



**ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONÁUTICA CIVIL  
SECRETARIA DE SEGURIDAD AÉREA**

**GRUPO INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES**

**INFORME FINAL ACCIDENTE DE AVIACIÓN**

<b>MATRICULA:</b>	<b>VP-BGI</b>
<b>MARCA:</b>	<b>MC DONELL DOUGLAS</b>
<b>MODELO:</b>	<b>DC-9-83 (MD-83)</b>
<b>PROPIETARIO:</b>	<b>IRISH AEROSPACE LIMITED</b>
<b>EXPLOTADOR:</b>	<b>AEROREPUBLICA</b>
<b>LUGAR DEL ACCIDENTE:</b>	<b>AEROPUERTO BONILLA ARAGON PALMIRA, VALLE</b>
<b>FECHA DEL ACCIDENTE:</b>	<b>08 DE ENERO DE 2005</b>
<b>HORA DEL ACCIDENTE:</b>	<b>15:40 HL.</b>



<b>QNH</b>	<b>Presión corregida sobre el nivel del mar</b>
<b>UTC</b>	<b>Tiempo Universal Coordinado</b>
<b>VFR</b>	<b>Reglas para Vuelo Visual</b>
<b>VHF</b>	<b>Frecuencia muy alta (Equipo de radio)</b>

## SINOPSIS

El día 08 de enero de 2005 a las 15:40 Hora local, la aeronave de matrícula VP-BGI explotada por la empresa Aerorepublica, y perteneciente a Irish Aerospace Limited, se accidentó al final de la pista 09 del aeropuerto Bonilla Aragón de la ciudad de Cali, departamento del Valle, Colombia.

La aeronave llevaba 164 pasajeros y 6 tripulantes efectuando el último tramo de un vuelo cuyo itinerario fue Cali, Bogotá, Cali, San Andrés, Cartagena, Cali.

La aeronave estaba autorizada para efectuar la aproximación a la pista 01 pero posteriormente fue requerida para hacerlo a la pista 19 lo cual fue aceptado por la tripulación pero indujo a apresurarse en los procedimientos y cálculos lo que inicio una cadena de errores que los llevaron a efectuar una aproximación no estabilizada y un aterrizaje con excesiva velocidad e inadecuada configuración

Durante el aterrizaje la aeronave experimentó una severa vibración de zigzag de amplitud divergente que causo la rotura de elementos del tren principal derecho que permitieron que este se colapsara por ese lado y arrastrase el plano derecho, perdiendo el control de la aeronave que en su trayectoria por fuera de la zona de seguridad perdió el tren izquierdo al golpear contra un muro al final de la zona de seguridad.

La tripulación y pasajeros evacuaron el avión con contusiones menores. Un conato de incendio fue oportunamente sofocado por los bomberos.

La autoridad aeronáutica fue notificada de inmediato y una comisión acudió esa tarde a la escena del accidente. Al día siguiente fue designado un investigador que se hizo cargo de la investigación, en la que participaron también en los análisis y estudios de los registradores de vuelo, la Nacional Transportation and Safety Board, La Federal Aviation Administration y La empresa constructora BOEING, a donde se enviaron partes para análisis. También se efectuaron pruebas en un simulador de Pan Am. La autoridad de Bermuda, país de registro de la aeronave, fue notificada para su intervención pero no participo.

El investigador a cargo designo una junta investigadora que participo en la investigación  
La aeronave sufrió daños sustanciales



**POSICIÓN FINAL**



**VISTA AÉREA**



## INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1 RESEÑA DEL VUELO

#### 1.1.1 Preparación para el vuelo

El día 08 de Enero de 2005 el departamento de operaciones de la empresa Aerorepublica programó el itinerario CLO-BOG-CLO-ADZ-CTG-CLO, con una tripulación compuesta por dos pilotos y cuatro auxiliares.

El día previo al vuelo, la tripulación cumplió con sus periodos de descanso normales. El piloto había tenido un vuelo adicional el día 07 acostándose a las 02:30am y descansando durante el resto del día. El primer oficial había cumplido un itinerario el día anterior, terminando a las 17:00 horas.

Los pilotos se presentaron al despacho a las 05:10 horas de el día Enero 8 y les fue asignada la aeronave DC-9-83 (VP-BGH).

Durante la inspección prevuelo, la tripulación advirtió que el "Voice Recorder" no estaba dando la prueba y en el carry over figuraban el APU y Pack derecho inoperantes. Por el MEL podían efectuar el vuelo con un solo Pack. El personal de mantenimiento reparo el "Voice Recorder" y el comandante solicitó al despacho cambio de avión para cuando arribase a Bogotá en razón a que por el largo vuelo que le esperaba y a las altas temperaturas de operación que se presentarían en los aeropuertos de Cali, San Andrés y Cartagena se hacía necesario tener los dos Packs operativos.

El trayecto CLO-BOG vuelo 7450, lo efectuó el primer oficial por indicaciones del comandante y al llegar a Bogotá les fue asignada la aeronave de matricula de Bermuda VP-BGI.

En razón a que era el primer vuelo del día de esa aeronave, la tripulación efectuó la inspección prevuelo, lapso durante el cual el despachador llegó con los documentos del vuelo BOG-CLO los cuales fueron analizados. A los diez minutos regresó preguntando si ya podían abordar a lo cual el comandante le indicó que tenía que terminar la inspección y que agilizaría el procedimiento.

Los trayectos Bogotá, Cali, San Andrés, Cartagena también fueron delegados al primer oficial cumpliéndose sin novedad.

El último trayecto Cartagena Cali lo decidió efectuar el comandante iniciando el remolque atrás a las 14:14.HL.



Durante el taxeo en el panel anunciador advirtieron la indicación de la luz del “Smoke Detector” del baño trasero derecho por lo cual el primer oficial se desplazó hasta el baño para efectuar una inspección visual, constatando que no había conato de incendio. De acuerdo al MEL y en razón a que la luz desapareció, dieron instrucciones a la supervisora del vuelo para que en caso de que se volviera a presentar, removieran la papelera y se sellará el baño.

### 1.1.2 SALIDA Y CRUCERO

A las 14:41 horas despegó del aeropuerto Rafael Núñez de Cartagena con la asignación del vuelo 7463.

Control Barranquilla autorizó inicialmente mantener rumbo de pista hasta 2.000 pies y posterior virar a la izquierda directo hacia el VOR de Tulúa para FL.330, de acuerdo a la solicitud del comandante, altura que alcanzaron a los 16 minutos aproximadamente o sea a las 14:57 HL.

El vuelo nivelado se desarrolló en forma normal, dedicándose la tripulación a comentar detalles de la geografía de los lugares por donde cruzaban. Posteriormente sintonizan el ATIS y a 100 millas solicitan descenso a Control Bogotá, el cual los autoriza para FL 240. El capitán efectúa el briefing de descenso, solicitando las listas de chequeo las cuales son leídas por el primer oficial y respondidas por el comandante. Una auxiliar hace un comentario sobre algunos pasajeros que están alterados posiblemente por no tener disponible sino un solo baño (en la parte trasera).

### 1.1.3 DESCENSO Y APROXIMACIÓN

A las 15:35 Control Bogotá los cambia a Cali aproximación, el cual los autoriza a CLO vía ULQ e ILS para la pista 01, con descenso para 15.000 Ft. y notificar ULQ.

A las 15:37 Control CLO nuevamente los llama y les pregunta si es posible utilizar la pista 19, lo cual contestan afirmativamente, asignándoles llegada Tulúa 2 y descenso para 6.500 pies y notificar 20 millas fuera.

De acuerdo a esta nueva autorización, deberían cruzar ULQ con 14.000 o inferior y se encontraban a 17 millas; y a los 45 segundos están 13 millas fuera.

A las 15:40 dejan libre ULQ a través de 15.500 pies.

A partir de este momento la tripulación tiene una pequeña confusión porque se les refunden las listas de chequeo que son encontradas inmediatamente. Imparten las instrucciones a la tripulación de cabina y el primer oficial efectúa las listas de chequeo de



aproximación apresuradamente. Le informa al comandante que tienen contacto visual y se encuentran muy altos. Sin embargo el Piloto al mando ordena bajar el tren de aterrizaje. El primer oficial sugiere efectuar un tráfico por la altura que llevan, advirtiendo que tienen afuera los speed brakes y desconectan el piloto automático.

#### 1.1.4 APROXIMACIÓN Y ATERRIZAJE

A las 15:40 reportan 20 millas fuera millas fuera a través de 8.000 Ft. y cambian a la torre Bonilla Aragón informándole que se encuentran a diez y seis millas al Norte. La Torre los autoriza a aterrizar, informándoles que tienen viento de cola de ocho nudos. El primer oficial efectúa apresuradamente la lista de chequeo para antes de aterrizar sin recibir la colocación de los ítems por parte del comandante, quien ordena flaps a 28. Durante este lapso la alarma de altitud suena ocho veces. El primer oficial sugiere 40 grados de flaps pero recibe respuesta negativa. Suenan las alarmas de “Sink Rate”, “Oop Oop Pull Up” y el comandante comenta “Mucha velocidad”. A partir de ese momento y luego de sentar ruedas, se escucha un ruido metálico repetitivo, el primer oficial interroga sobre si coloca 40 de Flaps y suena la alarma de Landing Gear. Después que se detiene el avión, el capitán grita “Evacuación” y la auxiliar ordena inicialmente que permanezcan todos sentados.

Luego de que el avión estuvo completamente detenido las auxiliares inician a abrir las puertas para la salida. La supervisora de auxiliares a cargo de la puerta principal, la abrió con la ayuda del primer oficial, pero al extender el deslizador, este se desinflató por que cayó sobre alambre de púas, quedando suspendida esa salida.

Las puertas del “Galley” trasero y el cono no fueron accionadas por la auxiliar a cargo de ese sector en razón a que advirtió fuego por ese lado. En razón a que el PA no operó, al comandante un pasajero le pasó el megáfono, por el que comenzó a impartir instrucciones.

Los pasajeros evacuaron por las salidas del lado derecho que ellos mismos abrieron. Las del lado izquierdo también las abrieron pero la auxiliar impidió que saliesen por ese lado en razón a las llamas que se iniciaban. Los pasajeros salieron apresuradamente y algunos querían llevar sus artículos personales pero fueron instruidos para dejarlos. Luego de que salieron, las auxiliares revisaron los baños para constatar de que no hubiese alguna persona allí.

Los bomberos acudieron en forma oportuna, gracias a que el comandante de guardia estaba observando el aterrizaje y advirtió la condición anormal y humo por lo que inició la alerta, interviniendo tres máquinas. (T-6, T-1000 y T 1500 con dos tripulantes cada una) que utilizaron como agentes extintores agua y AFFF. Constataron con las auxiliares la no permanencia de nadie a bordo y controlaron el incendio por el lado izquierdo y la turbina de ese lado.



Posteriormente se autoriza el ingreso de 10 busetas para el desplazamiento de los pasajeros al Terminal.

La aeronave quedó a 200 metros aproximadamente de la cabecera, desplazada hacia la derecha del eje central y con un rumbo de 210°.

## 1.2 LESIONES A PERSONAS

<b>Lesiones</b>	<b>Tripulantes</b>	<b>Pasajeros</b>	<b>Otros</b>
<b>Mortales</b>	--	--	--
<b>Graves</b>	--	--	--
<b>Leves / ilesos</b>	06	164	

## 1.3 DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

La aeronave quedó con su estructura general íntegra, pero con daños sustanciales en los trenes de aterrizaje que se rompieron y colapsaron, el fuselaje con múltiples impactos y rozaduras, los planos abollados y torcidos, las superficies de control de cola abolladas y los motores con ingestión de FOD.

Las cabinas de pilotos y las de pasajeros no sufrieron mayores daños, quedando abiertas las salidas de emergencia y la puerta principal, utilizadas durante la evacuación.

## 1.4 OTROS DAÑOS

Destrucción parte muro perimetral del aeropuerto y varias luces laterales de borde de pista

## 1.5 INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL

### 1.5.1 PILOTO

NOMBRE: LEONARDO  
 APELLIDOS: LLANOS ORTIZ  
 NACIONALIDAD: COLOMBIANA



EDAD:	57 años
LICENCIA No.:	PTL 1255
CERTIFICADO MÉDICO:	Vence 15 - 05 - 2005
EQUIPOS VOLADOS COMO PILOTO:	B-727 / B-757 / B-767 / DC-9
ÚLTIMO CHEQUEO EN EL EQUIPO:	03 - 12 - 2004
TOTAL HORAS DE VUELO:	17000 aprox.
TOTAL HORAS EN EL EQUIPO:	1527:51
HORAS DE VUELO ÚLTIMOS 90 DÍAS:	60:09
HORAS DE VUELO ÚLTIMOS 30 DÍAS:	43:10
HORAS DE VUELO ÚLTIMOS 3 DÍAS:	11:02

### 1.5.2 COPILOTO

NOMBRE:	LUIS JORGE
APELLIDOS:	HERNÁNDEZ FAJARDO
NACIONALIDAD:	COLOMBIANA
EDAD:	31 años
LICENCIA No.:	PCA - 6502
CERTIFICADO MÉDICO:	Vence 01 - 06 - 05
EQUIPOS VOLADOS COMO COPILOTO:	SE 210 / B-727 / DC-9
ÚLTIMO CHEQUEO EN EL EQUIPO:	10 - 12 - 04
TOTAL HORAS DE VUELO:	4000 Aprox.
TOTAL HORAS EN EL EQUIPO:	350:52



HORAS DE VUELO ÚLTIMOS 90 DÍAS: 182:30

HORAS DE VUELO ÚLTIMOS 30 DÍAS: 60:08

HORAS DE VUELO ÚLTIMOS 3 DÍAS: 13:45

### 1.5.3. TRIPULACIÓN AUXILIAR

La tripulación auxiliar estaba compuesta por cuatro auxiliares de vuelo quienes tenían sus licencias, certificados médicos y cursos de vuelo vigentes. Una de ellas se desempeñaba como supervisora de cabina. Las horas de vuelo eran las exigidas y habían descansado normalmente antes del vuelo.

### 1.6 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

MARCA: MC DONELL DOUGLAS

MODELO: DC-9-83 (MD-83)

SERIE No.: 49940

MATRICULA: VP-BGI

FECHA DE FABRICACIÓN: OCT-20 1990

CERTIFICADO MATRICULA: 0022

CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD: 848

FECHA ÚLTIMA INSPECCIÓN Y TIPO: ENERO 07 05, SERVICIO DIARIO

FECHA ÚLTIMO SERVICIO: ENERO 08-05, SERVICIO TTO

TOTAL HORAS Y CICLOS DE VUELO: 41329:35 Hr, 18037 Cy.

TIEMPO DESDE ULTIMO SERVICIO MAYOR: SVC 3C, AGO 24, 2004 @ 40387:04 Hr, 16996 Cy. (942:31 Hr, 1041 Cy DESDE ULTIMO SVC C).

**MOTOR 1**

MARCA: PRATT AND WHITNEY  
 MODELO: JT8D-219  
 SERIE MOTOR: 725651  
 TIEMPO TOTAL DE VUELO MOTOR: 23151:27 Hr, 20040 Cy.  
 TIEMPO TOTAL DURG MOTOR: 3034:27 Hr, 3179 Cy.  
 ÚLTIMO SERVICIO MOTOR: 26-02-2003

**MOTOR 2**

MARCA: PRAT AND WHITNEY  
 MODELO: JT8D-219  
 SERIE MOTOR: 726024  
 TIEMPO TOTAL DE VUELO MOTOR: 34577,70 Hr, 15341 Cy.  
 TIEMPO TOTAL DURG MOTOR: 5239,70 Hr, 4796 Cy.  
 ÚLTIMO SERVICIO MOTOR: 16-02-2001

**1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA**

METAR SKCL 082000Z VRB03KT 9999 SCT020 BKN200 30/19 A2983

En el contacto inicial con Cali Aproximación el controlador le informa que el viento esta en calma. Las condiciones meteorológicas eran buenas y el último reporte de la torre los autoriza a aterrizar con un viento de los 360° y 8 nudos (Viento de cola).

Al piloto se le informo de la condición de viento de cola por primera vez en la aproximación final.



## 1.8 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

El área de Cali cuenta con ayudas ILS, VOR-DME, y NDB las cuales estaban funcionando adecuadamente. Además para la pista 19 cuenta con luces PAPI de 5.2% las cuales fueron utilizadas por la aeronave.

En razón a que la aeronave utilizó la pista 19, llegada Tulúa 2, los pilotos se refirieron a dichas cartas (Ver apéndices 1,2).

## 1.9 COMUNICACIONES

La información sobre las comunicaciones tanto internas como externas, se obtuvo de las grabaciones del CVR y de las de Control Barranquilla, Control Bogotá, torre Bonilla Aragón e internas entre controladores.

Las comunicaciones de la aeronave con Control Cali y posteriormente con la torre de control fueron claras. Durante todo el tiempo el primer oficial fue el encargado de efectuarlas. Se utilizaron las frecuencias de aproximación Cali, 119.1 y torre 118.1.

Internamente el controladores de aproximación y la operadora de la torre de control se comunicaron para coordinar la autorización de proceder para la pista 19, informándole la controladora de torre que solo tenía un trafico visual decolando, lo cual no impedía lo solicitado por el operador de aproximación de proceder para la pista 19.

La transcripción de las comunicaciones más importantes:

A las 15:35:47 Control Cali autoriza al VP-BGI proceder para el VOR de Cali pista 01.

A las 37:16 Control Cali nuevamente los llama y les pregunta si les es posible aproximar para la pista 19, informándole que el viento esta en calma, colacionando posteriormente la autorización.

A las 40:52 Reportan Tulúa con quince mil quinientos pies.

A las 44:11 Control Cali les informa sobre un trafico.

A las 45:00 Informan dejando 19 millas al November del VOR de Cali a través de 8000 pies.

A las 45:12 Control Cali los cambia a la torre de control, la cual los autoriza a aterrizar con viento de los 360° ocho nudos.

A las 47:53 la torre de control les comunica a los bomberos que el MD se accidentó al final de la pista.



## 1.10 INFORMACIÓN DE AERÓDROMO

El aeropuerto Alfonso Bonilla Aragón cuenta con una pista de orientación 01, 19. Tiene una elevación de 3.153 pies y sus coordenadas son: N 03°31'35" W 76°22'46". La longitud de la pista es de 3.000mts. con una anchura de 45mts. Su superficie es de hormigón asfáltico. Al final de la pista 19 hay un muro de hormigón de 2 mts. de alto a una distancia de 204m de la cabecera situado dentro del área recomendada de seguridad.

De acuerdo al ANEXO 14 de la OACI sobre aeródromos, define el Área de Seguridad de extremo de pista como "Área simétrica respecto a la prolongación del eje de la pista y adyacente al extremo de la franja, cuyo objeto principal consiste en reducir el riesgo de daños de un avión que efectúe un aterrizaje demasiado corto o un aterrizaje demasiado largo". Por ser la pista de una longitud mayor a 1800m se clasifica con un número clave 4 de referencia de aeródromo y recomienda en el numeral 3.4.3 que "El área de seguridad del extremo de pista debería extenderse, en la medida de lo posible desde el extremo de una franja de pista hasta una distancia de por lo menos: 240m cuando el número de clave se de 3 o 4

El Reglamento Aeronáutico Colombiano en la sección sexta 6.5.2.4 dice: "En los aeródromos clase "A", "B" y "C" se dejara una zona libre de obstáculos sobre cada una de las prolongaciones de su eje en una longitud de 360 metros contados a partir del umbral de la pista. La Aerocivil podrá modificar las especificaciones anteriores cuando lo considere conveniente"



Posición final respecto a la pista

*Handwritten signature/initials*



### **1.11 REGISTRADORES DE VUELO**

Las características del DFDR son: P/N 980-4100-DXUS S/N 7495 y este equipo grabo las últimas 25 horas de vuelo, y registro 113 parámetros; utiliza cinta como medio de almacenamiento.

En relación al CVR P/N 980-6005-076 S/N 13432 modelo V557C este graba los últimos 30 minutos de vuelo, de las comunicaciones y conversaciones de la tripulación.

La grabadora de CVR estaba compuesta de cuatro canales de información de audio. Un canal de CVR registra la información audio del micrófono en el área de cabina del piloto (CAM). Este está montado el panel superior de la cabina. El segundo y tercer canales de CVR reciben la información de audio del Capitán y Primer oficial, del selector de audio en la cabina. El cuarto canal de CVR registra la información del Public Address del avión y el sistema de intercom de la cabina.

El CVR está compuesto por dos carreteles inerciales bidireccionales que utilizan cinta de base polimidada como medio de grabación. En total tiene ocho canales de grabación: cuatro en la dirección del giro de la cinta y cuatro en la dirección opuesta. El CVR cambia automáticamente de dirección al final de la cinta. La grabadora automáticamente borra lo que ha grabado, de manera que solo se conserva lo que se ha registrado en la última media hora.

### **1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO**

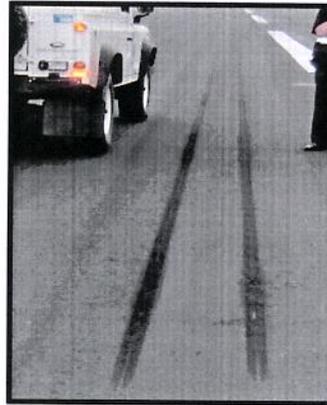
#### **1.12.1 Huellas en la pista de los neumáticos del avión y restos menores encontrados.**

Las huellas del contacto inicial de la aeronave con la pista, se encontraron a los 1776m de la cabecera 01. Las de los neumáticos del tren derecho, ligeramente a la derecha de la línea de marcación central y las del izquierdo a 4,19mts a la izquierda y 2.1mts. adelante. Son huellas normales de residuos de caucho al contacto con el asfalto y orientadas con el eje longitudinal de la pista. (Ver foto 1)



Fotografía 1

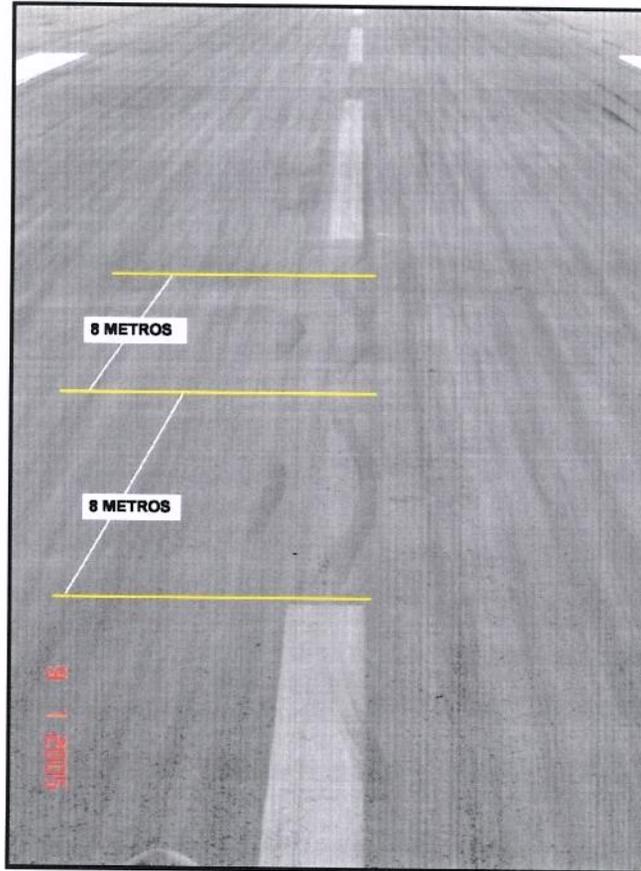
La señal de contacto de la rueda de nariz se encontró a 110.2mts. de las principales.



Fotografía 2

A los 1226m se halló una brida de sujeción de línea hidráulica y a 30m un aro de sujeción de la wing landing light.

La siguiente huella visible se encontró a los 901mts. y corresponde a señales de zigzaggeo con una amplitud de frecuencia de 8mts. por ciclo y una distancia entre las señales paralelas de 0.50cm. Estas huellas se prolongan por 175mts, (Fotografía 3).



Fotografía 3

Al final de las huellas de zigzag, 726mts. de la cabecera 01, se halló una huella ancha y continua que denota un rozamiento transversal excesivo, sugiriendo una posición de la rueda ya no alineada longitudinalmente con el eje de la pista, sino variando su ángulo y ofreciendo un área mayor de arrastre. A partir de allí la huella desaparece al parecer por el colapso del tren derecho dentro de su alojamiento. (Ver fotografía 4).



Fotografía 4



A los A los 720mts. se halló un fragmento de slat y el shimmy damper del tren izquierdo. A partir de los 550mts. las huellas se desplazan desde la parte izquierda de la línea central, en una trayectoria hacia la derecha inicialmente, acentuándose la del tren principal derecho y posteriormente la del tren de nariz. A los 300m las huellas alcanzan el borde derecho de la pista y continúan hasta el umbral.

Desde los 500mts. se encuentran señales de rozamiento en el borde derecho, en la zona de grama y daño de dos luces de borde de pista ocasionadas por la punta del plano derecho. Así mismo fragmentos de vidrios de las luces de aterrizaje y de las lámparas. (Ver fotografía 5).



Fotografía 5

En la intersección A sobre el pavimento se encontraron huellas de raspaduras ocasionadas por los flaps y los slats, las cuales siguen hasta el final de la pista. La rueda izquierda paso sobre una lámpara del umbral, rompiéndola y continuando su trayectoria sobre la zona de seguridad de grama (Ver fotografía 6).



Fotografía 6



La aeronave quedo posicionada a 200 mts. de la cabecera en la zona de seguridad, con un rumbo de 210°. Su tren izquierdo quedo arrancado, a 10 mts. de la cola, desprendido por el impacto contra un muro que se encuentra dentro del área recomendada de seguridad. (Ver fotografías 7 y 8).



Fotografía 7



Fotografía 8

### 1.12.2 EXAMEN DE LA AERONAVE TRAS EL ACCIDENTE

La aeronave quedo reposando sobre las superficies inferiores del fuselaje y los planos con un rumbo de 210° y a 200mts. del umbral de la pista alineado con la prolongación del borde derecho de la pista.

Al revisar el plano derecho se encontraron marcas de rozadura con el pavimento y muestras de grama y tierra desde la punta del plano hasta la raíz. La parte inferior desgarrada en su superficie con desprendimiento y abollamiento de las superficies hipersustentadoras y de control con daños severos en toda su estructura en especial en la punta la cual aparecía rota. Los flaps en posición abajo 40° y los slats posicionados y abollados. (Ver fotografía 8).

En su parte inferior se encontró el tren derecho anidado en la posición retractada dentro del alojamiento con las compuertas cerradas.

El neumático se encontró normal sin muestras de estallido de llanta y no mostraba cortaduras o cizalladuras; su posición era relativamente normal retractado y alineado con la superficie del fuselaje. Al levantar el avión el tren descendió articulándose normalmente

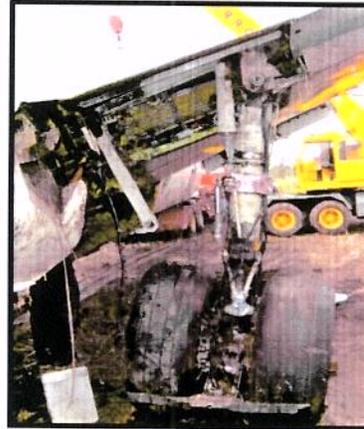
*[Handwritten signature]*  
04



pero mostrando los seguros de tren abajo rotos así como la ausencia del shimmy damper (Ver fotografía 9).



Fotografía 8



Fotografía 9

El plano izquierdo mostraba mayores señales de daños debido al contacto contra el muro de contención el cual le desprendió la rueda y abolló todo el borde de ataque. En cuanto al fuselaje, La estructura principal apareció completo en toda su extensión pero con abolladuras laterales y en la parte inferior. En la parte inferior izquierda de la nariz presentaba un desgarramiento profundo de una longitud de aproximadamente 1m y un ancho de 50 cms. ocasionado por el contacto con el muro de contención. Así mismo en el costado izquierdo hay un dentado de un ancho de 2mts. desde 3mts. después de la nariz hasta la raíz del plano en la cual se insinúan los costillares de la estructura del fuselaje. El tren de nariz apareció colapsado y retractado parcialmente pudiéndose observar la mitad de la rueda bajo el fuselaje con las compuertas abiertas dobladas.



Los motores aparecieron en su posición normal sin señales aparentes de golpes, con los thrust reversers en posición no desplegados y con señales de ingestión de FOD.



### 1.12.3 EXAMEN DEL TREN DERECHO TRAS EL ACCIDENTE.

Una vez la aeronave fue removida del lugar del accidente, luego de izada para lograr acceso al conjunto del tren aterrizaje lado derecho, se inspecciono y se constató que dicho conjunto de ruedas se había colapsado llevándose consigo la compuerta de fuselamiento del mismo tren, clara evidencia que dicho elemento se encontraba en posición abajo, normal una vez que la aeronave tocó tierra.

El conjunto removido fue colocado en un pallet para transporte aéreo, enviado a Bogotá donde permaneció por varios días para finalmente ser enviado a los laboratorios de la Boeing para su inspección detallada.

Igualmente fueron removidas y enviadas con el conjunto del tren, las válvulas de anti-skid, del mismo sistema y el tanque de reserva para fluido hidráulico del damper izquierdo que fue la única parte de este elemento que se encontró en el área donde inicialmente hizo contacto la aeronave en la pista.

Durante el retiro de la aeronave del lugar del accidente y a la primera oportunidad después de levantada, se constató que el punto donde converge y se encuentra localizado el perno de bisagra de la tijera, se encontró roto, con partes faltantes, desprendido del perno de acople, falta total del conjunto del damper o amortiguador de “shimmy”.

También se constató daño en la cara interior del conjunto de freno, con evidencia de contacto o golpe contra la pared externa del amortiguador, indicativo que el conjunto de las ruedas giro sobre el amortiguador o la columna principal, por lo que las tijeras se soltaron y no había los brazos de control que mantuvieran el par de ruedas alineadas con el eje longitudinal de la aeronave.

La inspección visual de las ruedas o el remanente de ellas, demostró desgaste catalogado como normal en las bandas de rodamiento sin evidencia de frenadas bruscas. Se encontraron cortaduras en la banda de rodamiento de las ruedas de tren derecho aparentemente causadas por alambradas de cercamiento de zona aeroportuaria luego de la salida de área de pista. En la banda de rodamiento de las rueda No 4 del tren derecho se encontraron evidencias de rozamiento transversal demostrativas de el derrape o fricción contraria al movimiento normal del conjunto en su posición normal de aterrizaje, indicativa que dicho conjunto “se giro” o cambio la dirección correcta de operación.

Fueron removidos los mecanismos down-lock del tren derecho que se encontraron doblados y rotos y fueron enviados a laboratorio para pruebas.

El “Shimmy Damper” derecho nunca fue encontrado.



#### 1.12.4 EXAMEN DE LAS CABINAS DE PILOTOS Y DE PASAJEROS

Los switches y palancas de la cabina de pilotos se encontraron en posición adecuada para la evacuación de emergencia excepto la FIRE HANDLE, derecha la cual no aparecía halada.

Las FUEL LEVERS de los motores en ON,

El Emergency Power Switch en OFF (por esto el PA estaba inoperativo).

De acuerdo a la posición de los indicadores y a las palancas de los Flaps/Slats, estos se encontraban en la posición de 40°.

| El indicador de posición del trim del estabilizador horizontal se encontró en 2 grados de nariz abajo que no es una posición normal para un MD-83 durante la aproximación final y aterrizaje de acuerdo al peso que llevaban.

| Las marcas de velocidad o “Bugs” de los velocímetros estaban en 132, 155, 180, 232.

| El autothrottle speed command se encontraba en 143 Nudos.

| El ajuste altimétrico figuraba en 29.82”Hg.

| La palanca del tren aparecía abajo

| Las bombas hidráulicas se encontraban en ON y HIGH.

| Emergency Lights en OFF,

| No Smoke Sign en ON, Seat Belt Sign en ON, RH / LH Fuel Pumps en ON,

Ignition Switch en BOTH

En la cabina de pasajeros la posición de los asientos apareció sin señales aparentes de fuerzas longitudinales o transversales que pudiesen haber afectado su estado.

Las puertas de emergencia fueron abiertas por los pasajeros y la principal izquierda la abrió el primer oficial y al operar el deslizador este se pincho con un alambre de púas dejándola inoperativa. Los pasajeros fueron evacuados solamente por las puertas del Galley y las de la derecha en razón a que había fuego y humo en el lado izquierdo lo cual impidió a criterio de la tripulación la utilización de las salidas principal izquierda, las dos salidas de emergencias del mismo lado y la salida trasera. (A, B, C del grafico 1).

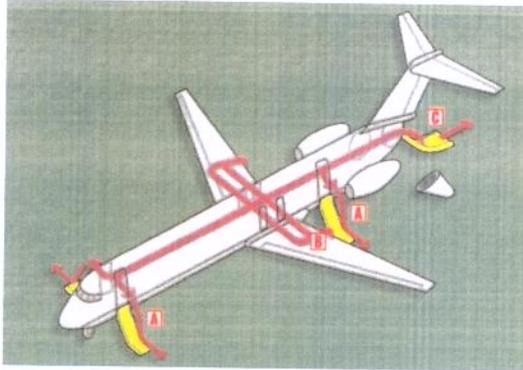


Grafico 1

### 1.13 INFORMACIÓN MEDICA Y PATOLÓGICA

La tripulación compuesta por el comandante, primer oficial y cuatro auxiliares de vuelo, resultaron ilesos; sus certificados y licencias médicas estaban al día.

No hay ningún vestigio de que factores fisiológicos o incapacidades afectaran a la actuación de los miembros de la tripulación de vuelo.

El comandante no reveló signos de consumo de alcohol ni sustancias psicoactivas o drogas ilícitas.

No les fue efectuado a los tripulantes ni a los controladores un examen de laboratorio oportuno para establecer lo anterior.

Los pasajeros abordados fueron 164, de los cuales nueve salieron afectados con contusiones, dos fueron dejados en observación, uno en estado de gestación y otra persona con lesión leve en la rodilla

### 1.14 INCENDIO

#### 1.14.1 DESCRIPCIÓN

En el lugar del accidente y ya en tierra se presentó un conato de incendio por el lado izquierdo de la aeronave con humo visible, posiblemente causado por combustible proveniente del plano izquierdo al hacer contacto con las partes calientes del tren izquierdo, al colapsar por impacto con un muro y por fricción y uso intenso de los frenos. También se pudo iniciar en la turbina izquierda, la cual presentó fuego posiblemente ocasionado por la ingestión de FOD. El incendio fue controlado por los bomberos del aeropuerto que acudieron muy oportunamente.



### 1.14.2 RESPUESTA DEL EQUIPO DE SALVAMENTO.

El accidente fue advertido oportunamente desde la torre de control y por parte del personal de bomberos ya que durante la carrera de aterrizaje previeron que la aeronave iba anormalmente y reaccionaron llegando de inmediato al lugar donde quedo el avión.

Se utilizaron tres máquinas de bomberos: una T-500, una T-6 y una T-1000, cada una con dos tripulantes, los cuales dividieron su labor entre la extinción y el ingreso a la aeronave para constatar de que nadie hubiese quedado en su interior.

En la labor de extinción se utilizaron 8.600 galones de agua y 455 galones de AFF.

La Operación Conjunta de Aviación OCA prestó una colaboración indispensable con el suministro de agua durante toda la maniobra dado que la estación de bomberos aeronáuticos de Cali no cuenta con tanque elevado para el reabastecimiento de agua de las máquinas extintoras.

## 1.15 SUPERVIVENCIA

### 1.15.1 Situación de pasajeros y azafatas.

Aparte de los dos pilotos, la tripulación estaba conformada por cuatro azafatas quienes ocupaban las posiciones 1, 2, 3, 4. Una de ellas se desempeñaba como supervisora. Respondían por los accesos a la puerta principal delantera izquierda, la del galley delantero, las cuatro salidas de emergencia situadas en la parte central del avión, la puerta trasera izquierda de servicio y la puerta trasera.

Su desempeño durante la emergencia fue de acuerdo al entrenamiento recibido, situándose en los lugares que les correspondía y emitiendo los comandos necesarios. Algunos pasajeros fueron reacios a acatar las instrucciones queriendo llevar consigo pertenencias voluminosas de mano por lo que las auxiliares tuvieron que persuadirlos para que facilitaran la labor de evacuación rápida. Así mismo las encargadas de las salidas izquierdas y trasera, no permitieron la salida por ese costado en razón a que advirtieron que había humo e incendio por ese lado. Cuando fueron a utilizar el PA encontraron que estaba fuera de servicio, por lo que tuvieron que utilizar el megáfono y voz fuerte.

Los pasajeros que estaban situados al lado de las puertas de emergencia, las operaron por iniciativa propia ya que previamente al vuelo habían sido instruidos para ello por la auxiliar correspondiente.



### 1.15.2 EVACUACIÓN.

Todos los pasajeros fueron evacuados por las puertas del galley delantero y las dos salidas de emergencia lado derecho. Durante la salida sufrieron algunas contusiones y lesiones menores debido a la presión para salir rápidamente.

Al extender el deslizador de la puerta principal izquierda este se pinchó por acción de un alambre de púas que había en el piso. Los que salieron por las puertas de emergencia centrales se desplazaron sobre el plano de ese lado el cual estaba libre de obstrucciones por tener los spoilers adentro.

Los pasajeros fueron transportados al terminal en 2 Ambulancias y busetas que operan en el aeropuerto.

## 1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES

### 1.16.2 GENERAL.

La investigación se enfocó principalmente en los factores humanos que llevaron al piloto a tomar decisiones inapropiadas, la parte del rendimiento y operación de la aeronave bajo condiciones marginales como el no uso de los spoilers y la posible falla del tren de aterrizaje derecho.

Algunos análisis fueron realizados en el lugar del accidente con lo que se estableció una posible falla del tren de aterrizaje derecho.

Por esta razón se concentró parte de la investigación en este elemento y fueron enviadas partes del tren de aterrizaje a los laboratorios de la empresa constructora BOEING y a laboratorios especializados CRANE y su subsidiaria HYDRO AIRE en los Estados Unidos de América, lo anterior supervisado por representantes de la UAEAC, de la NTSB y la FAA.

En relación con el uso de los spoilers, para establecer su utilización se solicitó a la NTSB un análisis más completo de los sonidos grabados por el CVR y datos obtenidos del FDR.

### 1.16.3 TREN DE ATERRIZAJE.

El día del accidente, por inspección y verificación de documentos técnicos y record de inspecciones, se demostró que no había indicios de posibles fallas anteriores y los pilotos que volaron la aeronave previamente, nunca informaron de fallas o comportamiento errático de la aeronave; se presume que el problema se sucede exactamente al momento del aterrizaje, por tal causa la investigación se centra en el comportamiento y



funcionamiento de los controles y mecanismos del tren de aterrizaje en el momento mismo de ejecutar su maniobra de tomar tierra. La investigación se localizó específicamente a las estructura del tren de aterrizaje, los sistemas de Anti-Skid, frenos y Spoilers.

Fueron verificados los records de mantenimiento de la Aeronave desde los últimos tres meses con énfasis en inspecciones y mantenimientos efectuados en los trenes de aterrizaje, sistema hidráulico, conjuntos de frenos y ruedas. Se recolectaron partes y evidencias que se encontraron a lo largo de la pista en el Aeropuerto de CLO, en la zona del accidente.

#### 1.16.3.1 RECORD Y DOCUMENTACIÓN MANTENIMIENTO PREVIO

Fueron revisados los libros de vuelo anteriores por evidencias de problemas o fallas repetitivas en el sistema de tren de aterrizaje, sin encontrar reportes abiertos ni pendientes en el libro de Carry Over.

Los mismos records indican que hubo tres cambios de rueda Principal y una rueda de nariz desde Enero 01 al día 07 del mismo mes, por desgaste normal. El día 07 de Enero, fue cambiada la rueda y el conjunto de freno principal No 3 de la misma rueda, en el servicio de pernoctada, la noche anterior al día del accidente. La rueda y freno reemplazados, fueron inspeccionados después del accidente, su desgaste y estado se encontraron normales, así mismo los documentos de ensamble de esos dos componentes que fueron revisados, se encontraron completos.

Se revisaron los record de Inspección y Mantenimiento de los dos amortiguadores de cabeceo o “Damper”, encontrando, completos y actualizados.

Se revisaron libros de pendientes del MEL (Carry-Over), no hay ítems abiertos que se relacionen con el sistema de tren de aterrizaje.

Se revisó cumplimiento a programas de mantenimiento y servicios ejecutados, encontrándose de acuerdo.

#### 1.16.3.2 Inspección inicial visual en el sitio del accidente

Durante el retiro de la aeronave del lugar del accidente y a la primera oportunidad después de izada, se constató que el punto donde converge y se encuentra localizado el perno de bisagra de la tijera, se encontraba roto, con partes faltantes, desprendido del perno de acople, falta total del conjunto del Damper o amortiguador de “shimmy”.

También se constató daño en la cara interior del conjunto de freno, con evidencia de contacto o golpe contra la pared externa del amortiguador, lo que demuestra que el conjunto de ruedas giró sobre el amortiguador o la columna principal, por lo que las tijeras



se soltaron y no había los brazos de control que mantuvieran el par de ruedas alineadas con el eje longitudinal de la Aeronave.

#### 1.16.3.3 RUEDAS Y FRENOS

La inspección visual de las ruedas, demostró desgaste catalogado como normal en las bandas de rodamiento sin evidencia de frenada brusca. Estaban infladas.

Se encontraron cortaduras en la banda de rodamiento de las ruedas de tren derecho aparentemente causadas por alambradas de cercamiento de zona aeroportuaria luego de la salida de área de pista.

En la banda de rodamiento de la rueda No. 4 en del tren derecho se encontraron evidencias de rozamiento transversal demostrativas del derrape o fricción contraria al movimiento normal del conjunto en su posición normal de aterrizaje, indicativo que dicho conjunto “se giró” o cambio la dirección correcta de operación.

#### 1.16.3.4 VÁLVULAS ANTI-SKID

Las cuatro válvulas anti-skid fueron enviadas a los laboratorios especializados de la Firma CRANE – HYDRO-AIRE, INC., en la ciudad de Los Ángeles, donde les fueron practicadas pruebas, bajo varios parámetros y presiones, encontrándolos dentro de límites permisibles de operación.

Hay reporte sobre alguna contaminación encontrada en el fluido hidráulico que contenían dichas válvulas, que no se puede objetar o comprobar ya que hizo falta la colocación de tapones protectores en las aperturas de líneas hidráulicas, luego de su remoción para envió al laboratorio de pruebas.

Igualmente la caja controladora electrónica del sistema de Anti-Skid fue enviada a laboratorio donde se obtuvieron resultados de parámetros aceptables de operación.

#### 1.16.3.5. SHIMMY DAMPERS

Los conjuntos de dampers, principalmente el del lado derecho, fue requerido para pruebas, pero luego de inspección y búsqueda detallada en el lugar de los acontecimientos no ha podido ser encontrado.

El reservorio de fluido hidráulico para el damper izquierdo, fue la única parte hallada.

#### 1.16.3.6 Mecanismo de down lock y actuadores



Fueron removidos los mecanismos Down-Lock del tren derecho que se encontraron doblados y rotos, fueron enviados a laboratorio para pruebas. No se catalogan como fallas primarias en la secuencia de daños debido al hecho que para que dichos seguros fallaran antes ha tenido que haber un gran esfuerzo que colapsara el tren y consecuentemente se rompieran esos seguros.

Operación Normal.- tren de aterrizaje

La aeronave MD-80, esta equipado con tren de aterrizaje tipo Triciclo.

El sistema de Tren de aterrizaje, está proyectado para que después del despegue pueda ser retractado por medios hidráulicos, las ruedas de nariz hacia delante en dirección al eje longitudinal de la aeronave y los trenes principales para que retracten transversalmente hacia el centro del fuselaje.

Por la estructura de fabricación y mediante inclusión de una tijera direccional expansora, que está localizada y fija en la pared posterior de cada uno de los sistemas de amortiguación o columna principal de cada uno de los trenes, es la encargada de mantener el alineamiento del conjunto de ruedas, que evita que la parte central del amortiguador desvíe el direccionamiento de los ejes de las ruedas así manteniendo la dirección central del giro de las mismas, en el sentido del eje longitudinal de la aeronave.

Investigación de la firma fabricante de las aeronaves indica que: Los trenes de aterrizaje por su altura y estructura están sujetos a dos tipos de esfuerzo o movimiento cíclico: Tipo caminante o “Walking” y del tipo Cabeceo o “Shimmy”.

**WALKING** - El movimiento “Caminante” que es inducido sobre el eje vertical del amortiguador hacia adelante y atrás, es causado por las fuerzas de aceleración y desaceleración longitudinal que sufre dicha columna, al utilizar el sistema de frenos, incrementadas principalmente en operaciones de frenado brusco en el aterrizaje.

**ANTI-SKID** - Para control y alivio de la presión hidráulica durante la aplicación de los frenos se utiliza el sistema de Anti-skid que por medio de señales eléctricas generadas en pequeños generadores eléctricos localizados en el eje central de cada rueda (Anti-skid transducers) envía señales a válvulas de control hidráulico que prevé el alivio de presiones hidráulicas al bloqueo de los discos de frenado cuando dichos componentes se pudieren forzar causando que las ruedas sean detenidas bruscamente por la acción del frenado, causando que la aeronave patine o pierda control por frenadas. (Anti-skid).

**SHIMMY** – Este movimiento de “Cabeceo” es causado por las posibles diferencias que puede experimentar el conjunto de dos ruedas montadas sobre un mismo eje, el cual esta soportado en un punto central de apoyo, ese par de ruedas, al rodar sobre pistas no parejas u obstáculos de diferente altura o profundidad que causan desgastes o desigualdad de las



bandas de rodamiento, lo que puede causar movimientos laterales de muy variada intensidad.

**DAMPERS** – Para prevenir o disminuir el movimiento de cabeceo del eje de las ruedas principales, el fabricante de la aeronave ha provisto un sistema amortiguador o eliminador de estas vibraciones o “Shimmy damper”, el cual, mediante utilización de materiales resortados mantenidos dentro de módulos o compartimentos utilizando fluido hidráulico y varios restrictores de flujo que intercomunican las dos cámaras o depósitos entre sí de tal forma que minimizan y/o amortiguan las vibraciones o esfuerzos presentados.

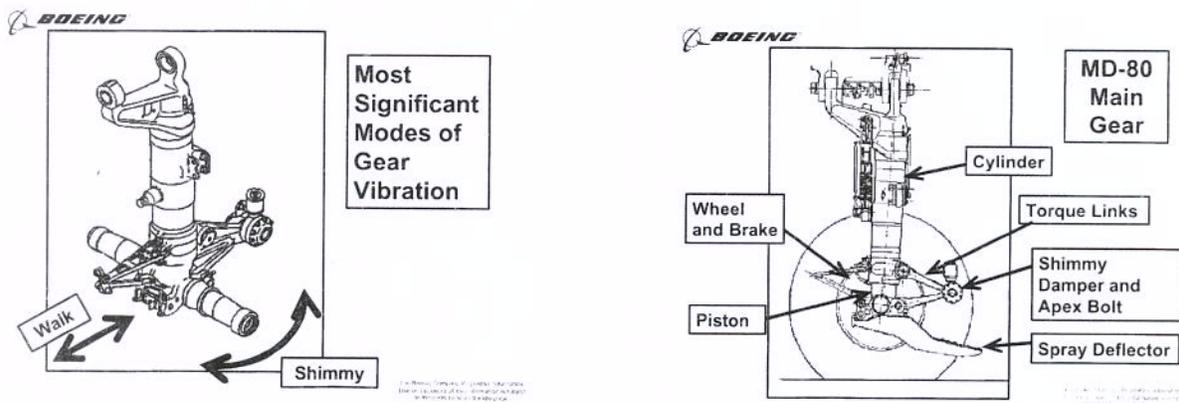


Grafico 2

**POSIBLES SECUENCIAS DE ROTURAS**

1.16.3.8. Análisis del estado inicial, antes de aterrizaje:

Durante la aproximación los amortiguadores de los tres trenes de aterrizaje se encuentran completamente extendidos, consecuentemente las tijeras direccionales de cada uno de ellos, se encuentran extendidas en su máximo.

En este momento, el punto central de acople de las tijeras, se encuentra en la parte más cercana al punto de esfuerzo del brazo de torsión, donde la vibración inicial es sentida en su máximo valor como se puede detallar en la figura A, debido a que el brazo de palanca en este momento, es demasiado corto.

Una vez que el peso o fuerza de Gravedad de la aeronave es soportado por la columna del amortiguador, la tijera consecuentemente se cierra, aumentando la distancia del brazo o longitud de la misma en comparación al centro de la columna, lo que por lo tanto minimiza el esfuerzo de torsión lo que facilita su operación. (Fig. B).



Asumiendo que la aeronave efectuó un aterrizaje suave o que inicialmente su aterrizaje fue positivo pero luego flotó. Los planos producían sustentación a causa de la considerable sobre velocidad ya que los spoilers no fueron extendidos, el amortiguador no fue comprimido permaneciendo el shimmy damper a la menor distancia del eje central del tren, por lo que no cumplió su función adecuadamente de amortiguar lateralmente, permitiendo producir vibraciones extremas que no fueron neutralizadas suficientemente por el shimmy damper produciéndose la rotura de la tijera inicialmente sobre el extremo exterior de la coyuntura donde se acopla el perno de flexión de la tijera del tren derecho, justo en el ojo donde se aloja y atraviesa el perno central, que acopla los dos brazos de la tijera, donde también aloja el componente para shimmy Damper y que una vez roto permitió el desprendimiento o apertura de los dos extremos, lo que causó que se separaran instantáneamente, perdiendo el control longitudinal. (Ver fotografía 1)

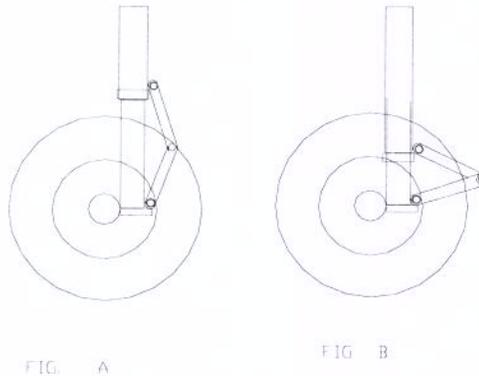
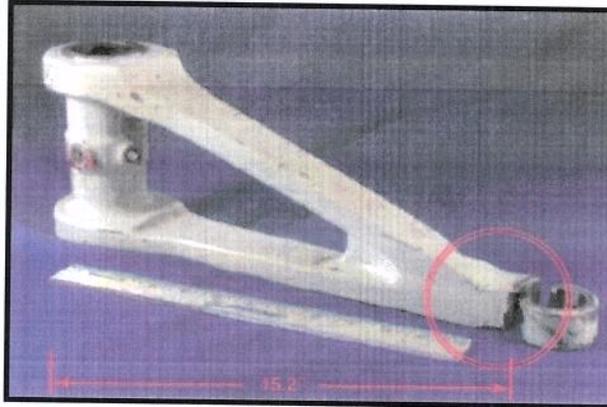


Grafico 3



Fotografía de tijera rota

La anterior presunción se asume, teniendo en consideración la información y datos encontrados en los resultados obtenidos del laboratorio metalúrgico, que efectuó la inspección microscópica en el área de rotura verificada en las partes removidas que quedaron remanentes de los brazos de tijera, que demostraron trazas indicadoras de rotura instantánea sin evidencias de antiguas rajaduras iniciadas, problemas de corrosión o fatiga anterior.

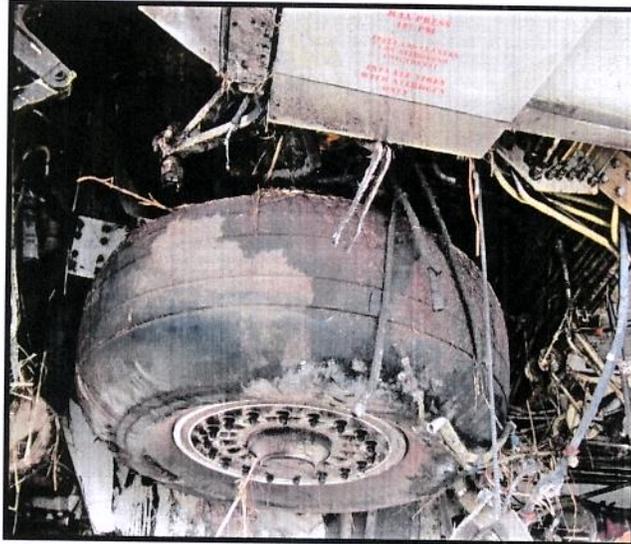
Una vez separados los brazos de la tijera, por la rotura del punto de acople, como se explicó arriba, el conjunto de las dos ruedas principales, como se encuentran montadas sobre un mismo eje, ahora carecen del control direccional que se encarga de mantenerlas alineadas con la dirección de la aeronave, permite girar o desalinearse sobre el eje vertical, como demuestran los daños producidos en las paredes del freno Nro 3, al rozar con protuberancias del cuerpo del amortiguador como se puede apreciar en las fotografías tomadas a las partes mencionadas y que forman parte del reporte.

Es en ese momento que empieza el tren a zigzaguear ya que el control longitudinal no existe y el tren toma posiciones ambiguas que las ruedas del tren derecho y con la inercia del movimiento de la aeronave van quedando huellas marcadas en el pavimento de la pista como se ve en las fotografías tomadas en el lugar de los acontecimientos con una frecuencia de zigzagueo de 8mts. por ciclo y una distancia entre las señales paralelas de 0.50cm. Estas huellas se prolongan por 175mts.

Con las ruedas moviéndose erráticamente, podría llegarse a un momento que el eje puede no quedar paralelo al eje longitudinal, y en esta misma acción, el esfuerzo termina por romper los seguros de tren abajo y el mismo eje del cilindro actuador se fractura y finalmente colapsa hacia dentro llevándose consigo la compuerta del mismo conjunto.



Por lo anterior el estudio de las roturas de los seguros del tren abajo se consideran de carácter secundario porque el daño primario e inicial, como suponemos fue como se indica arriba.



Rueda colapsada en conjunto con la compuerta exterior

#### 1.16.3.9 HISTORIA

El Fabricante BOEING con anterioridad a más de doce años, reportó varios accidentes similares en la aeronaves del mismo tipo, y sus investigaciones, llevaron a la implementación de los boletines de servicios e inspecciones de tipo rutinario y cumplimiento de Directivas de Aeronavegabilidad de carácter mandatorio para todas las aeronaves similares de operadores mundialmente.

El primero sucedió en 1989. En dos casos la vibración llevo a daño en el seguro de tren abajo colapsando la aeronave en un plano durante la carrera de aterrizaje. En estos casos se presento en común, alta velocidad en el aterrizaje, los Spoilers permanecieron retractados, y los frenos se aplicaron inmediatamente después del contacto con la pista. A causa de lo anterior el peso del avión no se hizo efectivo en las ruedas inmediatamente después del contacto con la pista, lo cual ocasiono una severa vibración en el tren de aterrizaje tren principal de este tipo de avión es propenso a la vibración bajo las condiciones mencionadas.

En un AOL (All Operators Letter) publicado en Septiembre de 1994 (FO-AOL-9-043) se efectúan unas recomendaciones que en su mayor parte no fueron cumplidas en el caso que se investiga y que a continuación se transcriben:



1. Los Ground Spoilers deben ser utilizados en todos los aterrizajes, y deben ser extendidos (manualmente si es necesario) antes de la aplicación de los frenos si la pista lo permite.
2. Vuele una aproximación con velocidad estabilizada, usando las adecuadas velocidades de aproximación y flaps máximos para reducir las velocidades de aterrizaje/distancia.
3. Evite aterrizar largo para reducir la necesidad de máxima frenada.
4. Use los Thrust Reversers de acuerdo con el manual de operación para reducir la energía de frenada en las ruedas, requerida durante el aterrizaje y decolajes abortados.
5. Evite frenadas excesivas innecesarias durante el aterrizaje si es posible para reducir las cargas de frenado.
6. Si una vibración substancial es sentida en el tren de aterrizaje (puede aparecer como un estremecimiento severo o vibración de baja frecuencia) sobre 50 nudos aproximadamente en las desaceleración, afloje momentáneamente los frenos y vuélvalos a aplicar suavemente a un nivel mas bajo de frenada tan pronto como pare la vibración. Si las condiciones lo garantizan, se puede efectuar una máxima frenada.

En adición en chequeo exterior se debe colocar especial atención en el nivel de fluido del Shimmy Damper, ya que un Shimmy mantenido inapropiadamente, afectara significativamente la estabilidad del tren durante ciertas condiciones del aterrizaje.

Todas las anteriores recomendaciones, si son aplicadas reducirán sustancialmente la posibilidad de encontrar eventos por vibraciones significativas hasta que sean determinadas e implementadas acciones correctivas

En cuanto a lo que fue investigado en los Dampers, se ordenó un recambio de partes por otras de mejor estructura y servicios de inspección y verificaciones más constantes.

El laboratorio demostró que esos componentes requerían reforzamiento y consecuentemente fueron ordenados los cambios de algunas partes internas y acortamiento en los servicios de mantenimiento rutinario.

De acuerdo a esto la FAA ordenó dos AD's los cuales habían sido cumplidos en esta aeronave.

#### 1.16.4 SPOILERS

Por las características del aterrizaje y la información obtenida del FDR, se complementaron las pruebas con la colaboración de la NTSB para establecer si los Spoilers habrían sido desplegados o no.



Al analizar la información del FDR se puede observar en la Grafico 4, como en un vuelo normal estos aparecen desplegados hasta el número de referencia 1210 donde son retractsados para bajar el tren de aterrizaje. Posteriormente y con los spoilers armados, estos se despliegan entre los números de referencia 1395 y 1428.

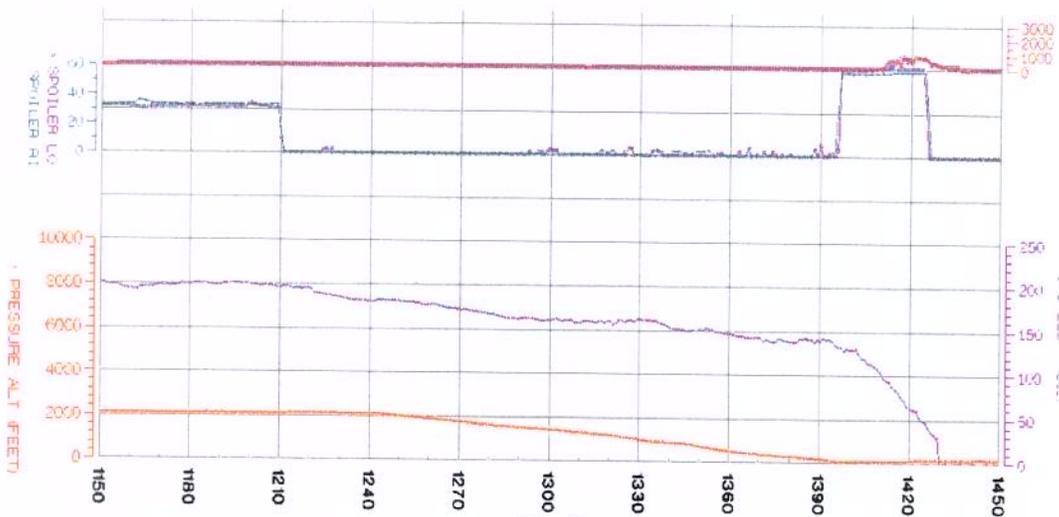


Grafico 4

En el vuelo del accidente al analizar la misma información se puede apreciar que existe el registro de su retracción en el número de referencia 6548 para bajar el tren (Figura # 3) sin que haya posteriormente ningún registro de su despliegue.

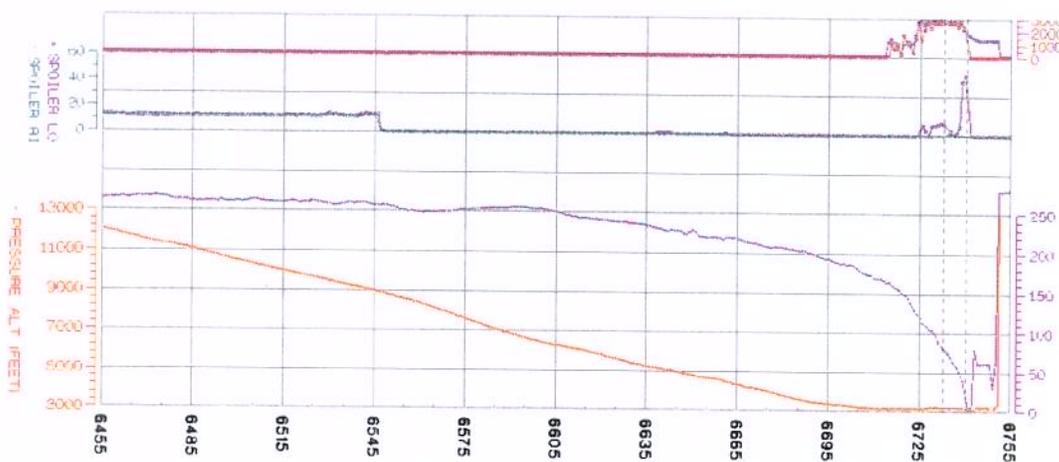


Grafico 5

Otra señal que indica que los spoilers salen cuando han sido armados y cumplidas ciertas requisitos es una señal auditiva.



Al revisar por los medios normales de recepción acústica la grabación de voces, CVR, no se escuchó en ningún momento la señal en mención por lo cual se solicitó a la NTSB un análisis más profundo de la señal de espectrografía del Voice Recorder.

#### 1.16.4.1 DETALLES DE LA INVESTIGACIÓN DEL CVR RESPECTO A LOS SPOILERS

Con el objeto de profundizar en las posibilidades de que los spoilers no fueron desplegados, se solicitó a la NTSB un estudio de los sonidos de la cabina para establecer si se habían activado los mismos y si el motor funcionó normalmente. Traducción de la investigación efectuada se transcribe a continuación.

“Una grabadora de CVR está compuesta de cuatro canales de información de audio. Un canal de CVR registra la información audio del micrófono en el área de cabina del piloto (CAM). Este está montado el panel superior de la cabina. El segundo y tercer canales de CVR reciben la información de audio del capitán y primer oficial, del selector de audio en la cabina. El cuarto canal de CVR registra la información del Public Address del avión y el sistema de intercom de la cabina. Se examinó la información de audio del área del micrófono cabina del piloto canal para documentar cualquier sonido o perturbaciones eléctricas o ruidos que podrían asociarse con el despliegue automático de los spoilers.

El sistema de auto-spoilers instalado en el avión McDonnell Douglas DC-9/MD-80 consiste en un actuador auto-spoiler movido eléctricamente que actúa la palanca de control de la cabina a través de una conexión mecánica. Este sistema si está adecuadamente colocado y programado, desplegará automáticamente los spoilers de tierra y vuelo cuando el avión sensa que está en tierra durante el aterrizaje. El sistema posee varios sensores que le dicen si este está en tierra. El sensor primario mide la rotación de la rueda principal. En adición al sistema principal, un sistema secundario actuará los spoilers si el amortiguador del tren de nariz sensa que ha sido comprimido por el peso del avión.

Una vez que el sistema sensa que una, rueda del tren principal ha comenzado a girar o la compresión del amortiguador del tren de nariz, activará un motor eléctrico que moverá la palanca de la cabina de la posición “stowed” a la posición full desplegado. La única acción requerida de la tripulación para el despliegue automático es que se debe haber armado la palanca antes del aterrizaje.

Este proceso de armado posiciona la palanca de la cabina en frente de la conexión mecánica del motor eléctrico. Si la palanca no ha sido armada, el motor funcionará durante el aterrizaje pero no moverá la palanca de la cabina.

La grabación de CVR fue examinada en un analizador de espectro que ofrece una presentación visual de los contenidos de la frecuencia de las señales. Este programa de computador permite un análisis detallado de las ondas análogas y presenta un contenido



específico de las frecuencias de las señales así como un cronometraje detallado de las ondas.

## **GRABACIÓN DEL ACCIDENTE**

Para documentar los sonidos escuchados en el micrófono del área de la cabina durante la secuencia del aterrizaje, se preparó una carta con, la información. La carta 1 (Ver apéndice) muestra la información que fue obtenida de la grabación del CVR durante el aterrizaje del accidente. La carta 1 se compone de dos secciones; la sección superior es una presentación en tres dimensiones del tiempo, frecuencia y energía contenidos en varias señales. Este espectrograma o “huella de voces” muestra el tiempo en segundos a lo largo del eje inferior. La frecuencia en hertz es presentada a lo largo del eje vertical. La energía es presentada por la variación de colores asociada con las señales. Los colores varían desde azul y verde oscuros que representan bajas señales de energía hasta rojos y amarillos encendidos que representan altas señales de energía. La porción inferior de la carta muestra las mismas señales pero en vez de mostrar el contenido de la frecuencia esta muestra la amplitud de la señal de la onda a lo largo del eje vertical.

El tiempo relativo de la carta es mostrado a lo largo del eje horizontal inferior. En la carta 1 se puede ver que el sonido asociado con la prendida del motor de los spoilers comienza aproximadamente a los 34.0 segundos del tiempo de la carta y dura aproximadamente 0.08 segundos. La mayor parte de ruido que produce el motor se encuentra en un rango de frecuencia centrado alrededor de los 1200 Hertz. El sonido inicial del motor es seguido por un sonido de “Clunk” (sonido sordo) que es escuchado a los 34.3 segundos del tiempo de la carta.

### *Grabaciones de prueba*

Para documentar el sonido del despliegue automático de los auto-spoilers bajo condiciones conocidas, fueron examinadas varias grabaciones de CVR en tierra y en vuelo. Los primeros dos tests fueron hechos removiendo los CVR's en dos vuelos de aviones MD-80 de la empresa American Airlines, permitiendo que el sistema actuara los auto-spoilers normalmente después del aterrizaje. En esos vuelos la tripulación armó los spoilers antes del aterrizaje y efectuaron un aterrizaje normal. Durante el aterrizaje el sensor de giro de la rueda prendió el motor eléctrico para auto desplegar los ground spoilers moviendo la palanca de la cabina de la posición “Stowed” a la posición desplegada. Ambos vuelos fueron monitoreados por personal del Consejo de Seguridad y fueron hechos en aviones MD-80. La información de audio de los tests fue obtenida de los CVR's removidos de esos dos aviones después de los vuelos. Fue usado el canal del área de la cabina del CVR para documentar los sonidos del aterrizaje.

La carta 2 (Ver apéndice) representa el aterrizaje de la aeronave en mención en un vuelo desde Washington D.C. al aeropuerto O'Hare de Chicago. Las dos trazas representan el



perfil de la frecuencia en la parte superior y la forma de la onda en la parte inferior. Aquí también figura el tiempo de la carta en segundos en la parte inferior.

Las escalas son aproximadamente iguales a las usadas en la carta 1.

La carta 3 representa la porción de la grabación del vuelo de retorno en la misma ruta. Esta carta es idéntica a la Carta 2 en lo que concierne a las dos trazas representando la frecuencia y amplitud de los segundos asociados con el aterrizaje del avión. Nuevamente fue escogida la escala para coincidir con las escalas de las dos cartas anteriores.

Se puede observar de las cartas 2 y 3 que los sonidos asociados con la activación del motor de los spoilers es escuchado por un periodo de tiempo más largo que el escuchado en el de la grabación del accidente. En la Carta 2, se observa que el motor comienza a funcionar a los 39.98 tiempo de carta y funciona por 0.18 segundos aproximadamente. Esto es aproximadamente tres veces más que el tiempo transcurrido en la grabación del accidente. La frecuencia del sonido producido por el motor, nuevamente se encuentra en el rango de 1200 Hertz. Un sonido “Clunk” es escuchado a los 40.28 segundos tiempo de carta.

En la carta 3 es también observada una señal del sonido del motor similar. El sonido del motor comienza a los 16.12 segundos tiempo de carta aproximadamente y dura 0.19 segundos aproximadamente. Esto es nuevamente tres veces más largo que lo escuchada en la grabación del accidente. También nuevamente es escuchado un “Clunk” distintivo a los 16.44 segundos tiempo de carta. El sonido primario del motor es observado en una frecuencia de 1200 Hertz.

Las dos señales de sonidos que identifican la salida de los auto-spoilers en los dos vuelos del test, difieren en duración del que se observa en la grabación del accidente. Las señales de los sonidos de todas las grabaciones, coinciden en que el despliegue del motor fue siempre de 1200 Hertz. La duración del tiempo que el motor produjo ruido fue tres veces más corto que la de la grabación del accidente. En adición al sonido del motor, el sonido “Clunk” distintivo es observado en todas las grabaciones aproximadamente 0.30-0.32 segundos después de comenzar el sonido del motor

## TESTS EN TIERRA

Para investigar más profundamente el sonido del sistema de auto desplegamiento, se llevaron a cabo varios tests en los talleres de mantenimiento de American Airlines en la ciudad de Oklahoma. Los tests en tierra fueron efectuados en aviones de esa compañía. Para llevar a cabo los tests varios de los sistemas del avión fueron colocados en el modo de mantenimiento. Esto permitió al avión simular que estaba en el aire seguido de un aterrizaje simulado que podría iniciar el despliegue de los auto spoilers. La información de audio de los tests en tierra fue grabada del área del canal del micrófono de la CVR de la cabina de los pilotos.



En los tests de tierra varios escenarios fueron probados. Un escenario fue accionar el sistema de auto despliegue de los ground spoilers sin haber armado previamente la palanca de la cabina. Este test activó el motor de los spoilers pero no movió la palanca de la cabina. La Carta 4 (Ver apéndice) es un gráfico de la información del test. La presentación de la carta y la escala son aproximadamente las mismas que las cartas previas. El tiempo de la carta en segundos es mostrado en la parte inferior del grafico.

Se puede mirar en la carta 4 que el ruido del motor de los spoilers puede se inicia a los 4.86 tiempo de carta y dura por aproximadamente 0.06 segundos. La frecuencia del ruido del motor está nuevamente aproximadamente en los 1200 Hertz. El sonido del “Clunk” es escuchado nuevamente a los 5.04 segundos del tiempo de la carta, cerca de 0.18 segundos después de comenzar el ruido del motor.

Para analizar el segundo escenario de la huella de sonido asociado con el sistema armado para el auto despliegue de los ground spoilers, se efectuaron varios tests adicionales. Este test fue programado exactamente igual a los tests previos excepto que la palanca de los spoilers fue armada antes del test. El canal del área del micrófono de la cabina fue nuevamente usado para documentar los sonidos de audio de la cabina. La Carta 5 documenta este test adicional de la activación del motor con la palanca de la cabina armada.

Se puede ver en la carta 5 que los sonidos del motor comienzan aproximadamente 13.92 segundos tiempo de carta. El motor para a los 14.08 segundos, que es una duración de 0.16 segundos. La frecuencia de la señal del motor es nuevamente 1200 Hertz. El sonido del “Clunk” que sigue al ruido del motor es observado a los 14.24 segundos que es una duración de 0.16 segundos tiempo de carta, 0.30 segundos después que se inicia el sonido del motor.

Un test adicional fue llevado a cabo en el mismo avión para documentar la activación de los spoilers. La carta 6 documenta los sonidos grabados durante el segundo test. Este test fue programado exactamente con las mismas condiciones que fue documentado en el test de la carta 5. Este test documenta el despliegue de los auto-spoilers armados. Se puede observar que el motor de los spoilers se activa 95.64 segundos tiempo de carta, una duración de aproximadamente 0.18 segundos. La frecuencia del motor es nuevamente aproximadamente de 1200 Hertz. El sonido del “Clunk” se observa a los 95.93 segundos o 0.30 segundos después que comienza el sonido del motor.

Con las pruebas anteriores se estableció que los spoilers no fueron desplegados durante el aterrizaje.



1.16.4.2 Detalles de la investigación en pruebas en diferentes configuraciones con tablas, de rendimiento, datos del FDR y en el simulador de vuelo.

Para analizar el comportamiento de la aeronave en la pista durante el accidente, y determinar con más exactitud la distancia recorrida, se efectuaron cálculos buscando las longitudes y configuraciones posibles que hubiese podido incidir en los mismos.

Para ello se analizaron inicialmente datos obtenidos de las tablas de rendimiento del avión, por parte de personal de la junta investigadora, se solicitaron análisis a la empresa BOEING de los datos obtenidos del FDR, y se utilizaron datos obtenidos del simulador de vuelo obteniendo siguiente información:

### CONDICIONES

- Elevación del Aeródromo 3.162 ft
- Altitud de Presión Aeropuerto 3.000 ft
- Longitud Real de la Pista en metros 3.000 mts.
- Condición de Pista Seca
- Temperatura 30 grados C
- Viento Reportado 8 Kts de Cola
- Slats/Flaps Extended/28 grados
- Velocidad de Aterrizaje 170 Kts CAS
- Velocidad de tierra /GS) 190 Kts
- Punto de contacto 1220 mts.
- Zona de contacto OACI 914 mts.
- Tiempo Desde el contacto con la pista 30.5 Sec

### DATOS DE LAS CARTAS DE RENDIMIENTO:

Longitud de pista utilizada con spoilers: 2204,3mts.  
 Longitud de pista utilizada sin spoilers: 2347,6mts.  
 (Ambos datos con normal reverse)

### DATOS DE LOS ANÁLISIS DEL FDR POR LA BOEING

Longitud de pista utilizada con spoilers: 1095mts.  
 Longitud de pista utilizada sin spoilers: 2141mts.  
 (Ambos datos con normal reverse)

Teniendo en cuenta que la pista remanente desde las señales del contacto inicial de las ruedas con la pista era de 1780mts., en los cálculos con las cartas de rendimiento en ambos casos sobrepasa el overrun de la pista.

CH



En los cálculos de la BOEING solamente sobrepasa el overrun en la condición sin spoilers.

#### DATOS EN EL SIMULADOR DE VUELO

Para efectos de tener un dato más real y poder argumentar recomendaciones más precisas, se efectuaron pruebas en un simulador de la empresa Pan Am con las mismas condiciones y configuraciones obteniéndose los datos sobre si sobrepasó el overrun o permaneció en la pista. Datos numéricos exactos no fueron obtenibles en razón a las características del simulador.

Se efectuaron ocho vuelos con aproximaciones y aterrizajes obteniéndose para los aterrizajes los siguientes resultados:

En aterrizajes, en condiciones normales sentando ruedas a los 1220mts., con un remanente de pista de 1780mts. con tren abajo, flaps 28° normal reverse y spoilers extendidos y frenada normal, el avión para dentro de la pista.

En iguales condiciones pero con los spoilers no desplegados, y utilizando thrust reverses normales el avión no se sale de la pista.

En iguales condiciones pero con los spoilers no desplegados, y utilizando thrust reverses intermitentes el avión se sale de la pista.

En iguales condiciones, con normal reverse y spoilers desplegados, colapsando el tren derecho a los 2280mts. El avión se sale de la pista.

En iguales condiciones con normal reverse y spoilers no desplegados colapsando el tren derecho el avión se sale de la pista

#### **1.17 INFORMACIÓN ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN**

No aplicable

#### **1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL**

No aplicable



## 1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES

No aplicable

## 2.0 ANÁLISIS

### 2.1 FACTORES HUMANOS

Según los datos tomados del CVR, en cabina antes del descenso se respiraba un ambiente relajado; los pilotos tenían una conversación donde era evidente una alerta situacional apropiada. Con una altitud de crucero de treinta y tres mil pies el avión tenía enganchado su piloto automático acoplado al PMS (Performance Management System) y FMS (Flight Management System) verificando con navegación convencional.

Quien volaba la aeronave era el comandante (PF) y su copiloto monitoreaba (MP); las listas de chequeo aplicables para estas fases deben ser ejecutadas por el método “haga – verifique” (ejecute y luego confirme la ejecución), teniendo en cuenta que quien comanda la lista es el PF y la efectúa el MP.

El comandante había delegado los anteriores cuatro trayectos de vuelo al copiloto reservándose solo efectuar la última, lo cual no es anormal pero si poco usual y puede haber tenido una indicación de alguna predisposición particular no establecida a tener los mandos del vuelo en tramos compartidos y esperado solo hasta el último, el del accidente.

#### 2.1.1 Aproximación

A continuación se dan detalles pertinentes de acuerdo con la transcripción del CVR.

15:24:40 El capitán estima “Tulúa a las cuarenta”

24:47 – 24:58 La tripulación considera la posibilidad de aproximar a la pista 19 y hacer circular visual para la 01 dependiendo del tráfico.

29:55 – 15:20 Se escucha la información ATIS de Cali.

31:15 – 16:40 Se calcula que a noventa millas se debe iniciar descenso y llegar al VOR de Cali con nueve mil pies (unas ocho millas antes de lo normal).

En un descenso normal con 270 Kias, 471 GS 0.76 Mach gastarían 11 minutos 30 segundos con una rata promedio de 2100 pies por minuto.



32:06 El piloto hace el briefing de aproximación ILS para la pista 0.1.

32:38 Se hace correctamente la lista de chequeo y se inicia el descenso con autorización del control Bogotá.

35:47 Se hace contacto con Cali aproximación corroborando autorización para la pista 0.1.

37:16 Control Cali sugiere aproximar para la pista 1.9 y la tripulación colaciona la autorización:

“37:16 – ATC Cali: aerorepublica siete cuatro seis tres le seria posible utilizar la pista uno nueve, viento calma.

37:20 – FO: recibido para aerorepublica siete cuatro seis tres... entonces tenemos que cruzar Tulúa con catorce comander

37:23 – ATC Cali: recibido republica siete cuatro seis tres autorizado aproximación para la pista uno nueve, llegada Tulúa dos, descienda a seis mil quinientos pies y notifique veinte millas fuera campo a la vista.

37:41 – FO: llamar a veinte millas fuera campo a la vista en descenso para seis mil quinientos llegada normalizada Tulua 2

37:48 La aeronave se encuentra diecisiete millas al norte de Tulúa.

38:09 – 38:20 El piloto revisa el procedimiento de llegada Tulúa 2.

38:33 “Estamos trece millas fuera” del VOR de Tulúa. (Velocidad con respecto al terreno 320 millas náuticas / hora = GS)

39:25 Ajustan QNH 29.82 y nuevamente verifican procedimiento de llegada.

40:52 Reportan Tulúa con quince mil quinientos pies (Velocidad 336,69 NM/h y mil quinientos pies por encima de lo estipulado en la carta de llegada).

43:33 El piloto pide extender slats (Limitante 280kts Indicados).

43:34 El copiloto verifica la approach check list, el piloto solo colaciona el ajuste altimétrico y la posición correcta del nav/rad course switch. (Esta lista se debe hacer diez mil pies sobre el campo al que se descende).



44:26 Tienen el campo a la vista y el copiloto advierte al piloto por estar altos, sin recibir respuesta por parte del piloto.

44:35 Guardan Speed Brakes y el piloto pide bajar el tren de aterrizaje (Limitante 300kts indicados); el copiloto sugiere circular para la pista 0.1, nuevamente sin recibir respuesta del piloto.

44:44 Desconectan el piloto automático.

44:48 Veinte millas del VOR de Cali. Initial Fix a 10.85 NM del umbral de la pista 1.9. (Velocidad promedio entre Tulúa y este punto 333.87 NM/h).

45:00 Diecinueve millas y ocho mil pies (Velocidad 300NM/h y continua mil quinientos pies por encima de lo estipulado en la carta de llegada).

45:29 Diez y seis millas al norte del VOR de Cali, una antes del FAF y 5,85 antes del umbral de la pista 19 (Velocidad 372.41 NM/h).

45:35 Autorizados para aterrizar con ocho nudos de viento de cola (limitante diez nudos).

45:55 Piloto pide flaps en quince grados (limitante 240 kts indicados).

46:58 Copiloto dice estar en el ángulo correcto de las luces de aproximación.

47:07 El piloto dice que tiene mucha velocidad y continúa aproximando.

Posteriormente y supuestamente ya sobre la pista, se escuchan sonidos metálicos, y la alarma de tren por cuatro veces.

47:55 Se escucha la orden de evacuación e instrucciones a los pasajeros.

Como puede observarse de lo anterior, la tripulación venia mentalizada para efectuar una aproximación estándar a la pista 01, con un briefing y preparación de cabina para ese procedimiento, el cual era cómodo y holgado.

Cuando son requeridos para efectuar una aproximación a la pista 09, se escucha en la grabación de la torre "Recibido para Aerorepublica siete cuatro seis tres". Internamente el copiloto comienza a decir "Tenemos que cruzar Tulúa con catorce comander" y antes de dar una respuesta de aceptación o rechazo, el controlador nuevamente los llama diciendo



“Recibido Republica siete cuatro seis tres, autorizado para la pista uno nueve, llegada Tulúa dos, descienda a seis mil quinientos pies y notifique veinte millas fuera, campo a la vista”. El copiloto contesta “Llamara veinte millas fuera campo a la vista.” lo cual demuestra que el controlador asume la aceptación cuando hay solo un “Recibido.” Información que posteriormente es confirmada por el copiloto. Obviamente no hay tiempo adecuado para tomar una decisión más conciente y el copiloto confirma las nuevas instrucciones.

A partir de este momento se nota apresuramiento en los procedimientos y chequeos sin respuesta por parte del comandante.

De acuerdo a esta distancia, para poder cumplir con pasar a 14000 pies por Tulúa, tendría que descender 16000 pies. En razón que un descenso normal se inicia con aproximadamente 270 CAS o sea 470 GS (Datos del simulador) hubiese durado 2 minutos, 10 segundos o sea una rata de 7000 pies por minuto, lo cual obviamente sería excesivo, por lo que mantiene aproximadamente 2500 pies por minuto lo que lo coloca por encima de la altura necesaria.

No se hace referencia a la carta No. 6 de aproximación VOR-DME para la pista 1.9. (No se tiene en cuenta altitud mínima a descender ni procedimiento de aproximación frustrada). No se da un briefing para la nueva situación ni se consideran las nuevas ratas, distancias, y colocación de Bugs etc.

Hay repetidas ocasiones en que el copiloto advierte sobre el exceso de altitud y sugiere configuración y acciones sin recibir respuesta por parte del comandante.

El piloto pide la lista Antes de Aterrizar sin tener aún los flaps en 28 grados (limitante 205 kts indicados), el copiloto hace la lista en el transcurso de catorce segundos en forma apresurada sin tener verificación aparente por parte del piloto y advierte que aún esta pendiente poner los flaps en 28 grados e insistiendo en que se utilicen 40 grados de flaps cuya limitante es de 200 kts indicados (es evidente que la aproximación no es estabilizada, hay premura en los procedimientos, no se atienden las repetidas alarmas de “altitude” ni de “sink rate” y no se hacen los call outs de FAF, mil pies sobre el campo, quinientos pies para hacer sobrepaso si en VMC no está estable la aproximación, cien sobre los mínimos y mínimos).

Es posible que por el apresuramiento aunque los nombra, no haya armado los Spoilers

### 2.1.2 REQUERIMIENTOS DE PISTA

De acuerdo a los datos del DFDR y con las condiciones:



Temperatura: 29.5C  
Altura por Presión: 3234 pies  
Peso de Aterrizaje: 128856 lb.  
Velocidad de Aterrizaje: 169 KCAS

La aeronave toco tierra a una velocidad de 190 nudos Ground Speed (Velocidad Calibrada de 169 nudos) y vino a parar después de un recorrido de aproximadamente 5590 pies. (1703mts.).

Sin embargo de acuerdo las condiciones de no Spoilers, sobre velocidad y reversos usados normalmente los datos se sometieron a el programa de análisis del rendimiento durante el aterrizaje de la empresa BOEING, obteniendo un dato de 7026 pies (2142 mts.) de carrera de aterrizaje. Al comparar con los datos obtenidos en el campo, los datos del programa de análisis son mas coincidentes ya que las distancias medidas en la pista arrojan un resultado de 1976 mts. (incluyendo la distancia de 200mts. después del overrun)

La velocidad, de aterrizaje calculada para esas condiciones ( $V_{ref}$ ,  $1.3V_s$ ) fue de 133 nudos calibrados. Sin embargo el avión aterrizó con  $V_{ref}+36$  nudos sea 169 nudos KCAS. El tiempo transcurrido desde que toco tierra hasta que quedo en la posición final fue de 30.5 segundos medidos por la aceleración longitudinal ( $n_x$ ).

La Ground Speed fue computada integrando la aceleración longitudinal grabada.

### 2.1.3 ATERRIZAJE

De acuerdo a las normas OACI para las condiciones de ese día la aeronave debía haber sentado ruedas a los 914 mts. de la cabecera de la pista 09 y parar a los 2347mts. medidos desde la misma cabecera en condiciones normales; sin embargo aterrizó 862 mts. más allá del punto normal.

Por datos obtenidos del DCVR el avión cruzó el threshold con 50 pies aproximadamente ya que en la parte final el copiloto afirma estar en la senda.

Así mismo la actitud de pitch que normalmente debía de ser de unos  $3^\circ$  de nariz arriba, fue de  $0^\circ$  por lo que sentó ruedas principales y de nariz simultáneamente por la premura del piloto de aterrizar, sobre velocidad, la falta de haber extendido los spoilers y tener solo  $28^\circ$  de flaps.

La rueda de nariz aparece con peso continuo mientras el registro de peso sobre el tren principal derecho es intermitente.

Después del toque inicial con la pista la aeronave comienza a vibrar severamente. El piloto aplica frenos simultáneamente con ligera mayor presión en el izquierdo, la cual es mantenida y en la parte final la presión del derecho decrece totalmente.



El uso de los Thrust Reverse es intermitente pero con mayor intensidad en el izquierdo por tratar de contrarrestar la tendencia de la aeronave de derivar a la derecha por el colapso del tren principal derecho y posteriormente el rozamiento de plano derecho contra el piso.

La operación de los Ground Spoilers ha debido de ser monitoreada durante el aterrizaje y de ser necesario han debido de ser operados manualmente, lo cual no se hizo. De acuerdo al manual de operación los frenos deben ser aplicados después de la extensión de los Gound Spoilers.

El avión vino a parar 200 mts. después de la cabecera 01. Luego de su detención la grabadora de voces solo registra la orden del piloto de evacuación.

Las listas de chequeo para evacuación no se efectuaron adecuadamente ya que se encontró que una de las manijas para corte de combustible no había sido halada.

#### 2.1.4 RESUMEN ERRORES DE FACTORES HUMANOS

Los pilotos no se prepararon para la nueva aproximación propuesta por el controlador. Es de anotar que una situación similar se presento en el accidente del avión de American Airlines en el año de 1995 iniciado por la propuesta del controlador de aproximar para la pista 19, cuando la tripulación venía mentalizada y preparada para la pista 01.

El descenso apresurado ocasiono que los pilotos omitieran efectuar los cálculos adecuados así como el efectuar un briefing para la nueva situación. Por lo que se fueron sumando los errores que los llevaron a efectuar una aproximación no estabilizada con excesiva altura, sobre velocidad, configuración inadecuada, omitiendo los "Call Out" establecidos

Se observa una obstinación por parte del comandante de aterrizar, pese a las advertencias del copiloto y muy seguramente a su propio criterio ya que en la parte final es conciente de que van muy rápido, sin embargo persiste en su objetivo de aterrizar como una decisión insalvable.

Es de anotar que fue el último y único aterrizaje que efectuó ese día después de haberle delegado los otros cuatro al copiloto.

La actitud del copiloto fue la de ejecutar unas listas apresuradamente sin esperar la confirmación por parte del comandante y muy seguramente omitió armar los Spoilers, en ocasiones advirtió sobre las condiciones anormales de la aproximación pero sin ser firme en sus afirmaciones y exigencias.

Al analizar el porque no intervino contundentemente al ver la inminencia del accidente, se encontró que en la empresa que había volado anteriormente en una ocasión intervino de hecho al tomar los controles del comandante por lo que considero una situación extrema que lo hubiese llevado a un accidente. Las consecuencias posteriores fueron muy negativas para su trabajo por lo que este suceso le pudo haber ocasionado una predisposición psicológica a tomar decisiones similares como la presentada en el accidente



Es de anotar la carencia o inadecuada aplicación de el CRM o Manejo de Recursos ya que cuando se vieron bajo presión no utilizaron adecuadamente la coordinación, liderazgo, trabajo en equipo, comunicación y toma de decisiones. Su conciencia situacional fue muy pobre y al copiloto le faltó asertividad.

Todo lo anterior llevo a colocar un avión sobre la pista en una condición anormal lo cual fue el origen de las fallas que conllevaron al accidente.

## 2.2 INVESTIGACIÓN TÉCNICA

El avión en condiciones normales debe desplegar los spoilers durante el aterrizaje con el objeto de impedir la sustentación al interrumpir el flujo laminar sobre el plano, eliminando el vector de fuerza vertical hacia arriba permitiendo que la aeronave se pose en el piso con el peso totalmente dirigido hacia abajo . Esto asegura que los amortiguadores se compriman, las ruedas comiencen a girar y si los spoilers han sido armados y la rueda de nariz este en contacto con el piso, se despliegan. A partir de ese momento los frenos pueden ser aplicados efectivamente.

### 2.2.1 POSIBLE SECUENCIA DE LOS DAÑOS

Con las condiciones anormales conocidas: Excesiva velocidad, Spoilers no armados, actitud de nariz baja del avión, y las señales de zigzaguo encontradas en la pista

- Al contacto con la pista, se produce una fuerza de torsión en la rueda externa del tren de aterrizaje derecho, la cual es sentida y recibida por el Damper de la tijera derecha el cual por la no compresión del amortiguador permite que la distancia con el eje vertical del amortiguador sea mínima lo que impide que ejerza su función de anular completamente la torsión y que probablemente por ser extrema, induce a una esfuerzo severo que es transmitido al centro de pivote de la tijera en el amortiguador. El no funcionamiento de esa unidad adecuadamente por esta u otras causas no definidas induce a los siguientes eventos.
- Ese esfuerzo de torsión en el perno central de la tijera, causa ruptura en el alojamiento o punto de pivote del mismo, causando desprendimiento o apertura de los dos brazos de dicho mecanismo dejando por lo consiguiente la columna o pistón central del amortiguador, sin control, permitiendo que se gire y pierda por consiguiente el alineamiento con el eje longitudinal de la Aeronave o plano de dirección de la fuerza de inercia que trae la aeronave en el momento de aterrizaje.



- En este momento las ruedas empiezan a girar transmitiendo movimientos desiguales y rápidos al eje de las mismas, que como se escribió anteriormente, carecen de un control de dirección por la separación de los brazos de la tijera, permitiendo movimientos rápidos y desiguales sobre el eje del pistón o amortiguador, lo anterior demostrado por el dibujo que dejaron las huellas en zig-zag encontrados y demostrados por las fotografías tomadas en el eje de pista y los daños evidenciados en las paredes laterales del extremo inferior del amortiguador al ser rozados por los cubos o rines y frenos del conjunto de las ruedas, al girar en posición diferente a la del eje de giro.
- Con la extrema vibración que estos movimientos incontrolados causaron, en un momento dado, el eje de las ruedas tomo posición en dirección paralela a eje central del fuselaje y con la inercia que en este momento traen las ruedas por el giro tomado al momento de aterrizar, produciendo tendencia a doblar el tren hacia el centro del fuselaje, venció y dobló el mismo conjunto debido ya en este momento al peso de la aeronave se sentía sobre el mismo tren por pérdida de sustentación.
- Ahora, en este momento el esfuerzo es sentido en el seguro mecánico de tren abajo, que es doblado, rompiendo el gancho de seguro y revienta la cabeza del pistón del seguro tren abajo, venciendo la fuerza mecánica de los resortes de los bungee y causando con la torsión la ruptura del pistón o eje del cilindro actuador de posicionamiento del mismo tren.
- Ya perdida la alineación, el tren se recoge y como las compuertas se encontraban cerradas y como dicho conjunto se recogió, en su incorrecta operación se llevo y anidó en su lugar las mencionadas puertas como se puede apreciar en las fotografías indicadas.

### 3.0 CONCLUSIÓN

#### 3.1 Conclusiones

- La tripulación estaba apta física y psicológicamente para volar, con sus exámenes vigentes.
- la tripulación venia mentalizada para efectuar una aproximación estándar a la pista 01, con un briefing y preparación de cabina para ese procedimiento,



- La información inicial fue de viento en calma pero al cambiar a la torre le informa que existe viento de cola
- Desde el momento en que el controlador les propone la aproximación para la pista 19 comienza a notarse apresuramiento, aprehensión e improvisación en la ejecución de las listas de chequeo
- El comandante venía volando el avión en este último trayecto ya que los cuatro anteriores se los había delegado al copiloto.
- Los pilotos no se prepararon para la nueva aproximación propuesta por el controlador. No se da un briefing para la nueva situación ni se consideran las nuevas ratas, distancias, colocación de Bugs etc.
- Una situación similar se presentó en el accidente del avión de American Airlines el 20 de diciembre de 1995 por la propuesta del controlador de aproximar para la pista 19, cuando venían mentalizados y preparados para la pista 01.
- La aproximación no es estabilizada cruzando puntos de reporte con excesiva altura, tasa de descenso y velocidad
- El copiloto en repetidas ocasiones le advierte al piloto sobre las condiciones de excesiva altura y velocidad, sugiriéndole colocar 40° de flaps.
- A pesar que lo menciona el copiloto en la lista de chequeo efectuada apresuradamente, los Spoilers no fueron armados, por lo que no se extendieron durante el aterrizaje
- El copiloto omitió hacer los "Call out" establecidos durante la aproximación
- La actitud de pitch que normalmente debía de ser de unos 3° de nariz arriba, fue de 0° por lo que sentó ruedas principales y de nariz simultáneamente por la premura del piloto de aterrizar, sobre velocidad, la falta de haber extendido los spoilers y tener solo 28° de flaps.
- La anterior situación no permite que la aeronave efectúe un aterrizaje positivo ya que con esta configuración el avión está sustentando al contacto con la pista impidiendo probablemente que los amortiguadores se compriman
- La aeronave aterrizó 862 mts. más allá del punto normal, con un exceso de velocidad de 34 nudos



- El avión aterrizó con ocho nudos de viento de cola reportados, lo cual se encontraba dentro de los límites pero contribuyó al exceso de velocidad de tierra
- Si la aeronave hubiese desplegado los Spoilers hubiese alcanzado a parar dentro de la pista
- El sistema de despliegue de los spoilers no está diseñado a prueba de error ya que si se omite su arma por olvido estos no se despliegan
- La aeronave estaba certificada y había cumplido con sus servicios y boletines.
- La aeronave presentó una severa vibración durante el aterrizaje en el tren principal derecho.
- El tren derecho se colapsó debido a cargas severas transversales producidas por las vibraciones que permitieron la desalineación de las ruedas con el eje longitudinal de la trayectoria.
- El Shimmy Damper no cumplió su función de amortiguación lateral debido posiblemente a que por la no compresión del amortiguador, su distancia al eje central del mismo fue mínima o por otras circunstancias desconocidas.
- El esfuerzo de torsión en el perno central de la tijera, causa su ruptura, permitiendo el desprendimiento o apertura de los dos brazos de dicho mecanismo.
- Al romperse la tijera, la rueda se desalinea e induce a esfuerzos transversales severos que llevan a la rotura de los seguros y al consecuente colapso del tren principal derecho
- Los análisis metalúrgicos, metalográfico y fractográfico de las partes del tren derecho enviadas a los laboratorios de la BOEING no demostraron que hubiese defectos significativos en el material (composición química, estructura, temple, propiedades mecánicas, corrosión, fatiga, etc) que pudieran haber tenido incidencia.
- El Fabricante BOEING con anterioridad a más de doce años, reportó varios accidentes similares en la aeronaves del mismo tipo, y sus investigaciones, llevaron a la implementación de boletines de servicios e inspecciones de tipo rutinario.



- En un AOL (All Operators Letter) publicado en Septiembre de 1994 (FO-AOL-9-043) se efectúan unas recomendaciones que en su mayor parte no fueron cumplidas en el caso que se investiga.
- Al colapsarse el tren derecho el plano de ese lado baja, rozando la pista y zona de seguridad desviando la trayectoria de la aeronave hacia su derecha.
- En su recorrido por fuera del final de la pista el tren principal izquierdo golpea un muro que encuentra en su trayectoria, desprendiéndose del plano.
- El muro se encuentra dentro del área de seguridad recomendada
- Se presentó un conato de incendio por el lado izquierdo de la aeronave, el cual fue oportunamente extinguido por los bomberos.
- La tripulación no efectuó adecuadamente la lista de chequeo para la preparación de cabina y evacuación después del accidente.
- Los pasajeros y tripulantes evacuaron el avión por las dos salidas de emergencia y la puerta del galley del lado derecho
- No fueron utilizadas las salidas del lado izquierdo porque por ese lado se presentó un conato de incendio y porque el deslizador de la puerta principal se pincho al desplegarse.

### 3.2 CAUSAS PROBABLES

El accidente se produjo por una cadena de errores y fallas cuyo inicio fue el de aceptar y efectuar un descenso apresurado que indujo a omitir puntos esenciales en la lista de chequeo como, el arme de los Spoilers, excesivas ratas de descenso y velocidades y configuración defectuosa lo que llevó a colocar la aeronave en la pista en condiciones anormales y a 862 mts. del lugar normal de sentada de ruedas.

Esto conllevó a propiciar unas condiciones en el tren de aterrizaje principal derecho que indujeron a una vibración que no pudo ser controlada por el amortiguador diseñado para neutralizarlas (Shimmy Damper), permitiendo cargas superiores a la resistencia de la tijera, la cual se rompió, propiciando la secuencia de daños posteriores.

#### FACTOR PILOTO AL MANDO

Por tomar decisiones y planeamiento inadecuados en vuelo



Al no utilizar buen criterio y abortar el aterrizaje para efectuar una nueva aproximación con todas las condiciones de seguridad

No siguió procedimientos adecuados

Al omitir el arme de los spoilers, configurar inadecuadamente el avión y permitir excesivas ratas y velocidades , y caer largo. Asimismo omitir puntos de la lista de evacuación

#### COPILOTO

Por la falta de cumplimiento de los procedimientos de la compañía al no efectuar los “Call Outs” establecidos, no exigir respuesta en los chequeos y no haber sido mas asertivo en las sugerencias al comandante

#### PERSONAL DE SERVICIOS DE TRANSITO AÉREO

Por haber sugerido la aproximación para la pista 19 y no hubo información actualizada de vientos

### 4.0 RECOMENDACIONES

#### A LA EMPRESA

Efectuar talleres de CRM y prácticas de LOFT en los que se enfatice a los tripulantes los tópicos deficientes encontrados en la presente investigación.

#### A LA AUTORIDAD AERONÁUTICA

Recomendar a los controladores abstenerse de sugerir la aproximación para la pista 19 a aeronaves que vengan instruidas para hacerlo a la pista 01 o autorizarlos solo por solicitud expresa y de acuerdo a su disponibilidad y que suministren información meteorológica en tiempo real.

Coordinar con la empresa explotadora del aeropuerto la remoción del muro que se encuentra dentro del área de seguridad

Diseñar un procedimiento de aproximación a la pista 19 con alturas y puntos de reporte definidos que asegure su empleo sin riesgos y dentro de márgenes adecuados para las diferentes aeronaves que operan en el aeropuerto Alfonso Bonilla Aragón

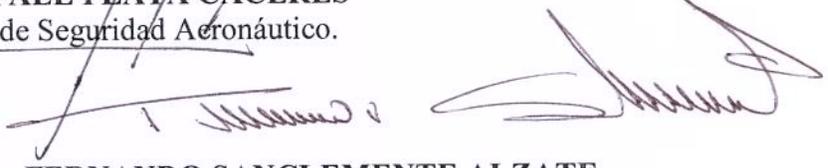


**A LA EMPRESA FABRICANTE**

Diseñar un sistema que siempre que la aeronave aterrice, active y despliegue los spoilers, automáticamente el cual pueda ser suprimido con un procedimiento adicional efectuado voluntariamente por el piloto para la situación que considere en su criterio lo amerite.

Vo Bo

  
**Coronel (r) VÍCTOR RAFAEL PLATA CÁCERES**  
Secretario Técnico Consejo de Seguridad Aeronáutico.

  
**Doctor FERNANDO SANCLEMENTE ALZATE**  
Director Unidad Administrativa Especial Aeronáutica Civil.



# APÉNDICES

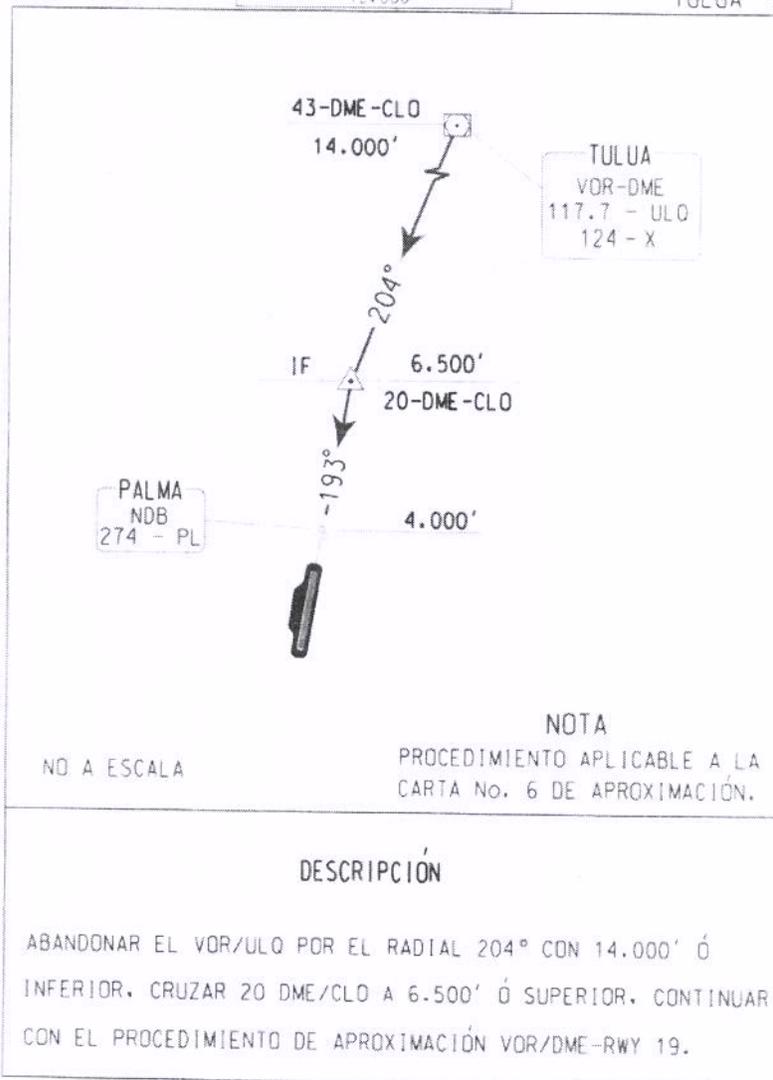
## CARTA DE LLEGADA PISTA 19

3

CARTA DE LLEGADA  
NORMALIZADA - VUELO  
POR INSTRUMENTOS (STAR)  
DACI

CALI APP	119.1
ALFONSO BONILLA TWR	118.1
ALFONSO BONILLA GND	121.9
ALTITUD DE TRANSICION	18.000'

CALI  
ALFONSO BONILLA A.  
RWY 19  
TULUA 2



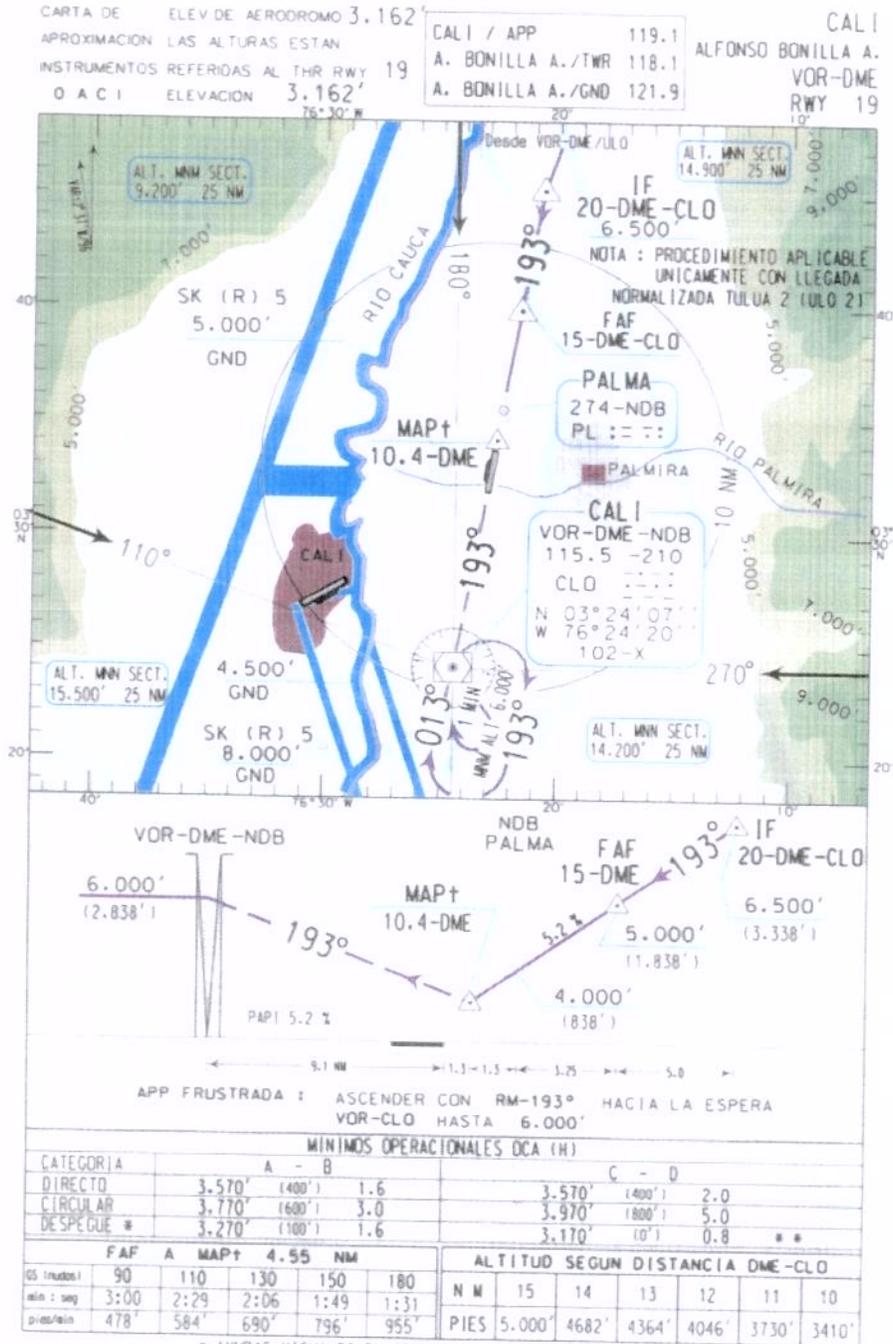
ENVÍO N° 61 — AGOSTO 2003

269



**APROXIMACIÓN VOR/DME PISTA 19**

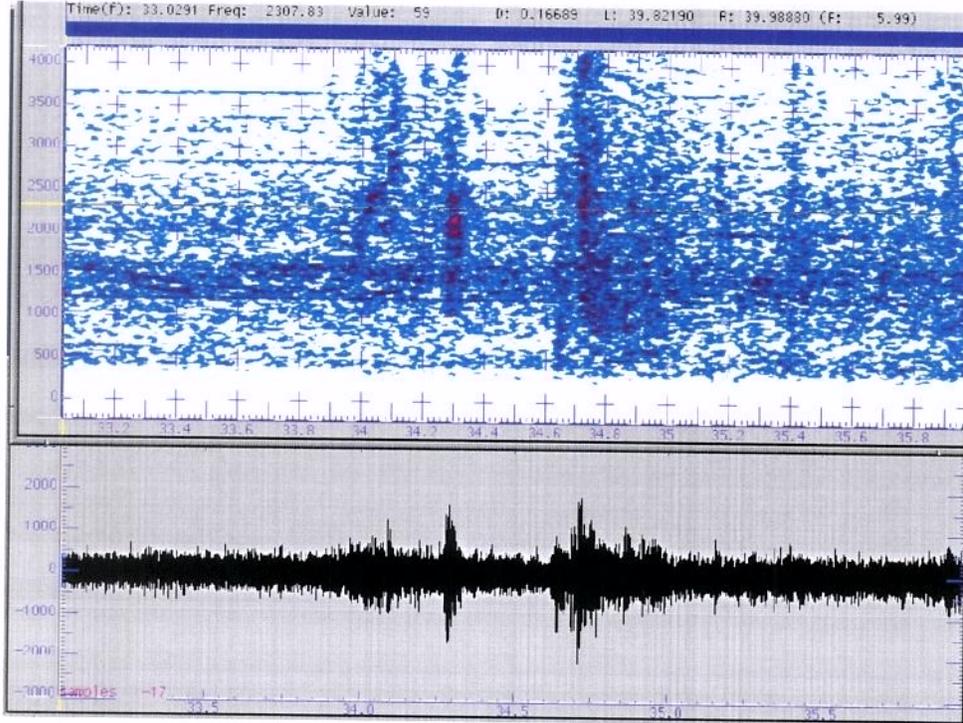
6



*Handwritten signature/initials*



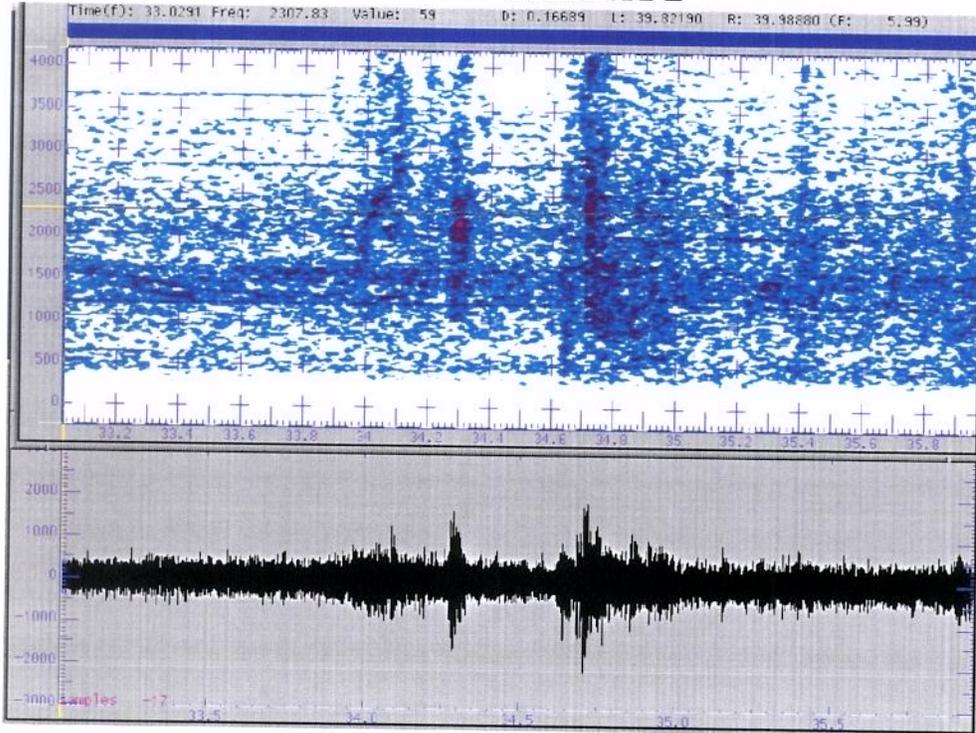
## CARTA 1



Handwritten signature and initials.



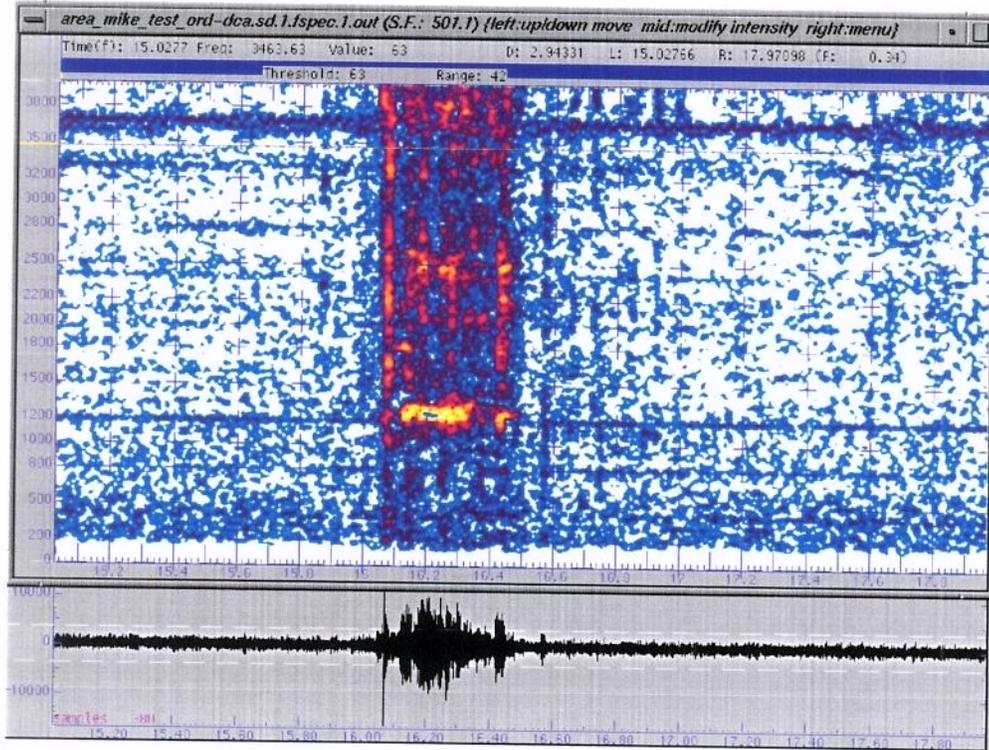
## CARTA 2



X  
QH

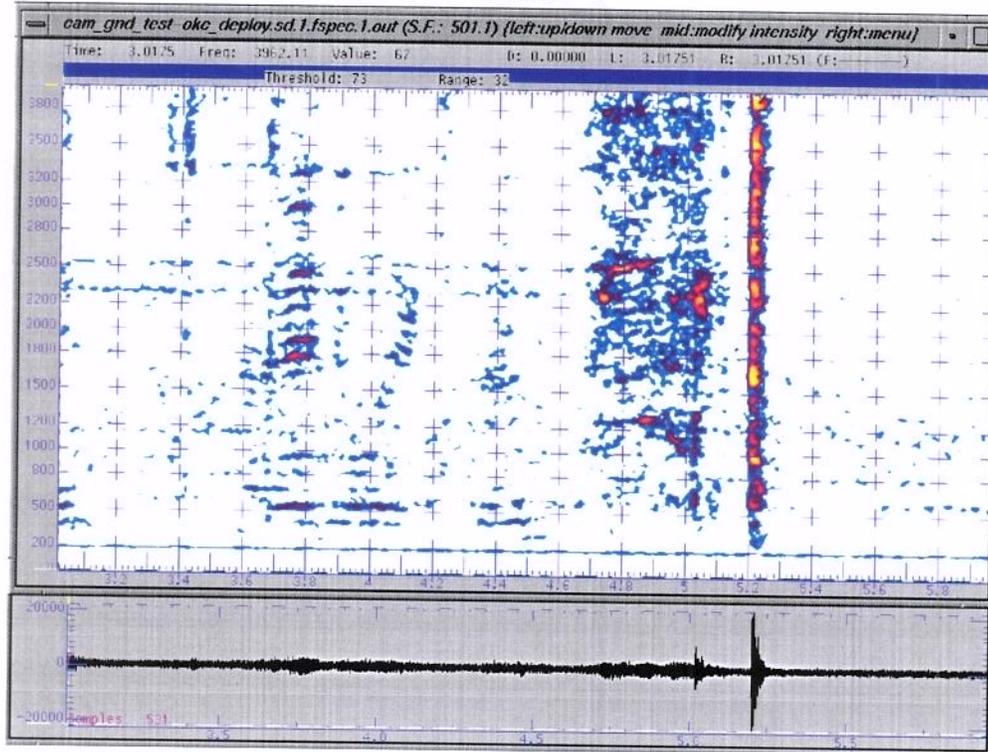


### CARTA 3



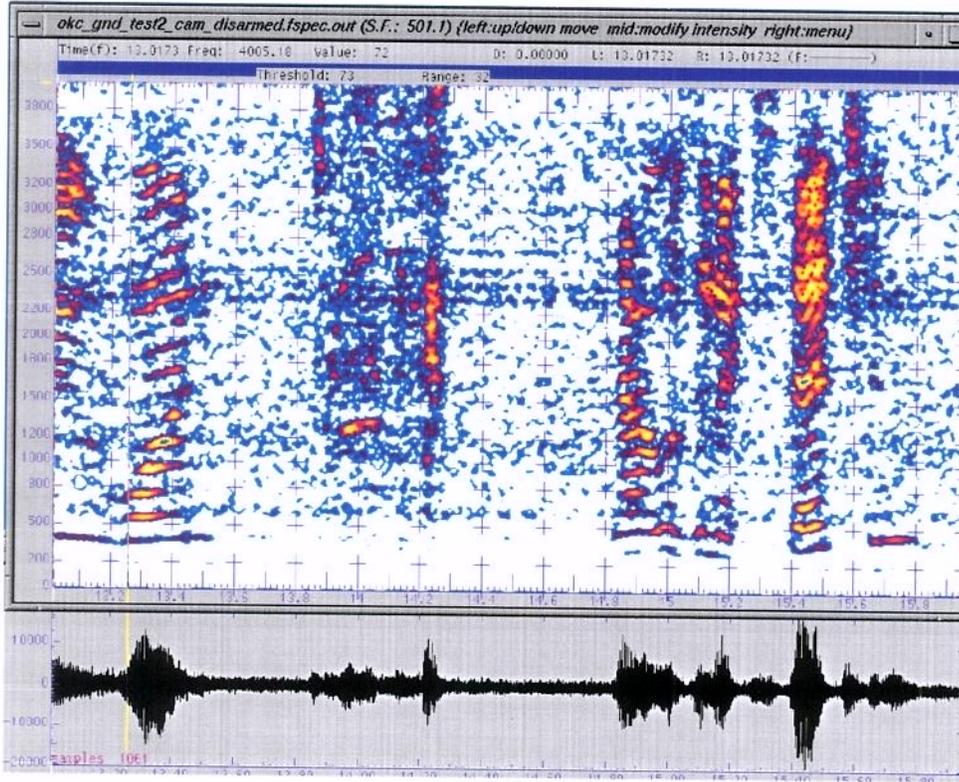


### CARTA 4





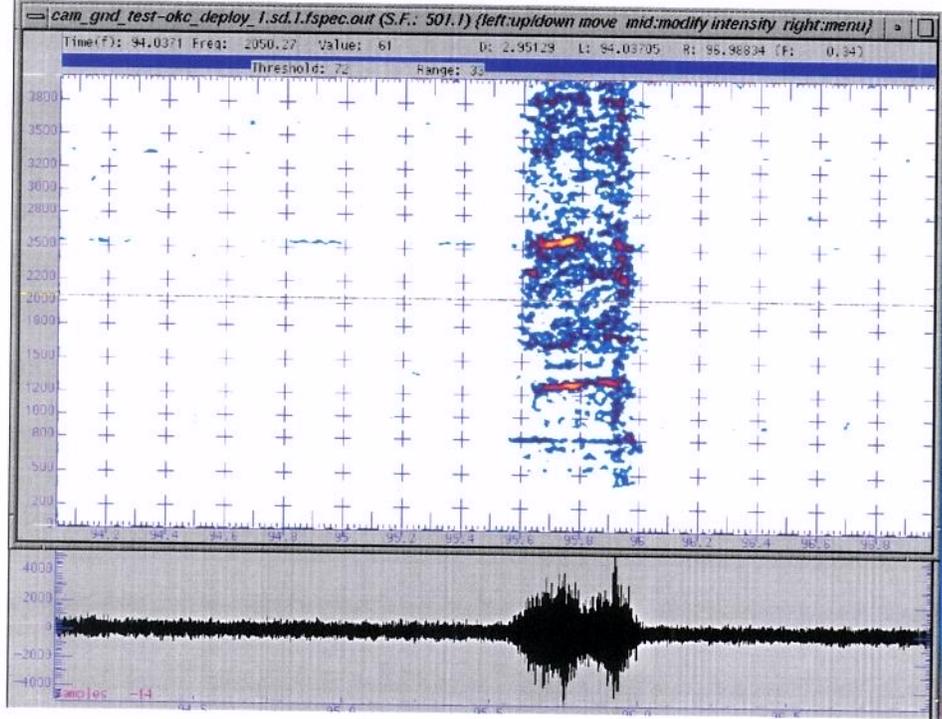
## CARTA 5



X  
CA

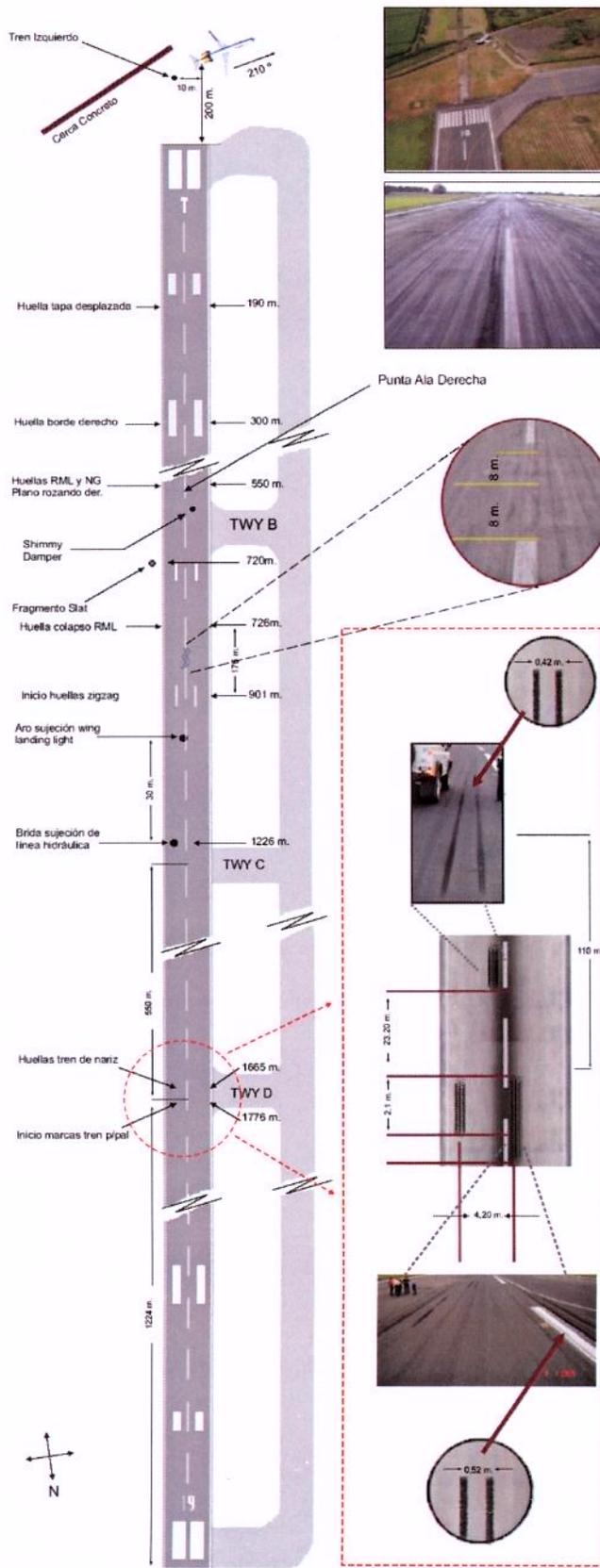


### CARTA 6



# Aerorepublica VP-BGI

Alfonso Bonilla Aragón - Cali Enero 8 de 2005



Elaborado por: C. Muñoz