcasa ha sido superior a la resistencia al desgarramiento de la goma. (Fotografías n^{os} 3 y 4).

Tipo 5:

Despegue entre la 3^a capa de tejido y la carcasa, quedando al descubierto los hilos de aquella. En este caso, la adhesión de la

película de caucho de la capa de tejido n^o 3 a la carcasa ha sido superior a la de dicha película al tejido de la propia capa 3. (Fotografías n^{os} 3 y 4).

Tipo 6:

Despegue entre la banda intermedia de goma y la carcasa. Se dice que se ha despegado de la carcasa porque el dibujo que aparece sobre la goma no es del mismo tipo del que deja un tejido cord incorporado al recauchutado, tanto en lo que se refiere a la separación de las huellas como a la forma e irregularidades de las mismas. (Fotografías n^{os} 3, 4, 6, 12 y 13).

Tipo 7:

Despegue entre la 3^a capa de tejido y la carcasa, quedando cubierta dicha 3^a capa de tejido de su correspondiente película de goma. Comparando este tipo de fallo con el n^o 5, se deduce que la unión de la película al tejido es mejor que la de la película a la carcasa.

En este caso, para clasificar como despegue de la carcasa, se ha seguido el mismo criterio que en el fallo tipo 6 en lo referente al dibujo que aparece sobre la película de goma. (Fotografía n^o 3).

Antes de proceder al estudio detallado de cada uno de los trozos, hay que hacer notar que la presencia de la 3^a capa de tejido sólo se ha observado en dos trozos relativa-

mente pequeños. En ambos casos, se trata de una capa de unos 5 cm. de ancho y la dirección de los hilos no concuerda con ninguna de las otras dos capas de tejido. (Fotografías n^{os} 3 y 4). Es decir esta 3^a capa no sigue la dirección alternante, iniciada en las otras dos, que suele ser lo normal, como se ilustra en la fig. 1-1 de la T.O. - 45-1-3, ya citada.

Tipo 8:

Desgarramiento de la banda intermedia de goma que presenta una superficie alveolar rodeada de una zona esponjosa. Fotografías - n^o 7 y detalles en los números 8, 9 y 10. Se puede considerar como una variante del tipo 4. Este tipo de rotura se encuentra en una zona de no gran extensión, debajo de la zona central de la banda de rodamiento.

1.16.1.2 Roturas por fragmentación

Además de los tipos de fallo anteriormente descritos y que corresponden todos a pérdida de continuidad, en sentido radial, entre sí o con respecto a la carcasa, de las distintas capas que se han descrito en los apartados anteriores, los trozos examinados presentan una serie de roturas cuyo plano - está orientado en sentido aproximadamente radial y que corresponden a la fragmentación, total o parcial de las capas consideradas y que interesan en general todo el espesor de las capas presentes en las zonas de estas roturas.

1.16.1.3 Resultados de la inspección ocular

Examinados todos los trozos recogidos, se mantuvo la numeración que aparecía en cada uno de ellos como referencia.

Trozo núm. 1.

Está constituido por varios trozos, unidos con cinta adhesiva para su presentación y estudio, formando un conjunto de unos 50 cms. de largo y una anchura que cubre de flanco a flanco, hasta ligeramente por debajo del hombro correspondiente.

En uno de los flancos se observa la inscripción "Good Year 40x15 5-16".

Hay algunas roturas longitudinales, siempre coincidiendo con las acanaladuras del dibujo de la banda de rodamiento y otras transversales que comprenden la goma de la banda de rodamiento y la 1^a capa de tejido y presenta zonas afectadas por los fallos tipo 1, 2 y 6.

Por el centro del conjunto y coincidiendo con la parte inferior de la zona central de la banda de rodamiento se observa un pequeño trozo de caucho de las características del fallo tipo 8.

Trozo núm. 2.

De tamaño similar al n^o 1. Lleva la inscripción "Maeder Zürich PR 26".

Contiene un trozo de la banda central de rodamiento unido a una de las bandas laterales (junto al flanco) a través de la 1^a capa de tejido de refuerzo, que ha quedado al descubierto por haber desaparecido totalmente la banda de caucho de rodamiento comprendida entre la central y la lateral (fallo tipo 1). Aquí hay que hacer notar que el trozo de esta banda desaparecida formaba parte del trozo n^o 3 recibido (Fotografía n^o 5). Por la parte interior se observa en toda la superficie el fallo tipo 2.

Trozo núm. 3.

Había cinco trozos con esta numeración. Uno de ellos formaba parte del trozo n^o 4 y será descrito con éste.

Otro de los trozos es el que se ha mencionado al describir el n^o 2.

Un trozo de aproximadamente 30x15 cm². - Una parte presenta fallo tipo 6. Otra parte pequeña presenta fallo tipo 4. En pequeñas zonas se aprecian fallos del tipo 1 y del tipo 2. Un trozo de unos 15x10 cm² que presenta en toda su superficie el fallo tipo 2.

Un trozo de unos 60x20 cm², (Fotografía - n^o 6), con amplia zona afectada por el fallo tipo 2. Otra zona más pequeña que corresponde al fallo tipo 6.

En una pequeña parte se ha producido el fallo tipo 4 y en otra, algo mayor, el fallo tipo 1.

Presenta un corte de la 1^a capa de tejido y otro corte que afecta a todas las capas.

Otro trozo con flecos largos que presenta en su mayor parte el fallo tipo 2, una pequeña parte con el fallo tipo 4 y largos flecos de la 1^a capa de tejido, despegada de la banda de rodamiento (fallo tipo 1).

Trozo núm. 4-3.

De unos 80 cms. de largo y el ancho correspondiente a dos bandas de perfil de la banda de rodamiento y el flanco. La mayor parte de su superficie presenta fallo tipo 2. En zona más reducida, fallo tipo 1. Por uno de los costados, amplios flecos de la primera capa de tejido (fallo tipo 1).

Trozo núm. 4-5.

De forma irregular, (fotografía n^o 3). Se observan zonas diferentes, afectadas por los fallos tipos 1, 4, 5, 6 y 7.

Trozo núm. 5.

De unos 60 cms. de largo y el ancho correspondiente a la banda de rodamiento más todo un lateral, hasta el flanco.

En la mayor parte de su superficie presenta fallo del tipo 2 y en el resto, fallo tipo 1.

Se aprecian grietas y roturas del tejido de la primera capa en sentido transversal y longitudinal. La rotura principal, en sentido longitudinal, abarca al tejido y a la goma de la banda de rodamiento por la acañadura del dibujo.

Otros trozos.

Existen otros trozos más pequeños, sin numerar, entre los que se citan:

- Uno de aproximadamente $20 \times 20 \text{ cm}^2$ (fotografía n^o 4).

Por una de sus caras presenta una superficie lisa, correspondiente al fallo tipo 2.

En la cara opuesta se observan tres zonas - diferentes, afectadas por los fallos tipo 4, 5 y 6.

- Varios trozos que han permitido una colocación consecutiva por coincidir las líneas de rotura, dando lugar a un conjunto de unos 70 cms. de largo siguiendo la banda central de rodamiento (fotografía n^o 7).

La característica más destacada de este trozo reconstruido es que presenta al descubierto la banda intermedia de goma, fuertemente desgastada en una franja de unos 3,5 cms. de ancho y una longitud de 70 cms. Observando detenidamente se aprecia que el deterioro de la goma es progresivo desde un extremo hacia el otro, de tal manera que a medida que se avanza, van apareciendo series de huecos alineados, siguiendo la dirección de los hilos de la trama de la 2^a capa de tejido cord, en número que crece desde un hueco, al principio, hasta 7-8 huecos, al final. (Ver fotografías n^{os} 8 y 9 detalles D-1 y D-2 de la fotografía n^o 7). Junto a estos huecos semiesferoidales aparecen innumerables huecos diminutos que en alguna zona tienen una tonalidad más oscura que el propio caucho, como si se hubiera producido un "chamuscado" por temperatura excesivamente alta. El aspecto general de esta zona es el de una esponja desgarrada, de poco espesor. (Fallo tipo 8).

1.16.1.4 Cuantificación de los distintos tipos de fallo.

Teniendo en cuenta la dificultad de medición como consecuencia de la irregularidad y variedad en la forma de los trozos de cubierta y de las zonas de cada tipo de fallos, así como los solapes de estos últimos en algunos casos, se han medido las superficies de los distintos tipos de fallos observados, vistos de dentro-afuera. Los resultados, expresados en cm², se ex-

ponen en el cuadro I.

Cuadro I

TIPO DE FALLO

<u>Trozo n°</u>	<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>
1	40 1200	-	-	-	-	150	-	12
2	250 600	-	24	-	-	-	-	-
3	30 920	-	15	-	245	-	-	-
4	60 1100	-	-	-	200	-	-	-
4-5	10 -	-	104	15	70	125	-	-
5	110 1100	-	-	-	-	-	-	-
Otros	588 560	20	386	100	258	-	150	-
Suma	1088 5480	20	529	115	923	125	162	-

Los números obtenidos, reducidos a porcentajes del total de la superficie medida, se expresan redondeados a continuación:

<u>Fallo tipo</u>	<u>Tanto por ciento</u>
1	12,00
2	66,00
3	0,25
4	6,25
5	1,35
6	11,00
7	1,15
8	2,00

1.16.1.5 Inspección con lupa.

Para profundizar en la inspección del fallo tipo 8, se ha examinado la zona correspondiente con lupa binocular. En la fotografía n^o 10 se muestra un detalle de esta inspección con un aumento de x 3,5.

La superficie de los huecos grandes es muy lisa, característica que puede corresponder a la huella dejada por una burbuja de gas. En el fondo de estos huecos discurre, en todos los casos, un hilo de la trama de la 2^a capa de tejido cord. También se observan algunos puntos en la trama con mayor cantidad de resina de apresto.

1.16.1.6 Inspección radiográfica.

La zona esponjada sólo aparece debajo de la banda central de rodadura. Se ha considerado conveniente investigar si este tipo de defecto (esponjamiento) se extendía, circunferencialmente, por debajo de toda la banda central de rodamiento.

El único trozo de banda central de rodadura que permanece unido al resto de las capas consideradas, es el trozo n^o 3, que aparece en la fotografía n^o 6.

Se ha hecho una radiografía de esa zona (fotografía n^o 11) con objeto de detectar, en su caso, los huecos descritos en el apartado anterior. No se observa ningún tipo de oquedad, lo que permite afirmar que

el esponjamiento no se extiende a lo largo y por debajo de toda la banda central de rodadura, si bien no se puede determinar la extensión total que pudiera tener este tipo de fallo.

1.16.1.7 Consideraciones finales y conclusiones

1.16.1.7.1 Fallos de recauchutado

* El fallo más generalizado (66%) - entre los presentes es el designado como tipo 2, "despegue entre la 1^a y 2^a capa de tejido". En él no se observa básicamente - más que un fallo adhesivo, sin apenas trazas de fallo cohesivo, lo que indica una adhesión anormalmente baja obtenida en el proceso de recauchutado.

* Porcentualmente, el segundo lugar lo ocupa el fallo tipo 1 (12%), muy distanciado del anteriormente considerado. La observación de este fallo muestra que la adhesión entre la banda de rodamiento y la primera capa de tejido cord es mayor que la del fallo tipo 2, pues en él se presentan algunos puntos de rotura cohesiva.

* En tercer lugar en porcentaje, se encuentra el fallo tipo 6 (11%) muy cercano al tipo 1 y de características similares a las de dicho tipo.

* Hay que hacer notar que la 3^a - capa de tejido no cubre toda la superficie recauchutada, mientras que las otras dos capas de tejido sí parece que la cubren. Los dos únicos trozos en que aparece la citada 3^a capa, están representados en las fotografías n^{os} 3 y 4; la observación del trozo correspondiente a la fotografía n^o 4 no permite afirmar que dicha 3^a capa de tejido no cubra toda la superficie, ya que las huellas que hay sobre la banda intermedia de goma, junto a la 3^a capa de tejido, siguen la dirección del tejido y puede admitirse que sobre ellas estuvo adherida dicha capa. En cambio, en el trozo 4-5 representado en la fotografía n^o 3, se observan en esta 3^a capa huellas que parecen corresponder a la propia carcasa y que se continúan en la banda intermedia de goma (posición 4 de la figura n^o 1), similares a las que aparecen sobre la banda intermedia de goma de las fotografías n^o 12, correspondiente al trozo n^o 1, y n^o 13, correspondiente al trozo n^o 3, en los que no aparece dicha 3^a capa. Precisamente en estos trozos representados en las fotografías n^{os} 12 y 13, se observa que la banda intermedia de goma llega hasta el flanco, lo que permite afirmar, que dicha banda intermedia ha sido incorporada durante el último recauchutado.

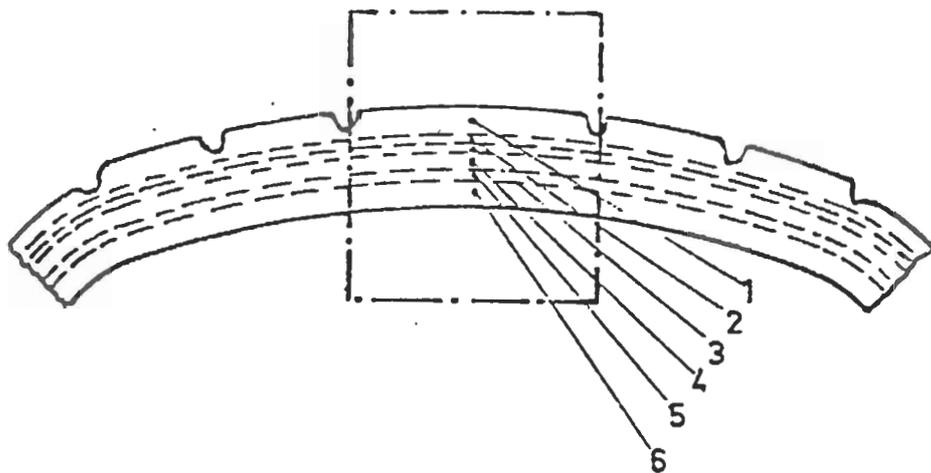
* En cuanto al fallo que se ha designado como tipo 8, que presenta huecos y esponjamientos, es de notar que los huecos están alineados precisamente encima de los hilos de la trama de la 2^a capa de teji-

do. Se observa asimismo un diferente grado de impregnación de los hilos del tejido.

Sobre el fallo tipo 8, y dadas sus características, se puede considerar la hipótesis de que el defecto es debido al proceso de recauchutado, ya sea por no haber - eliminado bien las burbujas, o por un desprendimiento de gas "in situ" durante la - vulcanización, o por vaporización de un exceso de la resina de apresto del tejido cord.

1.16.1.7.2 Desprendimiento de la banda de rodadura

* La fragmentación a que se alude en el apartado 1.16.1.2 indica que el desprendimiento de los trozos ha sido secuenciado, quedando parte de los mismos unidos durante más o menos tiempo a la carcasa antes de su separación.



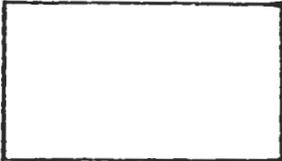
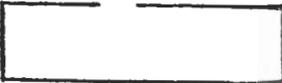
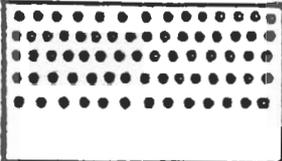
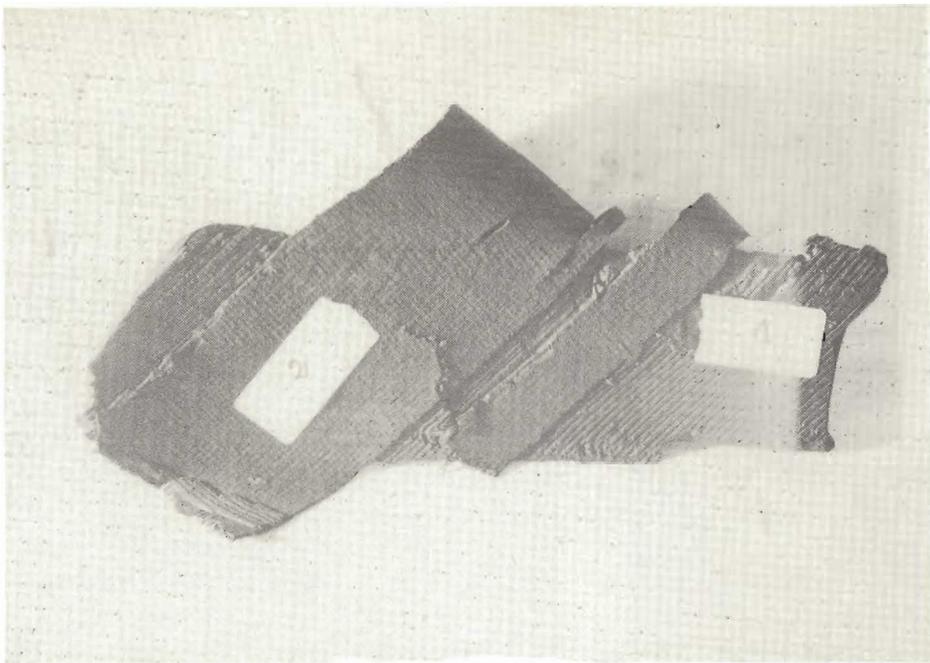
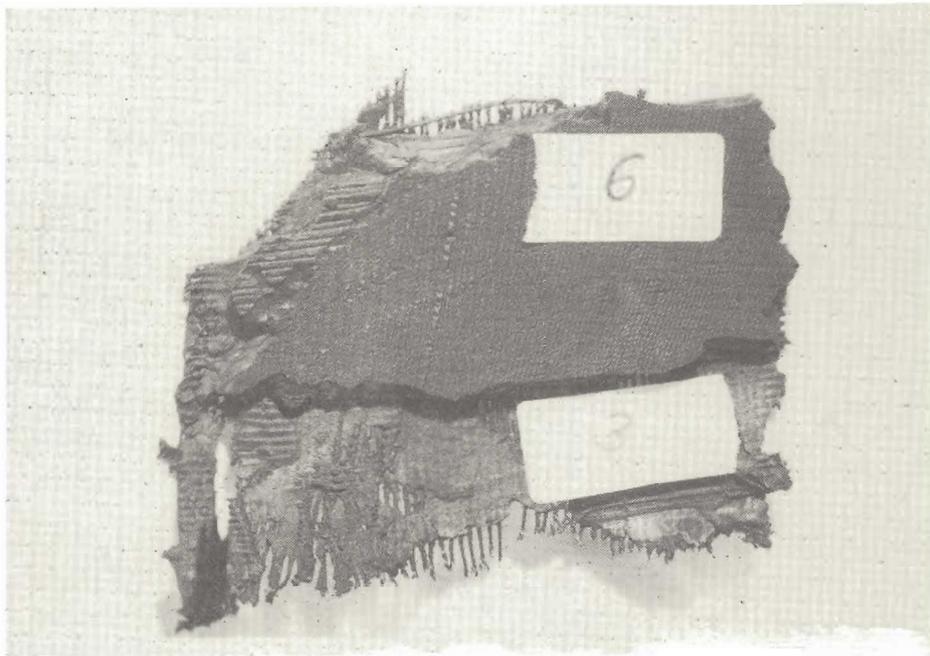
- 1  Goma banda de rodamiento
- 2  1ª Copa de tejido
- 3  2ª Copa de tejido
- 4  Banda intermedia de goma
- 5  3ª Copa de tejido
- 6  Carcasa

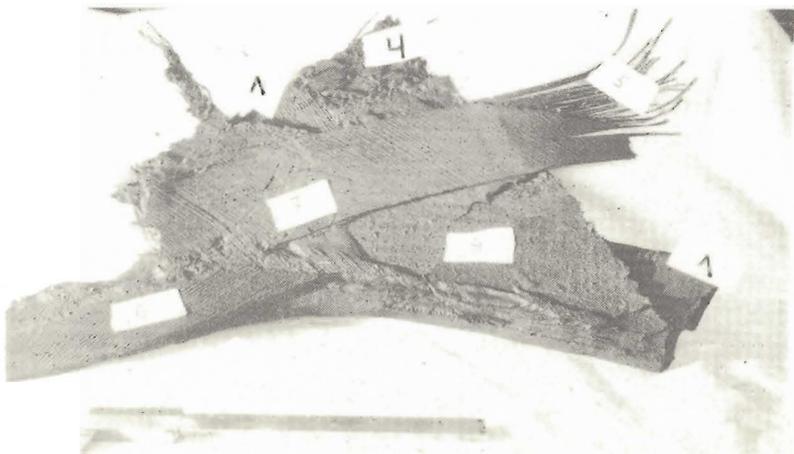
FIG.- 1.



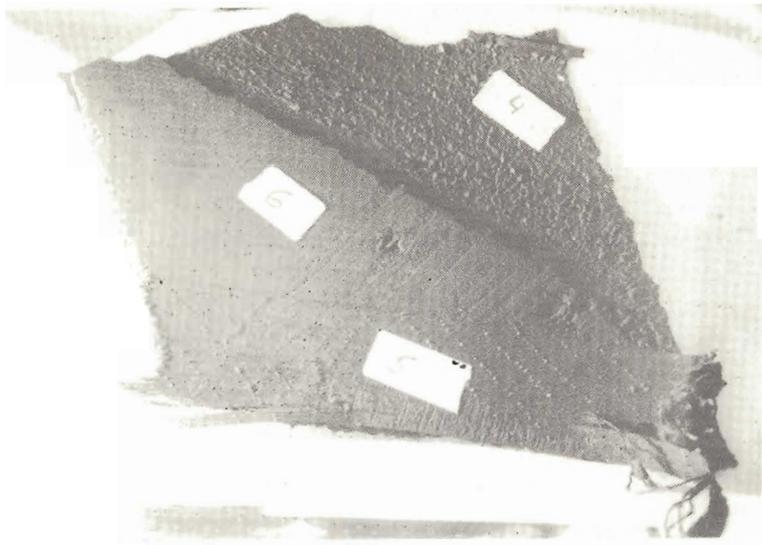
1



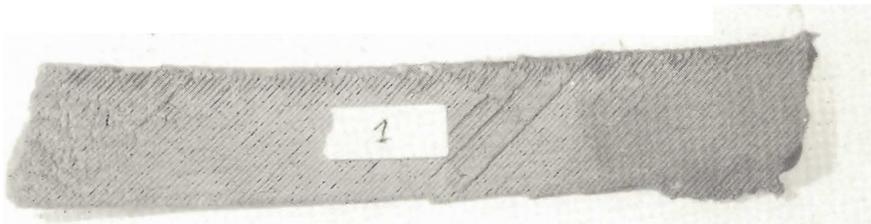
2



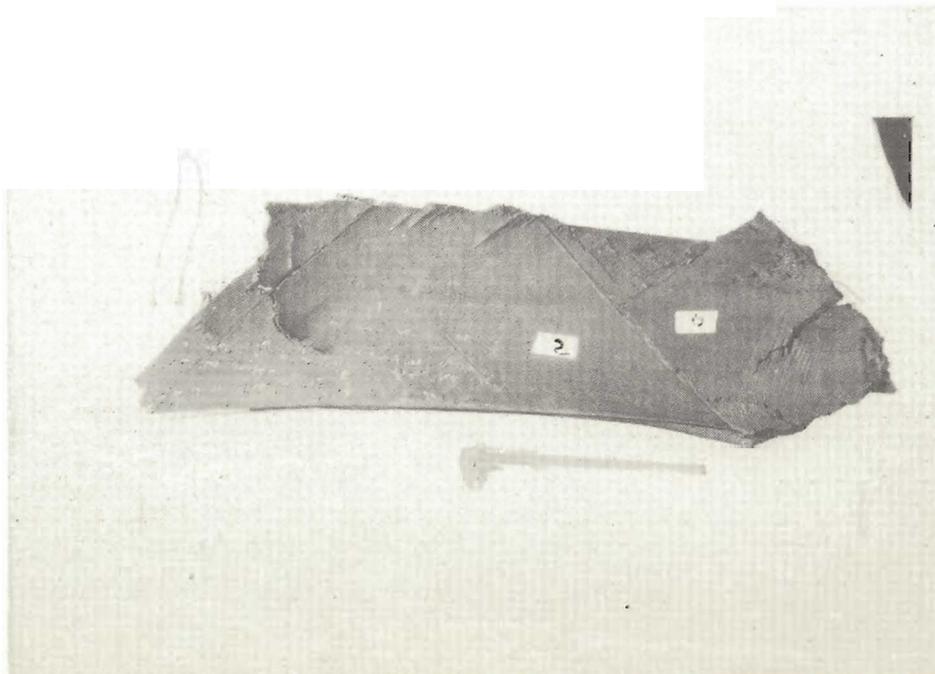
3



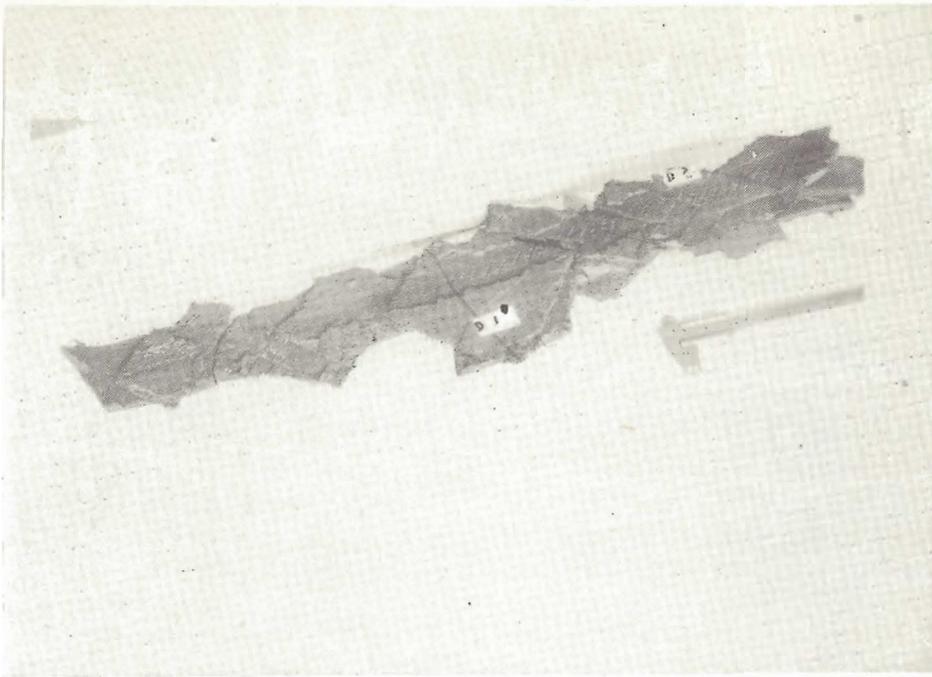
4



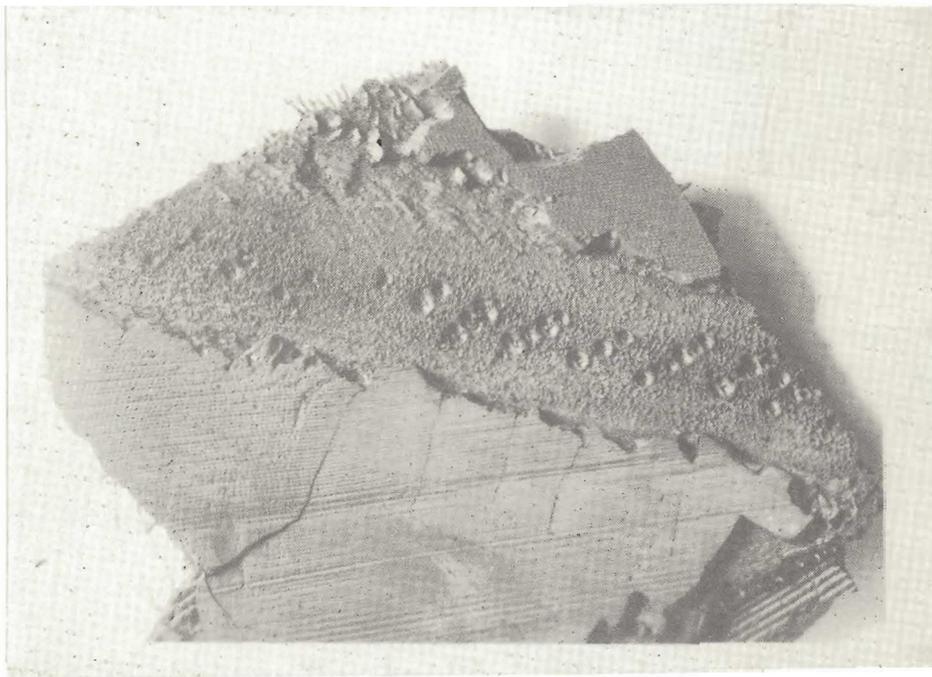
5



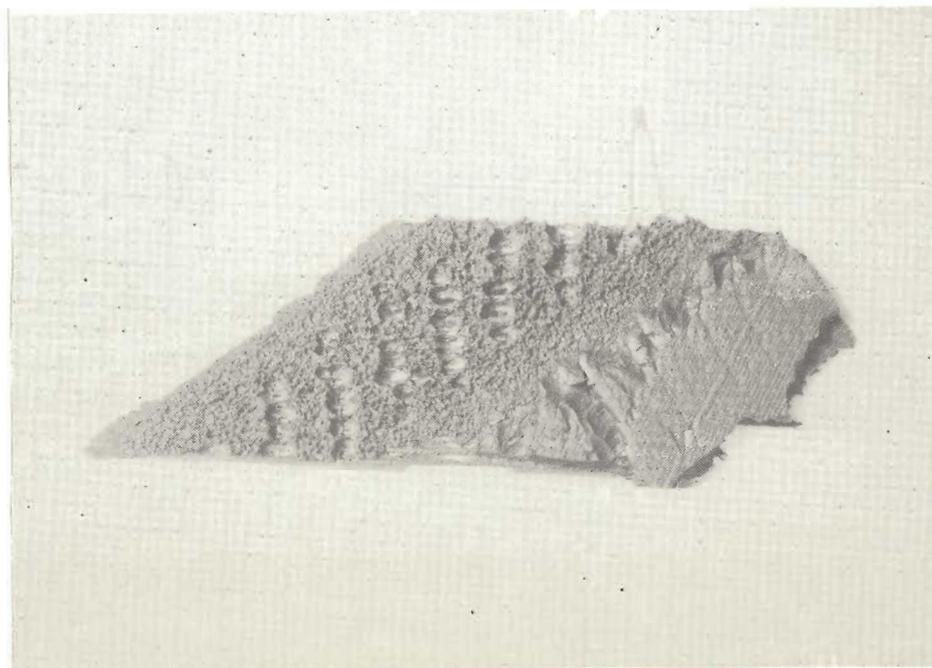
6



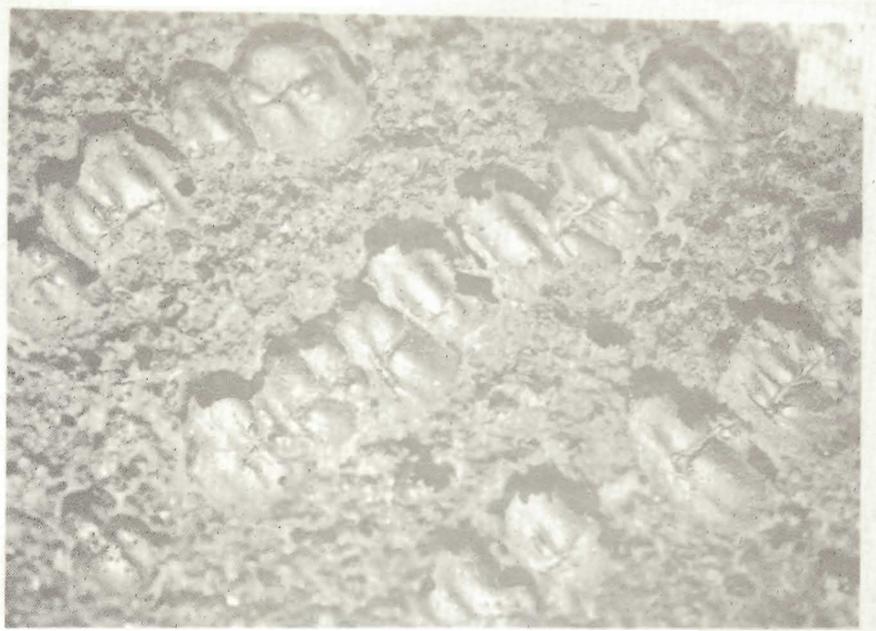
7



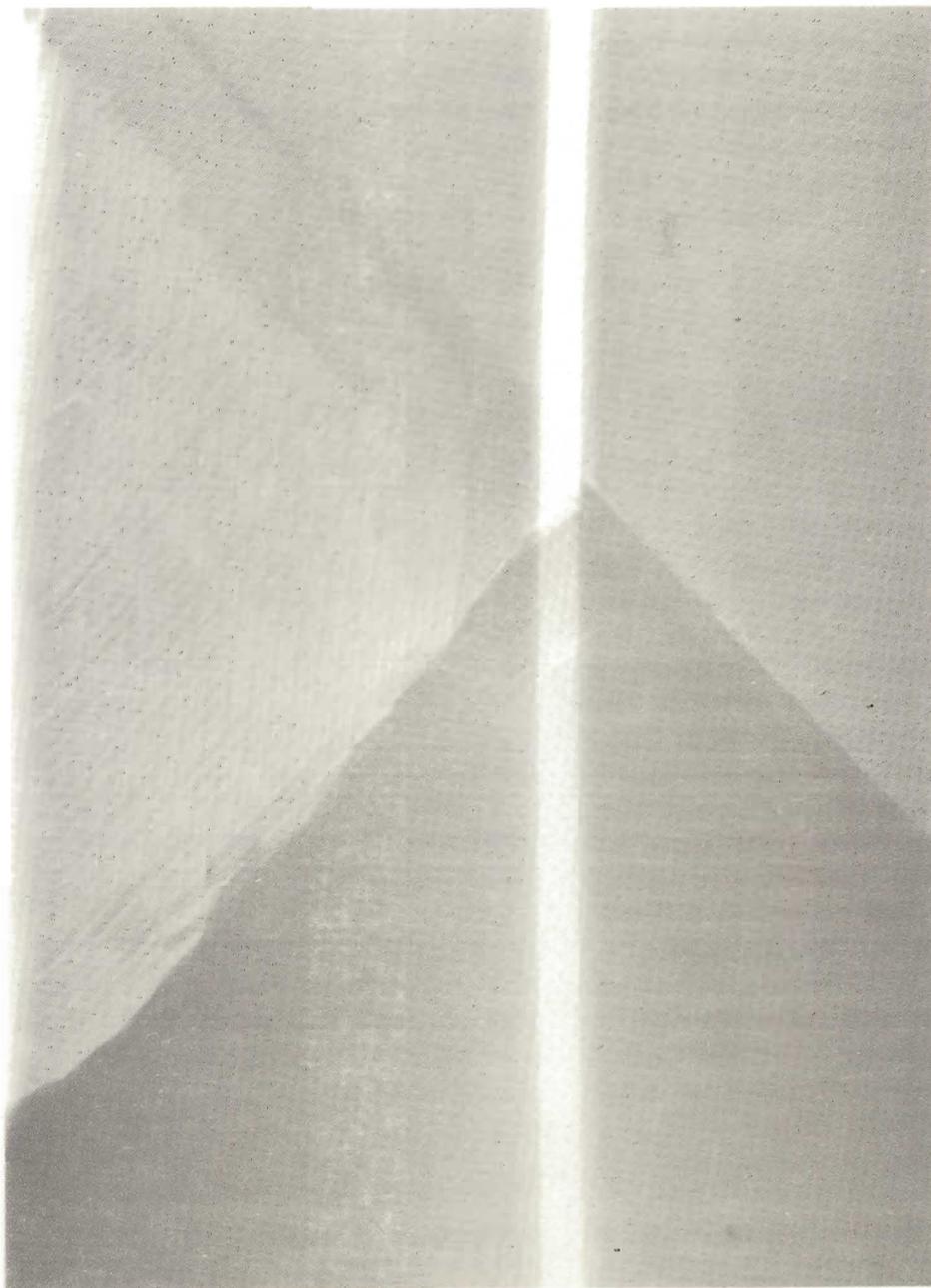
8



9



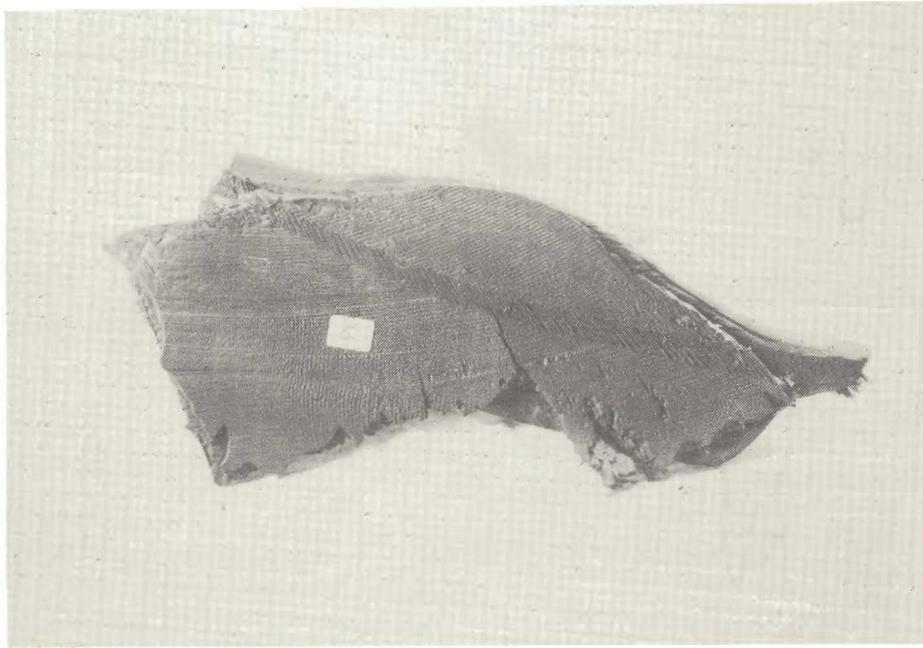
10



11



12



13

1.16.2 ESTUDIO DEL D.F.D.R.

Del estudio realizado sobre los - datos obtenidos del D.F.D.R., se indican los puntos más significativos en el cuadro que figura a continuación:

	Dist. umbral P. 14 (pies)	Velocidad IAS (Kts)	Tiempo antes impacto (sg)
(*) Inicio de carrera	242	0	63,75
Final de Ajuste de Potencia	300	-	51,75
Velocidad IAS de 80 Kts.	1.200	80	45,99
Velocidad IAS de 100 Kts	1.870	100	41,21
Velocidad v1	5.626	162	23,70
Mov. timón profun- didad hacia arriba	5.922	166,7	22,62
Velocidad VR	6.102	169	21,96
Mov. timón profun- didad hacia abajo.	6.250	175,07	21,44
(**) Comienzo deceleración	7.054	176,82	18,64
Rueda de morro de nuevo en el suelo	7.142	177,80	18,34
Máxima velocidad IAS alcanzada	7.841	184,75	16,00
Cruce del umbral de la pista 32	10.499	122,43	4,75
Impacto con la caseta del ILS	11.385	95,08	0

(*) Se ha considerado como inicio de carrera el momento en que hubo incremento de N_1 en algún motor, incremento de aceleración longitudinal, incremento de aceleración vertical, y oscilación en aceleración lateral e inicio de actividad

(**) Se ha considerado como comienzo de deceleración el momento en que hubo disminución de N_1 en algún motor, disminución de aceleración longitudinal y disminución de aceleración vertical.

1.17 Información adicional

1.17.1 Factores humanos

Desde el momento en que la mente del piloto percibe una información, hasta que actúa, transcurre un cierto tiempo durante el cual se compara la información recibida con los datos almacenados en su memoria, como resultado de esta comparación, se toma una decisión y se actúa en consecuencia.

El TIEMPO DE DECISION es función de la complejidad de la situación y del número de posibles respuestas. Ante situaciones en las que sólo existe una acción posible, no se requiere decisión, y el tiempo de reacción es muy corto. Es un TIEMPO DE REACCION SIMPLE.

Ante situaciones complejas y con posibilidad de distintas respuestas, habrá que sumar al tiempo de reacción simple, el tiempo de decisión para obtener el TIEMPO TOTAL DE REACCION.

El corto tiempo de que dispone a veces el piloto para tomar sus decisiones y la imposibilidad, en algunos casos, de corregirlas requiere que sean muy rápidas y correctas.

Para que una decisión sea la adecuada, tiene que estar basada en información clara, correcta y suficiente, y para que sea rápida, tiene que tener pocas alternativas.

Para mejorar las decisiones tomadas por los pilotos en las fases más críticas del vuelo, se intenta que estas sean tan simples y automáticas como sea posible. Para ello se les somete a entrenamiento en simuladores de vuelo, en los que se realizan todo tipo de emergencias conocidas.

Por lo que respecta a la fase más crítica del despegue, proximidad a V_1 , todas las Compañías entrenan a sus pilotos para resolver el problema presentado por el fallo de un motor. Si el fallo se identifica antes de V_1 la respuesta casi automática del piloto es abortar el despegue y si el fallo se identifica después de V_1 , el piloto decidirá continuarlo.

Sin embargo, las Compañías, en el momento de ocurrir este accidente, no entrenaban a sus pilotos respecto a como identificar y actuar en caso de fallos de ruedas y/o vibraciones extrañas. Tampoco existen en estos casos procedimientos claros sobre qué hacer y como hacerlo.

Para resolver un problema, el piloto necesita poder identificarlo claramente. La mayoría de las emergencias se manifiestan por medio de luces, señales acústicas, anomalía en instrumentos, u otras informaciones que permiten establecer claramente lo que está ocurriendo. A partir de este momento el piloto sólo tiene que seguir el procedimiento establecido para combatir la emergencia.

Sin embargo, no siempre ocurre así. El avión puede manifestar el problema al piloto mediante informaciones confusas o insuficientes para establecer con claridad que es lo que ocurre. Ese es el caso cuando se presentan ruidos y/o vibraciones extrañas.

La peor emergencia que puede presentarse a un piloto es aquella para la cual no está entrenado. Si además es difícil de identificar y requiere una decisión prácticamente instantánea, el problema se agrava considerablemente.

Una fuerte vibración de origen desconocido a alta velocidad en carrera de despegue, sin ninguna indicación que pueda aclarar si se trata de un problema de ruedas, de mandos o de integridad estructural,

es un caso especial de éste tipo de emergencias.

1.17.2 Ajuste de Flaps para despegue

La operación del DC-10 está basada en determinar el ajuste óptimo de flaps para cada despegue.

Hay operadores que, para simplificar la determinación del ajuste de flaps para el despegue, tienen tabulados los campos en que operan con un número reducido de ajustes.

En el caso de Spantax respecto al Aeropuerto de Málaga, estaban tabulados los ajustes de flaps de 8 y 15 grados. Con independencia de estas tablas se disponía de gráficos en los que se podía calcular el flap óptimo para cada caso.

La tripulación tenía, por tanto, tres opciones de flap para el despegue: 8°, 15° y flap óptimo.

El Manual de Vuelo de Spantax estaba confeccionado y mantenido al día por la United Airlines de Estados Unidos, mediante contrato entre ambas compañías. El contenido del Manual de Spantax era, en gran parte, copia literal del de United.

Aunque en los manuales de ambas compañías, páginas 4-6 del Manual de Spantax y 4-6.1 del de United, se decía que "los tripulantes no deben suponer arbitrariamente -

que flap 8 (flap 5 en el de United) es el "normal" para el despegue", se afirmaba en otro párrafo que "cuando desde el punto de vista operacional sea aceptable y lo permitan las condiciones de pista y de peso al despegue, se anima a que se utilice el flap 8" - (flap 5 en el de United).

Con flap 8, con las condiciones del día del accidente, se podía despegar con un peso máximo de 558.620 libras, siendo la limitación por pista. El avión pesaba 527.657 libras y se tenía, por tanto, un margen de - 30.963 libras.

Con flap 15 se hubiese podido despegar con 557.900 libras, siendo la limitación por segundo segmento. El margen era pues de - 30.243 libras.

Las velocidades, en Knots, para las distintas opciones, eran las siguientes:

Con 8° de flap:	$V_1 = 162$	$V_R = 169$	$V_2 = 182$
Con 15° de flap:	$V_1 = 156$	$V_R = 164$	$V_2 = 175$
Con 18° de flap (óptimo):	$V_1 = 155$	$V_R = 163$	$V_2 = 174$

Aunque el fallo de la rueda se produjo a una velocidad en que se estaría en el suelo en los tres casos y, de haberse producido el aborto en las mismas circunstancias, el avión se habría salido igualmente de la pista, lo habría hecho a menor velocidad en caso de haber elegido flap 15 ó flap 18. Es imposible determinar si habrían sido distintas las consecuencias ya que éstas fueron -

motivadas, posiblemente, por el rápido incendio que se produjo como resultado del impacto con la construcción de hormigón de la bomba de agua.

El flap óptimo era de 18 grados y con él se hubiera podido obtener una mayor reducción en la velocidad de despegue.

La selección de un ajuste bajo de flap ofrece las ventajas de un mayor gradiente de subida en caso de tener fallo de motor yéndose al aire, de menor consumo de combustible y menor ruido, pero tiene la desventaja de requerir velocidades de despegue más altas y hacer, por tanto, más crítico el aborto.

Con la selección de un ajuste alto de flap ocurre lo contrario, las velocidades de despegue son más bajas, lo que proporciona mayor margen en caso de aborto, pero disminuye el gradiente de subida en caso de fallo de motor.

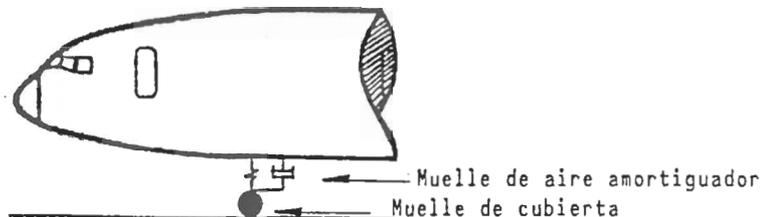
En este caso, aunque se tenía un amplio margen respecto a las limitaciones de peso, tanto con 8° de flap como con 15°, hubiese sido más aconsejable utilizar éste último - ajuste ya que, por despegar hacia el mar no había obstáculos en el segundo segmento y - las velocidades de despegue hubiesen sido - menores.

1.17.3 Estudio teórico de vibraciones generadas en el suelo de la cabina, por desequilibrio de una rueda de tren de morro.

En el Departamento de Ingeniería de McDonnell Douglas, se realizó un estudio teórico con ordenador para poder estimar la aceleración periódica (vibraciones) generada en el suelo de la cabina, por desequilibrio de una rueda del tren de morro.

Este estudio no entra en la valoración de las sensaciones que pudieron tener los miembros de la tripulación a través de los puntos de contacto con los elementos de cabina.

Las condiciones teóricas establecidas para este estudio son las siguientes:



- Muelle de aire amortiguador = 8250 libras/pulgada para medio avión

- Fuerza de amortiguación = $C_s X^2 = C_L X$

- C_s = Coeficiente de amortiguación =
37.5 LB/(IN/SEC)² (medio avión)

- X = Velocidad relativa de la cubierta respecto a cabina (pulgadas/seg)

- C_L = Aproximación lineal para amortiguación
- $C_L = 8 w x_0 / 3 C_s$ (Relación de frecuencia y amplitud)
- w = Frecuencia (Radianes por segundo)
- x_0 = Amplitud (pulgadas)
- Muelle de cubierta = 10.000 libras/pulgada para medio avión
- Fuerza de desequilibrio de cubierta = $m r w^2$
- m = Masa de desequilibrio
- r = Radio de cubierta = 18 pulgadas

Nota: Resultados de las fuerzas longitudinales y verticales desfasadas 90°.

La representación gráfica y la tabla de valores obtenida, figuran en Anexo C.

2.- ANALISIS

2.1 Introducción

Este análisis está basado exclusivamente en los datos del DFDR y en las declaraciones de tripulantes y pasajeros. La cinta del CVR quedó destruída como consecuencia de una prolongada exposición a altas temperaturas.

La aeronave tenía previsto realizar un vuelo charter con el núm. 995 desde Madrid (España) al Aeropuerto de J. F. Kennedy de Nueva York (EE.UU.), con escala intermedia programada en Málaga.

De los dos ajustes de flap que figuran tabulados en el Análisis del Aeropuerto de Málaga de la Compañía Span-tax, 8° y 15°, la Tripulación eligió el más bajo. Sin embargo, aunque con 8° de flap se tenía un margen de - 30.963 libras hasta el MTOW, hubiese sido más aconsejable la utilización de 15° de flap, o mejor aún, la selección del flap óptimo, ya que de este modo se hubiesen reducido las velocidades de despegue y tendrían más margen, especialmente para problemas distintos al fallo de motor.

Las velocidades calculadas y utilizadas por la tripulación con 8° de flap, estaban de acuerdo con el Manual y fueron V_1 : 162 Knots; V_R : 169 Knots y V_2 : 182 Knots.

El avión rodó a una velocidad normal desde el aparcamiento internacional del Aeropuerto de Málaga y se dirigió a la cabecera de la pista 14.

La Tripulación efectuó las listas de comprobación requeridas y se establecieron las funciones que cada uno debería desempeñar durante el despegue.

Durante el rodaje el avión recibió las autorizaciones de ATC y de despegue.

La alineación con la pista fue normal y el despegue se inició en forma estática, usando la potencia máxima de los motores.

El Copiloto avisó las velocidades de 80 Kts. y 100 Kts. y el Ingeniero de Vuelo notificó que todos los parámetros de motor eran correctos.

Poco antes de alcanzar V_1 comenzaron a desprenderse trozos de la banda de rodadura de la rueda de morro situada en la posición 2.

En o próximo a V_1 , comenzó a notarse en el avión una extraña vibración.

Según los datos del DFDR, se observa una aceleración normal del avión durante la carrera de despegue.

Entre 152,0 Knots y 175,75 Knots aparecen en el DFDR datos fuera de sincronización que fue necesario recuperar con lanzamiento de Bits. Este intervalo coincide con el período en que según las declaraciones de la tripulación y sus reacciones, fueron los momentos de percepción de la vibración.

A 166,7 Knots se observa un inicio de timón de profundidad hacia arriba.

A 175,07 Knots aparece un movimiento del timón de profundidad en sentido contrario, que puede considerarse como el probable momento en que el Comandante inició el aborto.

Los restos de neumático encontrados en la pista, - después del accidente, empiezan aproximadamente a 5.650 pies de la cabecera 14 y finalizan aproximadamente a - 7.350 pies de la misma.

2.2 Aborto de despegue

La vibración fue en aumento y, cuando al alcanzar V_R el Comandante intentó irse al aire, se hizo de tal magnitud que, al considerar que el avión sería incontrolable, decidió abortar el despegue.

El piloto está entrenado a considerar la V_1 como la máxima velocidad a la que debe iniciar un aborto de - despegue y, aunque se le ha enseñado a relacionar esta velocidad con el fallo de motor y no se le entrena para saber el deterioro que tendrá en la distancia de parada - cuando el fallo se debe a otras causas, está mentalizado a irse al aire con las anomalías detectadas después de la V_1 , con la única excepción de aquellos fallos que impiden que el avión siga volando.

En el caso de este accidente se observa claramente la influencia del entrenamiento en el piloto cuando éste, por haber percibido la anomalía, fuerte vibración del - avión, por encima de V_1 decide continuar el despegue.

Entre V_1 y V_R , el piloto fue percibiendo una - información de anomalía en el avión, totalmente nueva para él y que no le permitía identificar la verdadera causa.

Su entrenamiento y experiencia, sin embargo, le impulsaban a continuar el despegue.

Cuando al alcanzar V_R inició la subida de la rueda de morro para irse al aire, ocurrieron simultáneamente varias cosas:

- a) La vibración aumentó mucho.
- b) Dada la posición del asiento del Piloto respecto a la pata de morro, notaba que la vibración provenía de atrás, hacia cola.
- c) No notaba la vibración en los pedales, como suele - ocurrir cuando hay problemas de ruedas, sino en la - columna de mando y en forma lateral, principalmente.

El sistema hombre/máquina, requiere una comunicación entre sus dos componentes. El hombre transmite información a la máquina, a través de los controles. La máquina transmite información al hombre, a través de la presentación de la situación: instrumentos, luces, sonidos y actuación. El hombre percibe esta información mediante los sentidos y la integra con los datos almacenados en su mente para tomar sus decisiones.

Para que estas decisiones sean correctas, la comunicación de información de la máquina al hombre tiene que ser correcta y clara, de lo contrario, la decisión puede ser errónea. En este caso, el piloto recibió una información de la máquina, en el momento de rotar, que le hizo pensar que el avión era incontrolable, por lo que optó - por abortar el despegue.

Su decisión de quedarse, por ir en contra de su - aprendizaje, al haber superado no sólo la V_1 sino V_R , tuvo forzosamente que llevarle más tiempo que si se

hubiese enfrentado con una situación conocida y para la que se le hubiese entrenado.

En este caso, por tratarse de una situación no presentada con claridad por la máquina y que además tener que vencer la reluctancia natural del piloto a abortar por encima de V_1 podría suponer un tiempo de decisión mayor todavía.

Tomada su decisión, mientras bajaba la rueda de morro y comenzaba a parar el avión, éste seguía acelerando.

Teniendo en cuenta que al cantar V_R , la velocidad del avión era de 169 Kts., que el aumento de la intensidad de la vibración ocurrió después de levantar la rueda de morro y que la velocidad máxima alcanzada fue de - 184.75 Kts., el tiempo de reacción del Comandante debe considerarse normal, atendiendo a las circunstancias particulares de este caso.

La alta velocidad a que se llevó a cabo el aborto de despegue y la poca pista remanente, crearon una situación anormal que explica las diferencias entre la forma como se procedió a parar el avión y aquélla como se practica en el simulador.

Durante el despegue, el Comandante lleva la mano derecha en los gases hasta que se canta V_1 . De este modo, cualquier decisión de aborto hasta esta velocidad lleva consigo la maniobra inmediata de cortar los gases al mismo tiempo que se aplican frenos al máximo.

Cuando se canta V_1 , el Comandante pasa la mano derecha de los gases a la palanca de mando. Esto significa que continuará el despegue y, al mismo tiempo, evita cualquier posibilidad de retrasar los gases inadvertidamente durante la rotación y primer segmento de la subida.

Al abortar el despegue después de haber iniciado la rotación, el Comandante tuvo que pasar la mano rápidamente de la palanca de mando a los gases, para cortarlos. Al retrasar los gases y tratar de meter las reversas, se le escapó la palanca del motor n° 3. La asimetría de potencias le desvió el avión ligeramente a la izquierda, los spoilers no salieron automáticamente posiblemente por no haber completado todavía el ciclo de reversa y tuvo que sacarlos manualmente. Eso pudo acaparar su atención unos segundos a partir de los cuales, de acuerdo con la declaración del Comandante, al ver la caseta del ILS a su derecha, como consecuencia de la desviación sufrida por el avión hacia la izquierda, se concentró en tratar de controlar su dirección, mientras intentaba detenerlo y al ver que se salía de la pista, ordenó parar los motores. (Anexo D).

2.3 Evacuación

No se dió orden de evacuación por haber quedado el avión sin corriente eléctrica y no disponer de sistema de aviso de evacuación que de acuerdo con la normativa actual no es obligatorio. Sin embargo, ante la evidencia del accidente, nada más detenerse el avión, la Tripulación Auxiliar procedió a la apertura de las puertas y a ordenar a los pasajeros que lo abandonasen. No se utilizaron los megáfonos por dificultad de llegar hasta su emplazamiento.

Las puertas 1L, 1R y 2L fueron abiertas y utilizadas inmediatamente.

Aunque la azafata encargada de abrir la puerta 3L - vió fuego por el lado izquierdo, decidió abrirla, al observar que el incendio era mayor por el lado derecho.

La azafata encargada de abrir la puerta 2R, al observar fuego en el exterior, decidió no abrirla y dirigir a los pasajeros hacia la puerta 2L. Más tarde, un pasajero la abrió y después de salir por ella 3 o 4 pasaje

ros, el tobogán quedó inutilizado por el incendio y el fuego comenzó a invadir la cabina.

La azafata encargada de abrir la puerta 3R decidió no abrirla debido al fuego que había en el exterior y pensando que el incendio estaba en el lado derecho, dirigió el pasaje hacia la puerta 3L.

Por testimonios de algunos pasajeros, se sabe que las tres azafatas de las posiciones de cola del avión, trataron de abrir las puertas 4L y 4R sin conseguirlo, debido a probable deformación estructural, como consecuencia de los impactos o de la acción del fuego.

Los 91 pasajeros que ocupaban la primera cabina evacuaron el avión por las puertas 1L, 1R y 2L.

Los 122 pasajeros que ocupaban la segunda cabina lo evacuaron por las puertas 2L, 3L y un número muy reducido por la 2R.

La tercera cabina estaba ocupada por 167 pasajeros. De ellos, los 117 que consiguieron evacuar el avión lo hicieron, en su mayoría, utilizando la puerta 3L, que durante gran parte de la evacuación estuvo afectada por el fuego y cuya rampa quedó pronto inutilizada.

Los 47 pasajeros y 3 tripulantes que murieron, ocupaban la tercera cabina.

Existen testimonios de que en la cola se produjo una invasión de fuego y humo muy denso, posiblemente por la rotura de la parte superior de la cabina de pasajeros, a la altura de la puerta 4R. Probablemente ello ocasionó la rápida incapacitación de las 3 azafatas que estaban junto a las puertas 4L y 4R, por lo que no pudieron reconducir la evacuación en su zona y notificar al resto de la tripulación los problemas que estaban ocurriendo.

La evacuación fué lenta en las cabinas primera y - segunda porque los pasajeros, que habían subido al avión con una gran cantidad de equipaje de mano se dedicaron a recoger sus pertenencias antes de salir del avión.

En la tercera cabina, aparte del problema del equipaje de mano, se produjo un taponamiento, debido a la - gran cantidad de pasajeros que principalmente por el pasillo izquierdo, se dirigían hacia la puerta 3L, por la que se evacuaba con dificultad a causa de la destrucción de la rampa por la proximidad del fuego.

La invasión de humo y fuego produjo la incapacitación de las víctimas que quedaron atrapadas en el interior de esta cabina.

La falta de visibilidad, debido al fuego y humo, y los mamparos de separación entre cabinas, impedían que se tuviera una visión de conjunto del avión y, de hecho, se efectuaron tres evacuaciones distintas, una de cada cabina.

Aunque en la certificación de evacuación de los - aviones se supone el fallo del 50% de las salidas y en - este caso también se pudieron emplear la mitad de ellas, este accidente presenta serias dudas sobre la posibilidad de cumplir el requisito de evacuación en 90 segundos, en caso de inutilización de las cuatro puertas traseras.

2.4 Ruedas

En las escalas de Madrid y de Málaga se efectuaron las inspecciones correspondientes, sin que se detectase ninguna anomalía. La presión de las ruedas se comprobó antes de salir de palma y estaban todas dentro de

normas. Se observó que el estado general de las ruedas era correcto.

El estudio de los restos de neumático desprendidos durante la carrera de despegue, y que pudieron ser recuperados, pone de manifiesto defectos en el proceso de recauchutado con fallos de baja adhesión entre diferentes capas, distintos grados de impregnación de tejido cord en alguna capa, la incorporación anormal de una banda intermedia de goma que cubre parcialmente la carcasa y sobre la que se inició el proceso de recauchutado y, en algunas zonas, aparecen burbujas también como consecuencia de una incorrecta ejecución en el proceso de recauchutado ya mencionado.

El mismo estudio demuestra también que el desprendimiento de los trozos de la banda de rodadura fue secuenciado, quedando parte de los mismos unidos durante más o menos tiempo a la carcasa antes de su separación.

Se produjeron fuertes vibraciones que no pudieron ser identificadas por la tripulación.

3.- CONCLUSIONES

3.1 Deducciones

- a) El Comandante y la tripulación estaban adecuadamente calificados, experimentados y físicamente bien.
- b) El avión tenía el Certificado de Aeronavegabilidad, Certificado de Matrícula y Certificado de Mantenimiento válidos. Los archivos demuestran que había sido mantenido de acuerdo con el programa de mantenimiento autorizado.
- c) En la investigación, no se encontró ninguna evidencia de anormalidad en el funcionamiento de los motores y sistemas de la aeronave.
- d) El peso y centrado de la aeronave estaba dentro de los límites establecidos.
- e) El cálculo de velocidades para el despegue, realizado por la tripulación, estaba de acuerdo con el ajuste de flaps elegido según lo establecido en el Manual de Operaciones.
- f) El despegue era normal hasta que comenzó la vibración antes de V_1 .
- g) La vibración producida por el desprendimiento fraccionado de la banda de rodadura de la cubierta núm. 2 del tren de morro, aumentó considerablemente al iniciar la rotación.

- h) El desprendimiento de la banda de rodadura de la - cubierta núm. 2 de la pata de morro, se produjo por defectos en el proceso de recauchutado.
- i) La tripulación no tenía ninguna indicación para - identificar el origen o la causa que producía la - vibración.
- j) El Comandante decidió el aborto de despegue a ve- locidad superior a V_R , al aumentar fuertemente la vibración y considerar que ésta era producida por - algún tipo de fallo que haría a la aeronave incon- trolable en vuelo.
- k) La posición de los restos de la banda de rodadura indica que el desprendimiento de los mismos se ini- ció en, o antes de, V_1 y finalizó después de V_R .
- l) Después de iniciado el aborto del despegue el motor núm. 3 permaneció con empuje positivo.
- m) El motor núm. 3 se desprendió de la aeronave al co- lisionar con la caseta del ILS.
- n) El incendio se inició como consecuencia del impacto y rotura del plano derecho al colisionar con la es- tructura de hormigón situada al otro lado de la - autopista.
- o) La evacuación se vió dificultada por la invasión de humo y fuego en la parte trasera de la aeronave por y haber quedado inutilizadas tres de las cuatro puertas de la cabina núm. 3.

3.2 Causa

La Comisión determina que la causa de este accidente fue el desprendimiento fraccionado de la banda de recauchutado de la rueda derecha del trén de morro, que produjo una fuerte vibración que no pudo ser identificada por el Comandante e indujo a este a considerar que el avión sería incontrolable en vuelo y en consecuencia a abandonar el despegue por encima de V_R .

La decisión de abandonar el despegue, aunque no concuerda con los procedimientos de operación estandar se considera razonable en este caso, en base a las circunstancias anormales en que se encontró la tripulación, el poco tiempo disponible para tomar la decisión, la falta de entrenamiento para caso de fallo de ruedas y la no existencia de procedimientos en el despegue para ningún tipo de fallo distinto al de motor.

4.- RECOMENDACIONES

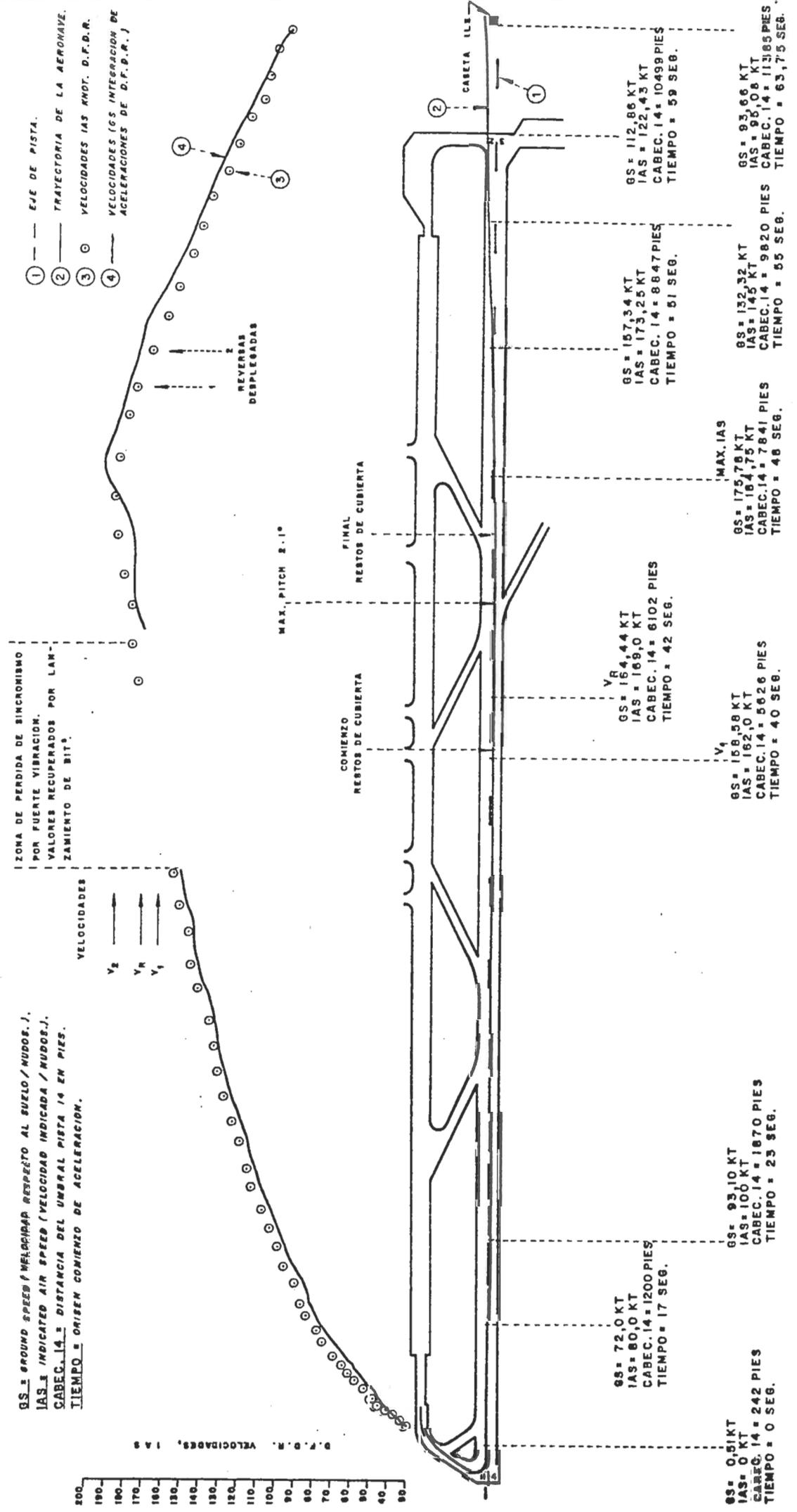
- 1^a) Debería darse a los pilotos entrenamiento sobre fallos distintos a los de motor, especialmente relacionados con problemas de tren de aterrizaje a velocidades próximas a V_1 y reconsiderar la filosofía de la V_1 cuando se degrada la capacidad de frenado por alguna causa.
- 2^a) Debería reglamentarse claramente el uso de ruedas recauchutadas.
- 3^a) Debería estudiarse la posibilidad de proporcionar en la cabina de mando una indicación a los pilotos respecto a la integridad de los neumáticos y superficies de control.
- 4^a) Debería reglamentarse que en la prolongación de las pistas, dentro del recinto del Aeropuerto, todas las construcciones fuesen frangibles, en una franja de una anchura de 60 metros a ambos lados de la prolongación del eje de la pista.
- 5^a) Debería considerarse en las certificaciones de los aviones con varias cabinas, la posibilidad de que tenga que efectuarse la evacuación de una de ellas estando más del 50% de sus salidas inutilizadas.
- 6^a) Los megáfonos y demás material de utilización en caso de evacuación, deberían estar situados junto a los asientos de la tripulación auxiliar.
- 7^a) Debería variarse el entrenamiento de la tripulación para casos de evacuación en los aviones de fuselaje ancho, por la reducción de visibilidad del total de la cabina que dificulta la coordinación en casos críticos.

- 8^a) Debería exigirse al personal responsable del embarque y a los pasajeros el estricto cumplimiento de las normas sobre equipajes de mano.
- 9^a) Deberían evitarse ajustes bajos de flaps sin necesidad en los despegues. En los Manuales de Vuelo, las compañías deberían tener claramente establecido cuál es el ajuste de flap más conveniente para cada caso.

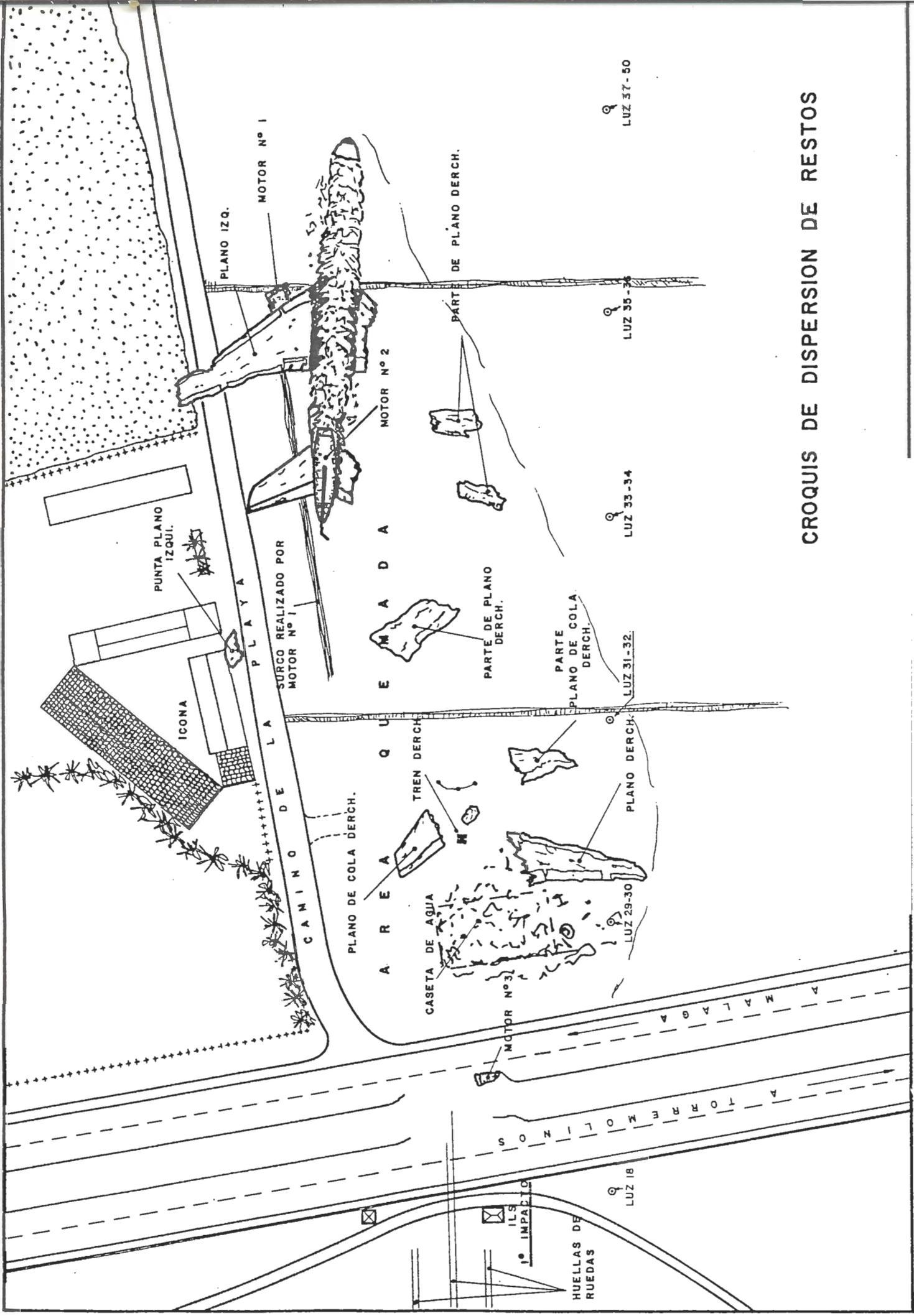
A N E X O A

TRAYECTORIA SEGUIDA POR LA AERONAVE

PERFIL DE VELOCIDADES



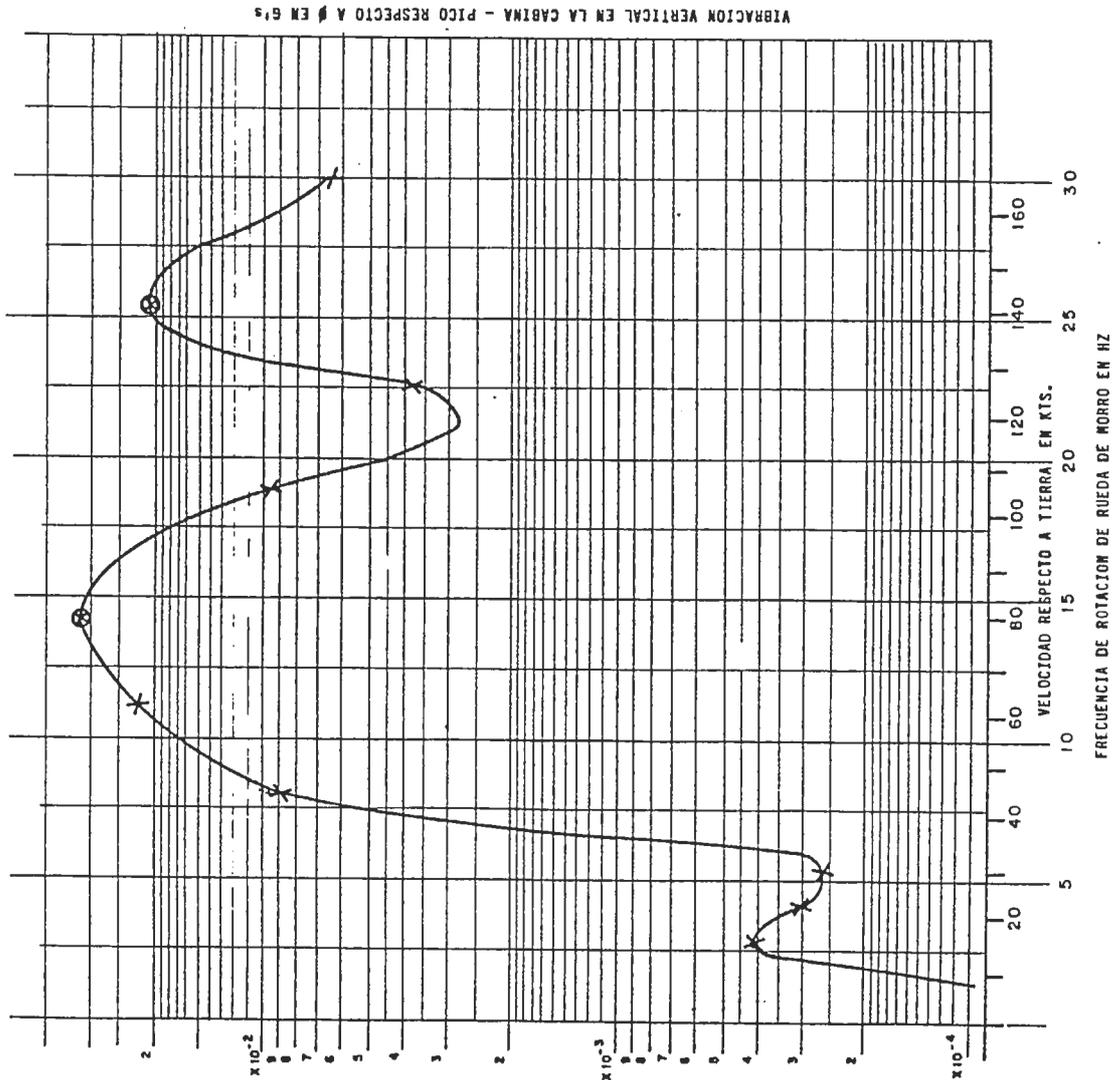
A N E X O B



CROQUIS DE DISPERSION DE RESTOS

A N E X O C

ANALISIS TEORICO DE DESEQUILIBRIO DE RUEDA DE TREN DE MORRO DE DC-10-30



DATOS TIPICOS

MODO NUM.	FREC. (HZ)	MASA GRAL. MEDIO AVION (LB-IN-SEC ²)	CABINA TRIPULAC. VERTICAL		RUEDA DE MORRO	
			→ ABAJO (IN)	→ ADELANTE/ATRAS	VERTICAL → ABAJO (IN)	→ ADELANTE (IN)
1	0.0	727.0	1.00	0.0	1.00	0.0
2	0.0	132.1	0.898	-0.189	0.708	-0.189
3	0.0	727.0	0.000	1.0	0.000	1.0
4	1.20	11.28	0.00649	-0.00140	-0.00140	-0.00700
5	1.92	38.16	0.00860	-0.00100	0.00676	-0.00100
6	2.74	23.68	0.406	0.279	0.279	-0.118
7	3.41	27.70	0.184	0.122	0.122	-0.0790
8	3.72	5.346	0.0657	-0.0250	0.0359	-0.0250
9	3.88	13.83	0.0205	0.0139	0.0139	0.0370
10	4.71	3.045	0.0783	0.0450	0.0450	-0.0310
11	4.71	522.0	0.102	-0.0529	0.0529	-0.0260
12	5.35	43.20	0.177	0.0947	0.0947	-0.0520
13	7.14	6.341	0.170	0.00497	0.00497	-0.00800
14	7.87	10.49	0.322	0.130	0.130	-0.199
15	9.00	65.61	0.0761	0.0310	0.0310	-0.0260
16	10.62	9.880	0.117	0.0330	0.0330	-0.109
17	11.10	2.021	0.0193	0.00503	0.00503	-0.0190
18	11.27	17.00	0.315	0.0911	0.0911	-0.186
19	11.85	15.47	0.104	0.262	0.262	-0.0680
20	13.14	4.057	0.0501	0.0122	0.0122	-0.0310
21	14.24	4.677	0.139	0.0281	0.0281	-0.0950
22	15.28	43.20	0.0380	0.00544	0.00544	-0.0310
23	15.96	8.410	0.0770	0.0117	0.0117	-0.0530
24	16.27	3.521	0.103	0.0146	0.0146	-0.0710
25	17.62	238.2	0.0699	0.00469	0.00469	-0.0630
26	18.86	18.22	0.272	0.0223	0.0223	-0.176
27	22.37	27.32	0.441	-0.00940	-0.00940	-0.135
28	25.11	91.29	0.961	0.0900	0.0900	-0.709
29	13.00	0.04119	0.0	0.0	0.0	-0.189

NOTA: DATOS TIPICOS PARA UN PESO TOTAL = 561.000 LIBRAS Y UN CENTRO DE GRAVEDAD = 14% CUERDA MEDIA AERODINAMICA. MODELO DE REFERENCIA Nº 17351

X - ANALISIS RELATIVO AL MAXIMO DESEQUILIBRIO PARA UNA PULGADA POR LIBRA MEDIO AVION POR DESEQUILIBRIO DE UNA CUBIERTA DE MORRO SEPARADA DEL SUELO SIN AMORTIGUADOR.
 D - MISMO ANALISIS CON AMRTIGUADOR.

A N E X O D

VELOCIDADES ABORTO DESPEGUE RESPECTO A DISTANCIAS

CONDICIONES:

ALTITUD BAROMETRICA DEL AEROPUERTO:
-190 PIES

TEMPERATURA AMBIENTE DEL AEROPUERTO:
25° C

PENDIENTE DE LA PISTA:
-0.002

VELOCIDAD DEL VIENTO COMUNICADA A
50 PIES DE ALTURA:
14 KNOTS EN MORRO
11.6 KNOTS A LA ALTURA DEL AVION

SIN PROTECCION ANTIHIELO

UTILIZANDOSE EL SANGRADO DE MOTOR PARA
EL FUNCIONAMIENTO DEL AIRE ACONDICIONADO

- 1 ——— DATOS BASADOS EN LA INTEGRACION DE LOS ACELEROMETROS DEL DFDR
- 2 ○ DATOS BASADOS EN LA VELOCIDAD INDICADA DEL DFDR CORREGIDA A LA VELOCIDAD CON RESPECTO TIERRA
- 3 ——— DATOS DE ACELERACION PREDETERMINADA CALCULADOS PARA CONDICIONES REALES USANDO N_1 Y MINIMO EMPUJE SEGUN EL MANUAL DE LA F.A.A.
- 4 ····· DATOS DE PARADA PREDETERMINADA CALCULADOS PARA CONDICIONES REALES DE $V_1=162$ KNOTS.(IAS) USANDO EL METODO DE CALCULO DE LA F.A.A.
- 5 - - - - DATOS DE ACELERACION PREDETERMINADA CALCULADOS PARA LAS CONDICIONES REALES CON N_1 DEL DFDR Y EL EMPUJE MEDIO DEL MOTOR
- 6 - - - - PARADA MAXIMA CALCULADA A PARTIR DEL RETRASO DE PALANCAS DE GASES EN DFDR UTILIZANDO EL RTO, μ Y EL EMPUJE MAXIMO DE REVERSA DE LOS TRES MOTORES PARA PARAR, SEGUN EL MANUAL DE ACTUACIONES

