

INFORME ACCIDENTE DE AVIACION

**AERONAVE DE HAVILLAND
DHC-300**

HIK-2602

EXPLOTADOR ACES

FECHA: 30 DE NOVIEMBRE DE 1996



INFORME ACCIDENTE DE AVIACION

AERONAVE: MARCA: DE HAVILLAND
MODELO: DHC-6-300
No. SERIE: 746
MATRICULA: HK-2602

EXPLOTADOR: AEROLINEAS CENTRALES DE COLOMBIA
ACES S.A.

LUGAR DEL
ACCIDENTE:

Cordillera Central - Cerro el Barcino -
Jurisdicción del Municipio de Medellín.
Departamento de Antioquía

Altura: 7147 pies

Rumbo: 260°

Coordenadas: Latitud N 06°12'69"

Longitud W 75°39'18"

A una distancia de 8 kms del Aeropuerto Olaya
Herrera al Sur Oeste cabecera 1.9

FECHA Y HORA
DEL ACCIDENTE: 30 DE NOVIEMBRE DE 1996
10:32 HL

INVESTIGO: Capitán RODRIGO CABRERA C
Jefe División Normas de Vuelo
ELIECER M. GARZON P.
Jefe Grupo Investigación de Accidentes



1.0 INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

El día 30 de noviembre de 1996, la aeronave HK-2602, tipo DCH-6-300 fue programada para cumplir el vuelo ACES-148 de itinerario regular en la ruta MEDELLIN - BAHIA SOLANO - QUIBDO - BAHIA SOLANO - MEDELLIN, al mando del piloto Capitán JUAN CARLOS BERMUDEZ L. (q.e.p.d.) y copiloto JUAN CAMILO TABORDA E. (q.e.p.d.), transportando trece (13) PASAJEROS Y 2.300 libras de combustible para un total de 12.670 libras de máximo de despegue, el plan de vuelo estaba previsto en condiciones VFR, en la ruta vía URAO - RIO ATRATO - BAHIA SOLANO y con un nivel de vuelo de 12.500, previo al vuelo 148, la aeronave había realizado los trayectos MDE - IGO Y MDE - OTU . MDE, con la misma tripulación, aterrizando en Medellín a las 09:32 HL., de su destino anterior OTU.

A las 10:21:30 la aeronave solicita autorización a la Torre de Control del aeropuerto Olaya Herrera para iniciar turbinas con destino a BAHIA SOLANO, autorización que fue aprobada por el control y le informa llame listo a rodar, a las 10:25:00 HL, el ACES-148 le solicita a control superficie autorización para rodar y el control le responde rueda al punto de espera pista 01, viento en calma, QNH 3006, a las 10:27:25 HL el ACES le informa el 148 próximo al punto de espera listos y control le contesta 148 autorizado despegar, viento en calma, cuando rodaba por la paralela próximo al punto de espera, sin detenerse en la cabecera la aeronave despegó en condiciones aparentemente normales, efectuando un viraje a la izquierda entre los taxeos Delta y CHARLIE, de la trayectoria 01-19 con rumbo 260°, a las 10:28:30 HL el ACES le informa, Torre el ACES 148 vira a la izquierda directo a San Antonio, para lo cual la torre le contesta notifique San Antonio, información que fue colisionada por la aeronave a las 10:29:00 HL.

A las 10:36:00 HL un aeronave que se encontraba en plataforma le pregunta a la torre que si tiene conocimiento de un avión estrellado en cercanías de la vereda de Aguas Frías y solicita autorización para sobre volar el área, localizando la aeronave ACES 148 accidentada y completamente destruida, en la cordillera Central el Sur oeste de la cabecera 1.9 del Aeropuerto Olaya Herrera de Medellín, en el Cerro denominado El Barcino, dentro de las coordenadas 06°12'69" Latitud Norte y 75°39'18" Longitud W y a una elevación de 7.148'. Como consecuencia del accidente fallecieron catorce (14) ocupantes y (1) uno rescatado con lesiones graves.

El accidente se produjo a las 10:32 HL aproximadamente, con luz de día, en condiciones meteorológicas apropiados para la operación y temperatura 23°C.



1.2 Lesiones a personas

LESIONES	TRIPULACION	PASAJEROS	OTROS
MORTALES	2	12	0
GRAVES	0	1	0
LEVES/ILESOS	0	0	0

1.3 Daños sufridos por la aeronave

La aeronave resultó destruida por impacto y posterior incendio.

1.4 Otros daños

Ninguno.

1.5 Información sobre la tripulación

PILOTO

NOMBRE Y APELLIDOS: JUAN CARLOS BERMUDEZ LOPEZ

NACIONALIDAD: COLOMBIANO

EDAD: 28 AÑOS

LICENCIAS: NÚMERO PTL-1792 PILOTO DHC-6
ITPV-283 EQUIPO EMERGENCIA -
PESO Y BLANCE DHC-6

CERTIFICADO MÉDICO: 71.702.651 12-02-97 SIN LIMITACIONES

ULTIMO CHEQUEO DE VUELO: OCTUBRE 27 DE 1996

EQUIPOS VOLADOS COMO PILOTO: PA-28 - DHC-6 - 300



TOTAL HORAS DE VUELO: 4.611:00

HORAS VOLADAS EN EL EQUIPO: 3.311.00

HORAS VOLADA EN LOS ULTIMOS 90 - 30 Y 3 DIAS: 62:40 - 31:17 y 09:25

ANTECEDENTES: El Capitán JUAN CARLOS BERMUDEZ ingresó a la Empresa Aerolíneas Centrales de Colombia S.A. el día 05 de abril de 1990 Para calificarse como piloto autónomo al mando del equipo DHC-6, había efectuado chequeos en ruta de experiencia inicial de operación durante los meses de noviembre diciembre de 1995, volando un total de 75:36 horas, emitiendo el concepto el día 19 de diciembre de 1995 para volar como piloto de línea. La última escuela recurrente del equipo la realizó el 13 de julio de 1996 con un tiempo empleado de cinco días y una intensidad de 35:00 horas.

El último entrenamiento de vuelo recurrente se llevó a cabo en 27 de octubre de 1996, con resultados satisfactorios, el 16 de agosto de 1996 cumplió el último entrenamiento en simulador de instrumentos y el día 19 de diciembre de 1995 efectuó su última verificación de competencia en rutas.

Además había realizado adicionalmente entrenamiento de tierra inicial para calificarse como instructor del equipo DHC-6.

Revisada la hoja de vida no aparecen registros de accidentes e incidentes con anterioridad a éste accidente.

Lo anterior nos permite concluir que el piloto estaba apto y debidamente calificado para operar el equipo y cubrir la ruta en cuestión.

Periodos de servicio y descanso:

Durante el mes de noviembre, trabajó como Instructor de Tierra del equipo DHC-6, asimismo disfruto sus tres periodos de 3 días libres consecutivos reglamentarios, uno durante la primera quincena y los dos siguientes durante la segunda quincena.



En la última semana, había realizado tres asignaciones de vuelo programadas, con un total de 15:39 y disfrutó de tres días libres consecutivos, el día anterior, voló 6:25 y disfrutó del tiempo de descanso reglamentario, el día del accidente había volado 3:00

Historial médico: En su historial médico de los últimos seis meses, no le aparece ninguna incapacidad, ni reconocimiento médico a la revalidación de certificado obligatorio.

COPILOTO

NOMBRES Y APELLIDOS: JUAN CAMILO TABORDA ECHAVARRIA

NACIONALIDAD: COLOMBIANO

EDAD: 26 AÑOS

LICENCIAS: PCA-6508 MONOMOTORES TIERRA
Y COPILOTO DHC-6

CERTIFICADO MEDICO: 98551.759 VIG. MAYO 11-1997

ULTIMO CHEQUEO DE VUELO: SEPTIEMBRE 01 DE 1996

HORAS VOLADAS COMO PILOTO: 206:00

EQUIPOS VOLADOS COMO PILOTO: CESSNA 172

HORAS DE VUELO EN EL EQUIPO: 733:50 (Copiloto)

HORAS VOLADAS EN LOS ULTIMOS 90, 30 Y 3 DIAS: 76:02 - 65:58 y 14:22

ANTECEDENTES: El Capitán JUAN CAMILO TABORDA ECHAVARRIA, ingresó a Empresa ACES el 26 de noviembre de 1995, durante el mes de diciembre de 1995, realizó 20:00 horas de chequeos en ruta de experiencia



inicial de operación para calificarse como copiloto autónomo en el equipo DHC-6 con resultados satisfactorios, el 17 de mayo de 1996, efectuó la última Escuela de Tierra en el equipo, su último entrenamiento de vuelo recurrente lo realizó el 1º de septiembre de 1996, el 6 de agosto del mismo año efectuó el último entrenamiento en simulador de instrumentos con resultados satisfactorios, su última verificación de competencia en rutas se llevó a cabo el 17 de septiembre de 1996 con resultados satisfactorios.

Lo anterior nos permite determinar que el copiloto estaba habilitado y calificado para operar el equipo y cubrir la ruta programada para el día del percance.

Periodos de descanso y servicio.

Durante los últimos tres meses había volado las siguientes horas: septiembre 76:02, octubre 82:31 y noviembre 65:55.

Durante el mes de noviembre disfrutó de tres períodos de días libres consecutivos reglamentarios, uno de ellos en la primera quincena y dos en la segunda, durante la última semana realizó cuatro asignaciones con un total de 21:13, el día anterior voló un total de 4:21, y cumplió con sus descansos reglamentarios. El día del accidente había volado 3:00 horas

Historial médico: Durante los últimos seis meses presentó un reconocimiento médico producto de una otitis media que le ocasionó una incapacidad de vuelo entre los días 18 y 21 de octubre de 1996.

1.6 Información sobre la aeronave.

AERONAVE

MARCA:	DC HAVILLAND
MODELO:	DHC-6-300
NUMERO DE SERIE:	746
MATRICULA:	HK-2602
FECHA DE FABRIACION:	Febrero de 1981
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD:	No. 01764 Expedido 09-XII-93
CERTIFICADO DE MATRICULA:	S/N otorgado el 09 de marzo 1994



FECHA ULTIMA INSPECCION: Noviembre 27 de 1996 (100 Horas)
 TOTAL HORAS DE VUELO: 35.695 Horas y 48.915 ciclos
 FECHA Y TIPO ULTIMO
 SERVICIO: Noviembre 27 de 1996
 ULTIMO OVERHAULD: Septiembre 04 de 1995

MOTOR No. 1

MARCA: PRATT AND WHITNEY
 MODELO: PT6A-27
 SERIE NUMERO: 41930
 HORAS DE VUELO: 2.851 horas
 CICLOS DE VUELO: 3.921 ciclos
 FECHA Y TIPO ULTIMO SERVICIO: Noviembre 27 de 1996 (100 horas)

MOTOR No. 2

MARCA: PRATT AND WHITNEY
 SERIE NUMERO: 40140
 MODELO: PT6A-27
 HORAS DE VUELO: 2.764 Horas
 CICLOS DE VUELO: 3.806 Ciclos
 FECHA Y TIPO ULTIMO SERVICIO: Noviembre 27 de 1996 (100 Horas)

HELICES**Posición No. 1**

MARCA: HARTZELL
 MODELO: B3TN-3D
 SERIE: BU11031
 HORAS DE VUELO: 2017 Horas
 CICLOS DE VUELO: 2867 ciclos

Posición No. 2

MARCA: HARTZELL
 MODELO: B3TN-3D
 SERIE: BU 11037
 HORAS DE VUELO: 708 HORAS
 CICLOS DE VUELO: 1040 ciclos



En forma progresiva se dio cumplimiento al servicio EMMA 25 (Servicio de 100 horas), terminando el día 27 de noviembre de 1996, cuando la aeronave tenía un T.T. DE 35.680,5 horas y T.C. 45.845 ciclos.

Se analizó la frecuencia de cumplimiento de los receptivos servicio encontrándose lo siguiente:

Se verificó el cumplimiento de los servicios diarios a partir del 19 de noviembre de 1996, hasta el 28 de noviembre de 1996, sin encontrar ninguna discrepancia. Los servicios estaban debidamente registrados en los formatos respectivos, diligenciados y firmados por personal habilitado para tal fin.

Los servicios prevuelos fueron efectuados regularmente a la aeronave, registrando su estado de conformidad, firmados y diligenciados correctamente.

La aeronave fue inspeccionada físicamente el día 26 de septiembre de 1996, por parte de la U.A.E.A.C con el fin de renovar el certificado de aeronavegabilidad, inspección en la cual no se encontraron discrepancias, por lo tanto fue considerada aeronavegable. Certificación que reposa en su hoja de vida técnica.

CUMPLIMIENTO DE AD/S, S/B, C/S Y ORDENES DE INGENIERÍA:

Se revisó el listado presentado por mantenimiento ACES, encontrándose que están todas cumplidas.

Se analizó y comprobó el listado de los elementos con tiempo de vida límite, encontrándose ajustado a la realidad, pudiéndose verificar que el único elemento identificable del accidente fue el tren de nariz con P/N:SHP 1018, registro que corresponde al elemento descrito en la relación de Hard Time respectiva.

Se efectuó la revisión a los archivos técnicos del mencionado avión, no encontrándose registros de percances, incidentes o accidentes sufridos durante el tiempo de operación en la empresa ACES.

TIPO DE COMBUSTIBLE:

La mencionada aeronave tienen instaladas dos tanques de combustible en su fuselaje con una capacidad de 380 galones de gasolina tipo AVJET-A (Turbo combustible JP1A).



La Empresa Texas Petroleum Company, proveedora de combustible en el aeródromo Olaya Herrera, presenta su reporte de análisis de laboratorio para la muestra tomada en los tanques para ese día, la cual se encontró dentro de los parámetros respectivos, siendo apta para su utilización

El plan de vuelo fue realizado por la despachadora encargada y recibido por la oficina del plan de vuelo del Aeropuerto Olaya Herrera a las 10:20 HL.

El último peso y balance del avión fue efectuado durante el overhaul el día 3 de septiembre de 1995, quedando con un pesos total de 7.347 libras. Se realizó una corrección el día 23 de julio de 1996 al ser retirada la silla número 20 la cual le resto 12 libras al peso y el día 26 de julio de 1996 le fue agregado un segundo extintor de incendios en la cabina de pasajeros con un peso de 5 libras quedando finalmente con un peso total básico de 7.340 libras y un índice de 12.06.

El manifiesto de peso y balance para este vuelo, fue elaborado en formato de la Compañía ACES y presentaba los siguientes datos:

PESO BASICO:	7.340 libras
TRIPULACION:	340 libras
COMBUSTIBLE:	2.235 libras
PASAJEROS (13)	1.941 libras
CARGA:	814 libras
TOTAL.....	12.670 libras
P.B.M.O	12.500 libras

El equipaje fue colocado de acuerdo a una apreciación visual por parte de los cuadrilleros y tenía un peso por manifiesto de 391 libras, el cual sumado con la carga paga abordada de 310 libras daba un total abordado de 701 libras.

Con estos pesos y con el A.O.M. para el Twin Otter se hicieron diferentes simulaciones de rendimiento, las cuales inicialmente se estimaban adecuadas para poder librar el obstáculo donde finalmente se estrelló el avión, pero con el fin de tener mayor seguridad en este cálculo se solicitó a la Compañía Bombardier Inc., la elaboración de este rendimiento por un programa de computador en sus oficinas de ingeniería. Este análisis dio como resultado que el avión con el peso en 12.500 libras y la operación de acuerdo a lo establecido por el M.G.O de ACES, no podría librar el obstáculo.



1.7 Información Meteorológica

De acuerdo con los registros de la estación Meteorológica ubicada en el aeropuerto Olaya Herrera con las siguientes coordenadas geográficas: 06°13' de latitud norte y 76° de longitud oeste, elevación 1490 m.s.n.m.), los siguientes fueron los meteos emitidos para el día 30 de noviembre de 1996 entre las 09:00 y las 11:00 hora local colombiana.

HORA: 09:00 HLC

METAR SKMD 301400Z 0000KT 9000 SKT015 SCT080
20/15 A3010

HORA 10:00HLC

METAR SKMD 301500Z 0000KT 9999 SKT020 SCT200
23/14 A3008

HORA 11:00 HLC

METAR SKMD 301600Z 0000KT 9999 SKT020 SCT200
24/14 A3005

Fotografía satelital del estado del tiempo sobre Colombia muestra cielo despejado sobre el centro y el occidente del país, y sobre toda la Costa Pacífica. En el Valle de Aburra y el sitio del accidente, había más de diez kilómetros de visibilidad horizontal, con cielo parcialmente despejado.

Con el análisis de la anterior información, se puede concluir que Medellín y sus alrededores presentaban nubosidad baja aislada de tipo estratiforme. No se puede apreciar nubosidad de tipo convectivo (cúmulos o cumulonimbos).

El viento en superficie permanecía en calma. De los vientos en altura solo disponemos de los datos obtenidos del radiosonda de El Dorado, los cuales eran de baja intensidad con una dirección Este noreste.

1.8 Ayudas para la Navegación.

La aeronave estaba equipada con un equipo GPS Garmin 100. Operativo al momento del accidente, además de equipos dobles navegación VHF y navegación NDB. Igualmente estaba equipada con un equipo de transponder, con codificación de latitud (modo C), operativo al momento del accidente.



Las instalaciones para la navegación en ruta no se consideran aplicables, dado que el accidente ocurrió en la base inicial de ascenso en la zona de control del aeropuerto de origen. No hay cobertura de radar al momento del accidente.

**DISPONIBILIDAD OPERATIVA AL 30 DE NOVIEMBRE DE 1996
SISTEMA DE RADIOAYUDAS
REGIONAL ANTIOQUIA**

STN	RADIOAYUDA	ESTADO DE OPERATIVIDAD
RNG	VOR	OK
	DME	OK
	ILS	OK
	LI	OK
AJL	NDB	OK
BHS	NDB	OK
CDT	NDB	OK
LCE	VOR	OK
	DME	OK
MR	VOR	OK
OTU	VOR	OK
UIB	NDB	OK
TUR	NDB	OK

1.9 Comunicaciones

La aeronave estaba equipada con equipos dobles de comunicación VHF, así como un equipo de comunicación HF, operativos al momento del accidente. El Aeropuerto Olaya Herrera de MDE, tenía operando normalmente al momento del accidente las frecuencias de comunicaciones VHF 12.9 Y 118.9 de Control Superficie y Torre de Control respectivamente.

La coordinación de las comunicaciones se desarrollaron de acuerdo a procedimientos normales, se escucha una comunicación estable, indicaciones correctas y fraseología técnica apropiada. Al darse por hecho el accidente, se informó a las unidades indicadas de acuerdo al plan de emergencia, Las comunicaciones no se consideran un factor dentro del accidente.



1.10 Información sobre el aeródromo de despegue

El aeródromo utilizado por la tripulación para el despegue de la aeronave HK-2602, presenta las siguientes características:

NOMBRE:	OLAYA HERRERA
DIVISION POLITICA:	ANTIOQUIA
MUNICIPIO:	MEDELLÍN
COORDENADAS GEOGRAFICAS:	6°13'15" latitud N 75°35'35" Longitud W
ELEVACION:	4.940 pies
LONGITUD:	1.800 metros
ANCHO:	38 metros
CLASE DE PISO:	Concreto asfalto
ORIENTACIÓN:	01 - 19

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos y sobre el choque

Los restos del avión fueron encontrados en una zona montañosa con pendientes cercanas a los 45° y diseminados en una área de 150 metros cuadrados aproximadamente.

El primer contacto con el terreno se encontró 4 metros antes del sitio final donde quedó el avión y corresponde al indicador de la luz de navegación del plano izquierdo.

Los planos fueron desprendidos de la estructura principal y virados en un ángulo de 90° con respecto a la orientación general de los restos.

Las superficies de control fueron encontradas en buenas condiciones y al parecer en buen estado de funcionamiento.

El timón de dirección y los elevadores fueron encontrados en buen estado y solamente presentaba una abolladura la estructura inferior de la cola producto de la caída sobre un tronco que se encontraba en el sitio del impacto. La parte central que corresponde al fuselaje presentaba una dirección general de



orientación en rumbo de 240° que tiene relación muy cercana con el rumbo general estimado previo al impacto (260°).

Los motores se encontraron con todos sus componentes y fueron enviados a la casa fabricante al igual que las hélices. Es importante decir que el motor derecho se desprendió de su alojamiento en el plano y una parte de la hélice del mismo lado impacto contra la puerta derecha de cabina, la cual se encontró cortada en su sección central. El motor izquierdo se partió a la altura de la cámara de combustión y se puede determinar como el foco inicial del fuego generado posterior al impacto.

Solamente se pudo rescatar algunos instrumentos de la cabina pero ninguno de ellos aportó datos interesantes sobre el estado de operación de los motores.

Por la concentración que presentan los destrozos se puede deducir que el avión impacto con una baja velocidad y con alto ángulo de ataque, síntoma de una pérdida a baja velocidad.

El plano izquierdo presenta una abolladura en su borde de ataque correspondiente con el impacto encontrado en el piso y es realmente la única muestra que existe de contacto entre la aeronave y el terreno antes de detenerse. Igualmente los planos presentaban una pequeña deformación en arco, síntoma de una caída casi vertical y soportada principalmente por el tren y los montantes. El tren principal izquierdo fue golpeado y desprendido de la estructura por causa del impacto, el derecho permaneció completo, aunque ambos sufrieron daños por el fuego se puede determinar el daño sufrido por el tren izquierdo gracias al corte en la estructura de sujeción. El fuselaje fue consumido por el fuego luego del choque y prácticamente lo único que permaneció completo fue la estructura de las sillas de los pasajeros las cuales quedaron desprendidas de sus rieles de soporte por causa de la desaceleración generada y pudieron soportar el fuego debido al material de construcción. (Acero).

El resto del contenido tanto de la cabina de mando como el de la bodega delantera se comprimió en una pequeña zona de 2 metros cuadrados. El contenido de la bodega trasera fue encontrado en la zona central de los destrozos y en ninguna de las dos se puede apreciar carga que genera algún peligro para la aeronave.



1.13 Información médica y patológica

Los tripulantes tenían sus certificados médicos de primera clase vigentes, sin ningún tipo de limitaciones para desarrollar actividades de vuelo. No existen en sus archivos evidencias de problema médicos que pudiesen tener relación con el accidente.

El comportamiento de la tripulación hasta donde se conoce en este informe, era totalmente normal durante los días precedentes, así como el día del accidente, ya que la tripulación había realizado los trayectos MDE - IGO-MDE y MDE - OTU - MDE en condiciones psicofísicas normales.

No hay evidencias de problemas personales que pudiesen afectar su rendimiento, la relación personal entre los dos tripulantes era buena, no se ha podido establecer ningún asunto de importancia en la actitud o el comportamiento de los tripulantes el día del accidente.

1.14 Incendio

Posterior al impacto, se desató un incendio el cual alcanzó temperaturas estimadas a 600°C, el cual destruyó la aeronave prácticamente en su totalidad, este fue originado por el derrame del combustible posterior al choque. Las cuadrillas de rescate utilizaron extintores químicos para iniciar su labor.

1.15 Supervivencia

La notificación inicial del accidente fue hecha por llamada telefónica a la torre de control del aeropuerto Olaya Herrera de testigos en la zona del accidente. Adicionalmente a esta llamada se recibe información por frecuencia 118.9 Mhz del HK-3063P que se encuentra en la caseta de revisión de la Policía Nacional, y quienes también habían recibido llamada de testigos del accidente.

Estas dos llamadas iniciales se recibieron aproximadamente a la 10:35 HL. Posteriormente es confirmado por las aeronaves HK-1886I y HK-3063P, quienes sobrevolaron a la zona del accidente.



Al recibir las llamadas telefónicas y por frecuencia, la Torre de Control alertó a los bomberos del aeropuerto, quienes a su vez activaron el plan de emergencia e hicieron las llamadas establecidas dentro del mismo. La coordinación inicial estuvo a cargo de los bomberos del Olaya Herrera, posteriormente se estableció un puesto de mando en el programa aéreo de salud, con coordinadores de todas las entidades de apoyo.

Dentro de las agencias participantes que laboraron en actividades de rescate se encuentran las siguientes: BRAC-CRUZ ROJA-RESCATE ANTIOQUIA-DEFENSA CIVIL-BOMBEROS AEROPARTE-FAC-POLICÍA NACIONAL-EJÉRCITO NACIONAL-GOBERNACION DE ANTIOQUIA-AEROCIVIL.

La primera comisión de rescate fue enviada al sitio en los helicópteros HK-3362, HK-2967 y PNC-113, conformada por bomberos Olaya Herrera y personal de la Policía Aeroportuaria. Dicha comisión partió a las 10:52 HL (HK-3362), 10:56 HL (HK-2967) Y 10:57 HL (PNC113).

Una hora más tarde se habían realizado 11 vuelos, en los helicópteros participantes en la misión, quienes habían trasladado aproximadamente 25 personas de los diferentes grupos de apoyo y 15 agentes de la Policía Aeroportuaria.

Desde las 11:45 hasta las 12:45 se realizaron 8 vuelos, desplazando aproximadamente 10 personas más, e implementos solicitados en el sitio como palas, picos, polvo químico, extintores.

Los tripulantes y pasajeros fueron encontrados juntos en la zona de impacto con fracturas en brazos, piernas y columna vertebral, la mayoría de los asientos de pasajeros presentaban desprendimiento del herraje que los sujeta al piso. Se puede establecer, por ello que parte de las heridas producidas por el impacto fueron producidas de una caída casi vertical y con poca velocidad horizontal.

En el lugar del accidente se rescataron dos personas con vida, las cuales fueron transportadas en el HK-2697 ALS 11:05 HL y trasladadas a la clínica las Vegas de la ciudad de Medellín, los cuales respondían a los nombres de:

Olga Lucia Moreno Mosquera: Presentaba quemadura de segundo y tercer grado en un 90% del cuerpo. Falleció en las horas de la tarde.



Pedro Rafael Rojas Gil: Presentaba quemaduras en algunas partes del cuerpo y fracturas múltiples, fue trasladado a cuidados intensivos con pronóstico reservado.

Se rescataron trece (13) pasajeros muertos los cuales, fueron trasladados entre las 12:50 HL y las 13:15 HL, en los helicópteros HK-2967, HK-4072, HK-3362, y entregados posteriormente a la Fiscalía Delegada de la ciudad de Medellín para las labores de levantamiento, identificación y necropsia correspondientes.

Una vez se terminaron las labores de rescate y evacuación se procedió al traslado de los restos de la aeronave, en coordinación de la Empresa ACES y personal de Inspectores Técnicos de la Aerocivil.

1.16 Ensayos e Investigaciones

1.16.1 Despacho.

Analizados el manifiesto de peso y balance se logró detectar un error de totalización tanto de las personas abordo, como en la carga que se entregó al despacho, los cuales no correspondían con lo que realmente transportaba en la aeronave. El primer error se presentó por parte de la despachadora quien no sumó de manera adecuada el peso total de las personas (12-1).

Con respecto a la carga, se presenta una situación irregular en la planilla de relación que fue entregada al despacho, la cual no discriminaba los pesos en unidades sino en conjunto de despacho, es decir, no separa caja por caja sino que las deja como una unidad completa. Con base en este dato se pudo establecer que la aeronave partió del aeropuerto con un sobrepeso cercano a las 170 libras por encima del peso máximo autorizado para la aeronave, el cual es de 12.500 libras, lo que produjo una disminución en el rendimiento de la aeronave.

1.16.2 Rendimiento

El rendimiento fue analizado por cartas del AOM el DHC -6-300 que sólo aceptan pesos de 12500 libras inicialmente, más debido al hallazgo del sobre peso se solicitó ayuda al fabricante del avión



~~BOMBARDIER INC., el cual diseñó y desarrolló un programa específico para la situación presente, dicho programa produjo como resultado que el avión en esas condiciones no tenía el rendimiento necesario para poder sobrepasar el cerro, contra el cual finalmente se estrelló. Los escenarios realizados para éste estudio fueron Flaps 0°/10° y velocidades 87/75 KIAS, motores a máxima potencia de ascenso y hélices al 90% RPM.~~

1.16.3 Fisiología de vuelo

~~El ojo humano para poder percibir la distancia que lo separa de un objeto presenta como primer relacionamiento las líneas paralelas que se forman en la superficie sobre la cual se encuentra y el tamaño que presenta el objeto con respecto al horizonte u otro objeto cuya distancia es fija con relación a él.~~

El cañón sobre el cual se desarrolló la trayectoria del avión, presenta las características de un embudo, con pendientes suaves al principio y al final un cambio abrupto ascendente hasta el final de la montaña. Al ser esta pendiente suave en un principio puede dar una falsa sensación de seguridad y de altura suficiente para poder librar el obstáculo. El abrupto cambio de pendiente coincide con las oscilaciones vistas por los testigos y de allí se puede deducir el momento en el cual el piloto pudo percibir que realmente no tenía la altura necesaria para pasar.

Esto podría explicar la razón por la cual el piloto tuvo una actitud diferente hasta cuando la situación se tornó crítica y su manejo requería de condiciones muy estables, las cuales por presión psicológica generada por el poco tiempo y la posición que llevaba con respecto al cerro ellos no poseían.

1.17 Información Orgánica y de Dirección

No aplicable



1.18 Información Adicional

Con el fin de verificar el estado de funcionamiento y operación de los motores que tenían instalados la aeronave, se trasladaron para inspección y análisis a la casa fabricante PRATT & WHITNEY en la ciudad de Montreal República del Canadá, encontrando los siguientes resultados:

MOTOR No. 1 - Serie No. 41930

Sufrió impacto severo y daño por incendio. Los accesorios del AGB acusaban fracturas causadas por el impacto. El resto del motor acusaba tierra, pedazos de metal difundido, cables desconectados, líneas de aceite deformadas y rotas, varillajes deformados y las carcazas del exosto y el generador de gas severamente deformados.

La carcaza trasera del RGB se dislocó del compartimiento de exosto. El tren de engranajes de la segunda etapa mostraba continuidad y los accesorios de la RGB mostraban ligeros daños por impacto.

El disco del compresor de la turbina mostraba rozamiento circunferenciales, raspaduras y escoriaciones, se podían observar en el disco del compresor de turbina, el disco de la turbina de potencia y sus palas; el anillo de venas de la turbina de potencia y la cubierta entre etapas debido a contacto acial y radial por efecto de cargas de impacto y distorsión de la carcaza de exosto.

MOTOR No. 2 SERIE No. 40140

Sufrió impacto severo y daño por incendio. La AGB y accesorios adjuntos no se recibieron. La parte trasera del motor estaba expuesta a daño por fuego postimpacto. El motor externamente mostraba tierra y pedazos de material fundido, paredes de fuego torcidas, líneas, varillajes y severamente retorcidas carcazasas del generador de gas y exosto.

La carcazas delantera y trasera del RGB fueron probablemente consumidas por el fuego pero el tren de engranajes de la segunda etapa todavía unida a la hélice dañada.

El disco del compresor de la turbina mostraba rozamientos circunferenciales, se podían observar raspaduras y escoriaciones en el disco del compresor de



la turbina, el disco de la turbina y sus patas, el anillo de las venas de la turbina de potencia debido al contacto axial y radial por efecto de carga de impacto y distorsión de la carcasa de exosto.

No hubo ni indicación de deterioro alguno, preimpacto ni mal funcionamiento de los componentes examinados, en lo posible teniendo en cuenta el grado de daño y facilidades disponibles en el sitio de investigación.

Técnicas de investigación útiles y eficaces

La única técnica utilizada para la investigación del presente accidente fue la de aplicar un programa de computador desarrollado por Bombardier Inc. para calcular el rendimiento real del avión.

2.0 Análisis

Vistos y analizados los documentos que reposan dentro de la presente investigación, se pudo establecer lo siguiente:

El manifiesto de peso y balance presentado por la oficina de despacho de ACES para la aeronave accidentada, registraba serias discrepancias en cuanto al peso real de la carga y el número de pasajeros transportados.

Con relación a los pasajeros se pudo determinar que el manifiesto de despacho registraba un peso para once (11) personas y un (1) niño y al final se pudo establecer que viajaban a bordo de la aeronave, doce (12) adultos y (1) un niño.

Revisados los consolidados de carga, se pudo verificar que, dentro de la carga relacionada con un peso de 310 libras, el peso real de la misma registraba 423 libras notándose un incremento de 113 libras.

Las diferencias anteriores relacionados con el peso nos registran un peso real para el despegue de 12.670 libras, dándose un incremento de 170 libras al autorizado por el fabricante para el tipo de aeronave en particular es de 12.500 libras.

De igual manera se encontró una enmendadura por sobre escritura, en la cantidad de combustible a bordo de la aeronave.



El centro de gravedad con el peso que fue despachada la aeronave figura como 29.5% del MAC, para el despegue y de 30% de MAC para el aterrizaje; a pesar de tener una diferencia en el peso real de despacho al relacionado en el manifiesto, el centro de gravedad, no se ve afectado de manera significativa para tener una influencia definitiva dentro del accidente.

El cargue y despacho del vuelo se realizó de manera rutinaria, de tal manera que no se detectó el error presentado en el manifiesto de despacho y que tuvo relación con el peso de la carga y la suma de los pasajeros; de igual manera no hay evidencias de mercancías peligrosas entre la carga transportada, así como tampoco en el equipaje aforado en manos de los pasajeros. Tampoco fue posible conocer la ubicación exacta dentro de la cabina de los trece (13) pasajeros, pero la información de la funcionaria a cargo del despacho, dice que estableció una distribución a lo largo de toda la cabina de la aeronave.

Con 12670 libras estimadas de peso de despegue y de acuerdo con las tablas de rendimiento del avión para despegue y ascenso, la aeronave, debió alcanzar unos 8000 ft MSL en ascenso de mejor ángulo (V_x) a 87 kts con flaps en 0° , y más de 7500 ft MSL en ascenso de mejor rata (V_y) a 100 kts con flaps en 0° , en el sitio del impacto, de acuerdo con una técnica normal de vuelo, esto es, efectuando un viraje a no menos de 500 pies sobre el terreno.

Estas altitudes le debieron permitir a la aeronave sobrepasar el obstáculo más alto en dicha trayectoria, el cual se encuentra a 7200 ft MSL. Cabe mencionar que la aeronave cuenta además con una tercera velocidad de ascenso de máximo rendimiento, la de mejor ángulo (V_x) 75 kts con flap en 10° . Las tripulaciones están entrenadas para operar el avión en ascenso en las distintas gamas de velocidades.

La reiteración por parte de testigos del vuelo sobre la baja altitud de la aeronave, llevó a tratar de establecer el motivo para esta observación. La entrevista a siete testigos del despegue y la trayectoria, entre los cuales están dos pilotos comerciales, el inspector de rampa y dos bomberos del terminal, permite establecer con razonable certeza que la aeronave efectuó un viraje temprano a la izquierda, entre los taxeos Delta y Charlie de la trayectoria 01-19. Análisis de desempeño del avión en esta etapa permiten establecer una altitud menor a 200 ft AGL (5140 ft MSL) al iniciar el viraje.

Al confrontar la versión de testigos de la trayectoria de vuelo, quienes establecen cómo vieron aparecer la aeronave en ascenso por una posición que coincide geográficamente con los barrios La Nubia hacia el barrio Buenavista de Medellín (rumbo magnético aproximado de 260° , por el cañón



del barrio Altavista), es posible establecer un viraje de 20° de banqueo después del despegue y posterior enfrentamiento al sitio del impacto. En este punto la aeronave se encuentra a 4.6 kms o 1:30' del sitio del impacto, a la velocidad mencionada.

Topográficamente, de este momento en adelante, la trayectoria transcurre por un cañón ascendente cuya amplitud se va estrechando en la dirección del vuelo y cuya percepción de altura sobre el terreno se va reduciendo en la medida en que el vuelo progresa hacia la cordillera. Los testimonios en tierra hacen presumir que el vuelo era normal hasta este sitio, excepción hecha de la altitud: aunque es una estimación altamente subjetiva, los observadores coinciden en que ésta era menor que la usual observada en otras aeronaves y operaciones similares de la empresa.

El procedimiento de viraje a la izquierda con ascenso directo en curso no está prohibido en ninguna directriz de operaciones de vuelo, no obstante virar a menos de 500 ft sobre el terreno contradice la técnica de vuelo del avión; dadas las condiciones de peso conocidas por la tripulación (el manifiesto establecía 12402 libras) y a recomendaciones de instructores y chequeadores en ruta para todos los tripulante, es posible establecer que el procedimiento más recomendable a seguir en estas circunstancias es de viraje por la derecha a cruzar sobre la pista, antes de enfrentarse a la depresión de San Antonio del Prado, ruta de salida usual en el vuelo en cuestión.

En algún momento de la trayectoria de ascenso del avión en los últimos 40 " de vuelo, hay evidencias de dos a tres movimientos significativos de aumento del ángulo de ataque de la aeronave, seguidos por disminuciones de este ángulo hasta la horizontal (descritos como cabeceos u oscilaciones del vuelo). Los testigos más cercanos asocian dicho movimiento con cambios perceptibles del ruido de los motores, no se tiene aún evidencias de si dichos cambios de ruido se pueden relacionar con acciones deliberadas de la tripulación al variar los ajustes de potencia o paso de la hélice, igualmente, durante esta fase, hay evidencias de un intento de viraje a la derecha, seguido de un viraje a la izquierda, acercándose la aeronave al costado izquierdo del cañón ascendente, es de resaltar que todos los observadores coinciden que no se apreciaba humo o llama desde el avión o sus componentes y que ambos motores estaban en operación normal hasta el momento del impacto.

Las condiciones de baja altitud, terreno cada vez más escarpado y cañón estrecho llevan a presumir que la tripulación forzó el ascenso de la aeronave,



la cual volaba a baja velocidad, acercándose a la velocidad de pérdida, ya que de acuerdo con los análisis de rendimiento es de 74 kts CAS, con planos a nivel y flaps 0°, la alarma de pérdida se activa entre 7 y 9 kts antes de la velocidad de pérdida, esta condición de activación intermitente de la alarma, permitiría explicar las oscilaciones observadas por diversos testigos.

Hay evidencias de que la aeronave impacto el terreno en control por parte de la tripulación, en condiciones de pérdida a una velocidad mínima.

Al terminar el viraje, posterior al despegue, la aeronave tenía una altitud aproximada de 5600 ft MSL. De este punto, al sitio del impacto, hay aproximadamente 1:30 de vuelo en VX/flaps 0°, esto es 87 kts. La depresión de la cordillera por la cual debía pasar la aeronave tiene una elevación de 7200 ft MSL; por lo tanto, para librar obstáculos, la aeronave debía ascender 1700 ft como mínimo, para ello requería una rata de ascenso de 1133 ft/min. La rata calculada por tablas de rendimiento del avión es de 1050 ft/min (a 24°C) y de 970 ft/min (a 22°C), volando con 87 kts, flaps 0°, hélices 90% y máxima potencia de ascenso, esto implica una situación crítica y marginal de vuelo aún en condiciones totalmente normales.

3.0 CONCLUSIONES

Resultados

La tripulación al mando de la aeronave estaba debidamente entrenada y calificada en el equipo y sus certificados médicos se encontraban vigentes, sin ningún tipo de limitaciones físicas o psicológicas; además los chequeos y respectivos entrenamientos en el equipo se encontraban actualizados de acuerdo a disposiciones de la autoridad Aeronáutica.

De acuerdo al registro de horas de vuelo dentro de la últimas 24 horas, no se encontraron evidencias de exceso en las mismas descartando cualquier fatiga de vuelo.

El piloto había desarrollado con anterioridad en diversas oportunidades el mismo procedimiento, de acuerdo a lo relacionado por diferentes tripulantes entrevistados, lo cual le generó sensación de seguridad para realizarlo.

La aeronave se encontraba con certificado de aeronavegabilidad vigente y su condición de operación y funcionamiento eran normales, ya que el día del accidente había realizado varios vuelos y no aparecen reportes de carácter técnico que afectaran la seguridad del vuelo.



Ambos motores presentaban señales de rotación de los componentes internos del motor, lo cual es consistente con la evidencia de que los motores estaban entregando potencia en el impacto. Los motores no registraban indicaciones de anomalías o deterioro preimpacto que hubieran tenido una operación anormal del motor antes del impacto.

La documentación técnica de la aeronave se encontró al día, lo cual significa que se le estaba cumpliendo el programa de inspecciones, boletines y servicios en forma regular.

El sobre peso de las 170 libras, afectó en menos de un 2% el rendimiento de la aeronave durante la fase de ascenso.

El manifiesto de despacho fue elaborado con una serie de inconsistencias en lo referente a los pesos de la carga y al número de pasajeros transportados, lo cual refleja la falta de preparación técnica de quien realizó esta operación, y a su vez fueron aceptadas por el piloto al mando de la aeronave.

El centro de gravedad con el peso que fue despachado el avión figura como 29.5% del MAC, para el despegue y de 30% de MAC para el aterrizaje, a pesar de tener una diferencia en el peso real de despacho al relacionado en el manifiesto, el centro de gravedad no se ve afectado de manera significativa para tener una influencia definitiva dentro del accidente.

A pesar de que los procedimientos de operación en cabina se cumplieron en forma normal, se nota por parte del copiloto una aceptación total o actitud pasiva, al no cuestionar al parecer en ningún momento, la decisión tomada por el piloto durante la maniobra de despegue y posterior ascenso.

El Procedimiento de viraje a la izquierda en ascenso directo en curso no está restringido por ninguna directiva de operaciones de vuelo; sin embargo virar a menos de 500 pies sobre el terreno contra dice la técnica de vuelo del avión, dadas las condiciones de peso y a la recomendaciones de instructores y chequeadores en ruta, el procedimiento más adecuado y seguro a seguir en estas circunstancias es el de viraje por la derecha a cruzar sobre la pista antes de enfrentarse a la depresión de San Antonio de Prádo, maniobra dentro de la cual ya se ha obtenido la altura necesaria para cruzar el obstáculo (montaña).



Causas Probables

Analizada toda la información recopilada dentro de la presente investigación, se pudo establecer que las causas probables de este accidente fueron:

- Falla de la tripulación en la técnica de vuelo aplicada durante la fase del despegue, al no evaluar el rendimiento de la aeronave, en consideración al alto peso de la misma frente a los obstáculos a salvar en la trayectoria de ascenso.

Factores Contribuyentes

- Errores presentados en el despacho, puesto que no se totalizó los pesos en forma correcta, posiblemente debido a errores en el manejo de la carga y en los equipajes sin acompañante.
- Actitud de complacencia por parte de la tripulación, debido a excelentes condiciones meteorológicas que ocasionaron un exceso de confianza en la planeación del vuelo, por parte de la tripulación.

4.0 RECOMENDACIONES.

A la Empresa ACES S.A.

- Que la Empresa a través de la Vicepresidencia de operaciones de vuelo elabore procedimientos normatizados para las salidas visuales en el aeropuerto Olaya Herrera de la ciudad de Medellín para el equipo DHC-6



- Que el Departamento de Entrenamiento de la compañía efectúe un chequeo de idoneidad y capacidad a los despachadores de la empresa a la mayor brevedad y revisar los programas de entrenamiento del personal de despachadores.
- Que la Empresa a través del Departamento de Seguridad, efectúe inspecciones selectivas en los despachos de las aeronaves, a fin de verificar que se estén cumpliendo los procedimientos establecidos y que la carga transportada, sea identificada con el peso real recibida en el despacho.
- Que el Departamento de Entrenamiento revise el programa de manejo de recursos de cabina (C.R.M.), para todos los equipos, que permita cambiar la actitud pasiva por parte de los tripulantes en algunas decisiones tomadas por el piloto al mando, dado que la evidencia demostró que la técnica empleada para este vuelo no fue la más adecuada.

A la Unidad Administrativa Especial Aeronáutica Civil

- Que la Oficina de Control y Seguridad Aérea de UAEAC, a través de la División de Normas de Vuelo exija a todas las empresas de aviación comercial que operan en aeropuertos llamados críticos el diseño de procedimientos de salida en sus departamentos de entrenamiento, para el visto bueno y aprobación de la autoridad aeronáutica .
- Que la Oficina de Control y Seguridad Aérea, efectúe chequeos de idoneidad y capacidad a los despachadores de las empresas de aviación comercial y revise los programas de entrenamiento del personal de despachadores.
- Que la Oficina de Control y Seguridad Aérea a través de la División de Normas de Vuelo, efectúe inspecciones selectivas en los despachos de las aeronaves, con el fin de establecer y verificar que se están cumpliendo los procedimientos establecidos por el fabricante y que la carga transportada sea identificada con el peso real recibido en el despacho.



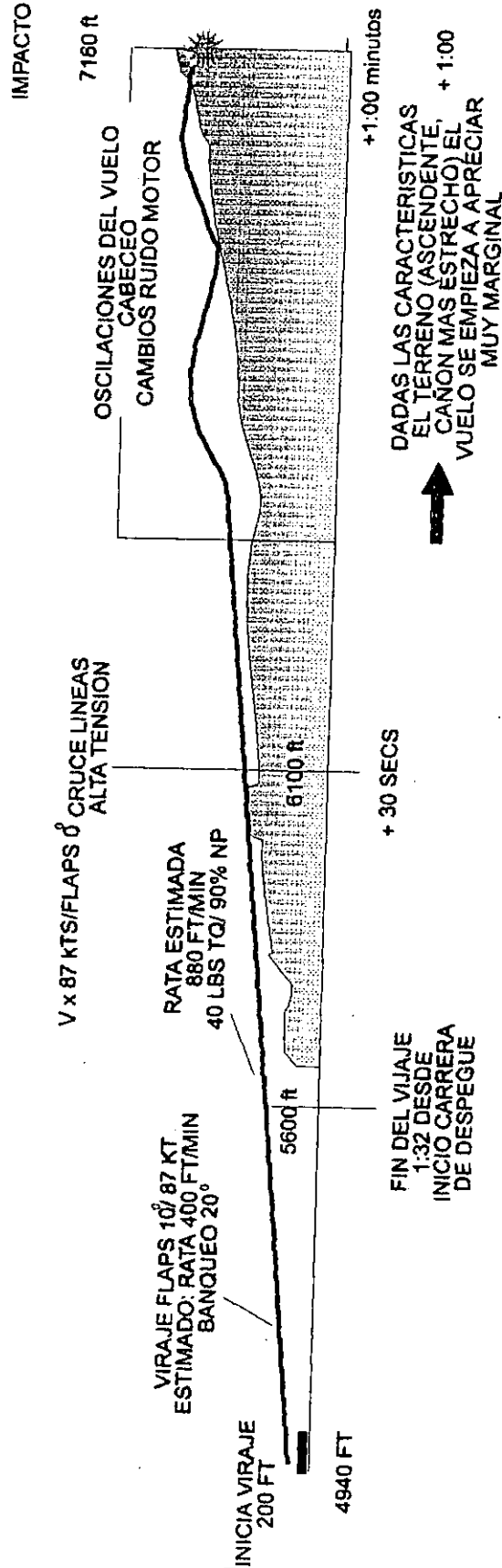
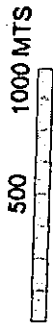
- Enviar copia de la presente investigación a las empresas de aviación para que sea leída y comentada como un aporte a la campaña de prevención que adelanta esta oficina.

Capitán GERMAN DUARTE PELAEZ
Jefe Oficina de Control y Seguridad Aérea

ABEL ENRIQUE JIMENEZ NEIRA
Director General

E. Garzón/Libia M.

UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONAUTICA CIVIL
 DIVISION NORMAS DE VUELO
 GRUPO PREVENCIÓN E INVESTIGACION DE ACCIDENTES



VUELO VISTO EN CORTE APROXIMADO

DIBUJO LUIS FERNANDO MACKUALO TORRES
 PROF AERONAUTICO



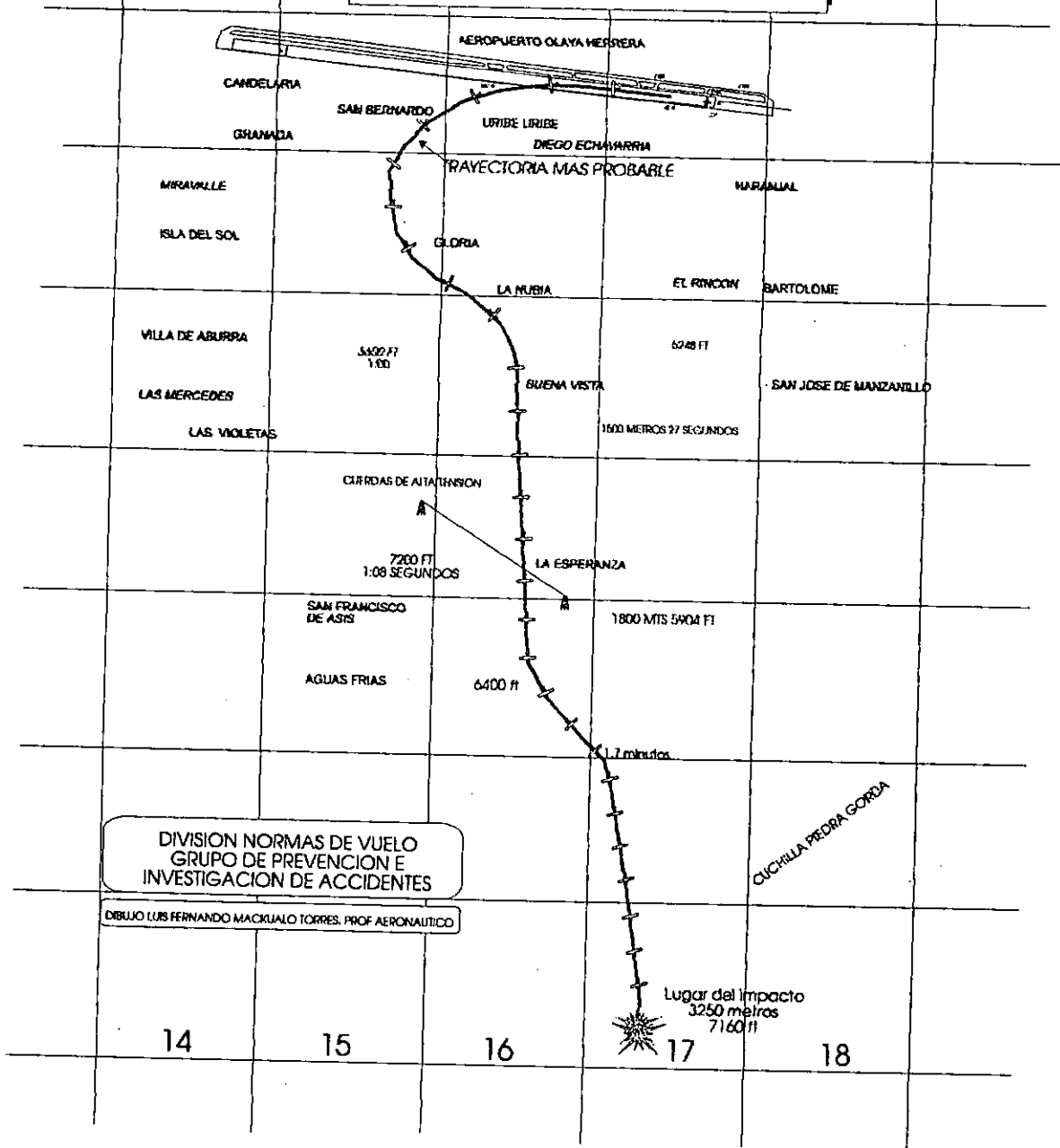
AERONAUTICA CIVIL

Unidad Administrativa Especial

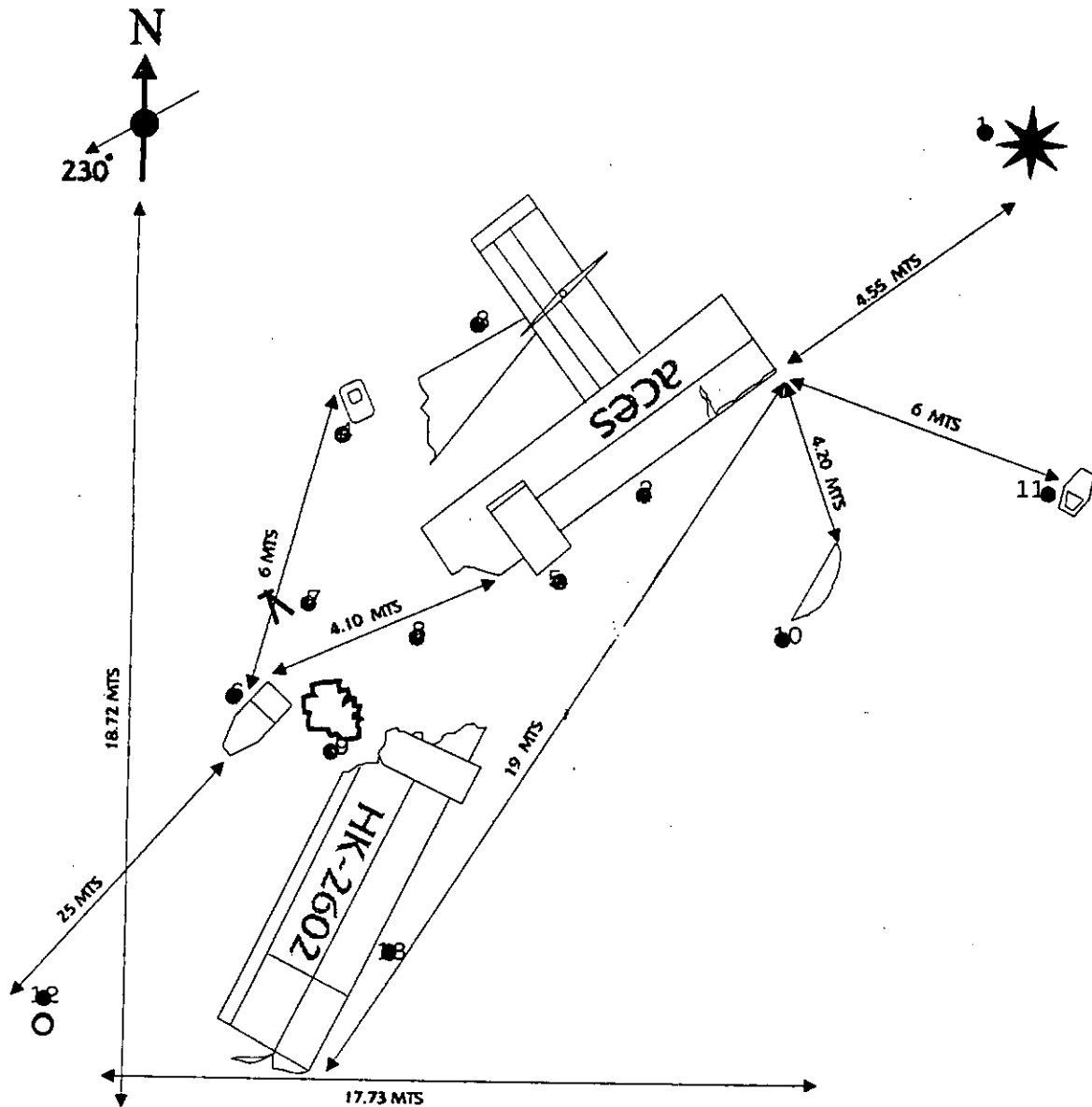
REPUBLICA DE COLOMBIA



TRAYECTORIA DE VUELO DE LA AERONAVE ACCIDENTADA



DIVISION NORMAS DE VUELO GRUPO DE PREVENCION E INVESTIGACION



- PRIMER CONTACTO CON TIERRA
- ALA IZQUIERDA
- TIMON DE DIRECCION Y EMPENAJE
- PUERTA DE EMERGENCIA POSTERIOR
- MOTOR IZQUIERDO
- MOTOR DERECHO
- VIGA PRINCIPAL DERECHA
- VIGA PRINCIPAL IZQUIERDA
- VIGA DE NARIZ Y CABINA
- PUNTA DEL ALA IZQUIERDA
- PUERTA DE CABINA DERECHA
- TREN DE NARIZ
- ALA DERECHA

ALTIUD: 7.147. PIES
LATTUD: N 06 12 69
LONGITUD W 075 39 18

**DIAGRAMA DE DISTRIBUCION DE RESTOS
AERONAVE HK-2602
LUGAR: CERRO EL BARCINO-MEDELLIN**

aces

ELABORO: LUIS F MACKUALO TORRES

**INFORME ACCIDENTE DE AVIACION**

AERONAVE: MARCA: DE HAVILLAND
MODELO: DHC-6-300
No. SERIE: 746
MATRICULA: HK-2602

EXPLOTADOR: AEROLINEAS CENTRALES DE COLOMBIA
ACES S.A.

LUGAR DEL
ACCIDENTE:

Cordillera Central - Cerro el Barcino -
Jurisdicción del Municipio de Medellín.
Departamento de Antioquía
Altura: 7147 pies
Rumbo: 260°
Coordenadas: Latitud N 06°12'69"
Longitud W 75°39'18"

A una distancia de 8 kms del Aeropuerto Olaya
Herrera al Sur Oeste cabecera 1.9

FECHA Y HORA DEL ACCIDENTE: 30 DE NOVIEMBRE DE 1996
10:32 HL

INVESTIGO: Capitán RODRIGO CABRERA C
Jefe División Normas de Vuelo
ELIECER M. GARZON P.
Jefe Grupo Investigación de Accidentes



1.0 INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

El día 30 de noviembre de 1996, la aeronave HK-2602, tipo DCH-6-300 fue programada para cumplir el vuelo ACES-148 de itinerario regular en la ruta MEDELLIN - BAHIA SOLANO - QUIBDO - BAHIA SOLANO - MEDELLIN, al mando del piloto Capitán JUAN CARLOS BERMUDEZ L. (q.e.p.d.) y copiloto JUAN CAMILO TABORDA E. (q.e.p.d.), transportando trece (13) PASAJEROS Y 2.300 libras de combustible para un total de 12.670 libras de máximo de despegue, el plan de vuelo estaba previsto en condiciones VFR, en la ruta vía URRAO - RIO ATRATO - BAHIA SOLANO y con un nivel de vuelo de 12.500, previo al vuelo 148, la aeronave había realizado los trayectos MDE - IGO Y MDE - OTU . MDE, con la misma tripulación, aterrizando en Medellín a las 09:32 HL., de su destino anterior OTU.

A las 10:21:30 la aeronave solicita autorización a la Torre de Control del aeropuerto Olaya Herrera para iniciar turbinas con destino a BAHIA SOLANO, autorización que fue aprobada por el control y le informa llame listo a rodar, a las 10:25:00 HL, el ACES-148 le solicita a control superficie autorización para rodar y el control le responde ruede al punto de espera pista 01, viento en calma, QNH 3006, a las 10:27:25 HL el ACES le informa el 148 próximo al punto de espera listos y control le contesta 148 autorizado despegar, viento en calma, cuando rodaba por la paralela próximo al punto de espera, sin detenerse en la cabecera la aeronave despegó en condiciones aparentemente normales, efectuando un viraje a la izquierda entre los taxeos Delta y CHARLIE, de la trayectoria 01-19 con rumbo 260°, a las 10:28:30 HL el ACES le informa, Torre el ACES 148 vira a la izquierda directo a San Antonio, para lo cual la torre le contesta notifique San Antonio, información que fue colacionada por la aeronave a las 10:29:00 HL.

A las 10:36:00 HL un aeronave que se encontraba en plataforma le pregunta a la torre que si tiene conocimiento de un avión estrellado en cercanías de la vereda de Aguas Frías y solicita autorización para sobre volar el área, localizando la aeronave ACES 148 accidentada y completamente destruida, en la cordillera Central el Sur oeste de la cabecera 1.9 del Aeropuerto Olaya Herrera de Medellín, en el Cerro denominado El Barcinó, dentro de las coordenadas 06°12'69" Latitud Norte y 75°39'18" Longitud W y a una elevación de 7.148'. Como consecuencia del accidente fallecieron catorce (14) ocupantes y (1) uno rescatado con lesiones graves.

El accidente se produjo a las 10:32 HL aproximadamente, con luz de día, en condiciones meteorológicas apropiados para la operación y temperatura 23°C.



1.2 Lesiones a personas

LESIONES	TRIPULACION	PASAJEROS	OTROS
MORTALES	2	12	0
GRAVES	0	1	0
LEVES/ILESOS	0	0	0

1.3 Daños sufridos por la aeronave

La aeronave resultó destruida por impacto y posterior incendio.

1.4 Otros daños

Ninguno.

1.5 Información sobre la tripulación

PILOTO

NOMBRE Y APELLIDOS: JUAN CARLOS BERMUDEZ LOPEZ

NACIONALIDAD: COLOMBIANO

EDAD: 28 AÑOS

LICENCIAS: NÚMERO PTL-1792 PILOTO DHC-6
ITPV-283 EQUIPO EMERGENCIA -
PESO Y BLANCE DHC-6

CERTIFICADO MÉDICO: 71.702.651 12-02-97 SIN LIMITACIONES

ULTIMO CHEQUEO DE VUELO: OCTUBRE 27 DE 1996

EQUIPOS VOLADOS COMO PILOTO: PA-28 - DHC-6 - 300



TOTAL HORAS DE VUELO: 4.611:00

HORAS VOLADAS EN EL EQUIPO: 3.311.00

HORAS VOLADA EN LOS ULTIMOS 90 - 30 Y 3 DIAS: 62:40 - 31:17 y 09:25

ANTECEDENTES: El Capitán JUAN CARLOS BERMUDEZ ingresó a la Empresa Aerolíneas Centrales de Colombia S.A. el día 05 de abril de 1990 Para calificarse como piloto autónomo al mando del equipo DHC-6, había efectuado chequeos en ruta de experiencia inicial de operación durante los meses de noviembre diciembre de 1995, volando un total de 75:36 horas, emitiendo el concepto el día 19 de diciembre de 1995 para volar como piloto de línea. La última escuela recurrente del equipo la realizó el 13 de julio de 1996 con un tiempo empleado de cinco días y una intensidad de 35:00 horas.

El último entrenamiento de vuelo recurrente se llevó a cabo en 27 de octubre de 1996, con resultados satisfactorios, el 16 de agosto de 1996 cumplió el último entrenamiento en simulador de instrumentos y el día 19 de diciembre de 1995 efectuó su última verificación de competencia en rutas.

Además había realizado adicionalmente entrenamiento de tierra inicial para calificarse como instructor del equipo DHC-6.

Revisada la hoja de vida no aparecen registros de accidentes e incidentes con anterioridad a éste accidente.

Lo anterior nos permite concluir que el piloto estaba apto y debidamente calificado para operar el equipo y cubrir la ruta en cuestión.

Periodos de servicio y descanso:

Durante el mes de noviembre, trabajó como Instructor de Tierra del equipo DHC-6, asimismo disfruto sus tres periodos de 3 días libres consecutivos reglamentarios, uno durante la primera quincena y los dos siguientes durante la segunda quincena.



En la última semana, había realizado tres asignaciones de vuelo programadas, con un total de 15:39 y disfrutó de tres días libres consecutivos, el día anterior, voló 6:25 y disfrutó del tiempo de descanso reglamentario, el día del accidente había volado 3:00

Historial médico: En su historial médico de los últimos seis meses, no le aparece ninguna incapacidad, ni reconocimiento médico a la revalidación de certificado obligatorio.

COPILOTO

NOMBRES Y APELLIDOS: JUAN CAMILO TABORDA ECHAVARRIA

NACIONALIDAD: COLOMBIANO

EDAD: 26 AÑOS

LICENCIAS: PCA-6508 MONOMOTORES TIERRA
Y COPILOTO DHC-6

CERTIFICADO MEDICO: 98551.759 VIG. MAYO 11-1997

ULTIMO CHEQUEO DE VUELO: SEPTIEMBRE 01 DE 1996

HORAS VOLADAS COMO PILOTO: 206:00

EQUIPOS VOLADOS COMO PILOTO: CESSNA 172

HORAS DE VUELO EN EL EQUIPO: 733:50 (Copiloto)

HORAS VOLADAS EN LOS ULTIMOS 90, 30 Y 3 DIAS: 76:02 - 65:58 y 14:22

ANTECEDENTES: El Capitán JUAN CAMILO TABORDA ECHAVARRIA, ingresó a Empresa ACES el 26 de noviembre de 1995, durante el mes de diciembre de 1995, realizó 20:00 horas de chequeos en ruta de experiencia



inicial de operación para calificarse como copiloto autónomo en el equipo DHC-6 con resultados satisfactorios, el 17 de mayo de 1996, efectuó la última Escuela de Tierra en el equipo, su último entrenamiento de vuelo recurrente lo realizó el 1º de septiembre de 1996, el 6 de agosto del mismo año efectuó el último entrenamiento en simulador de instrumentos con resultados satisfactorios, su última verificación de competencia en rutas se llevó a cabo el 17 de septiembre de 1996 con resultados satisfactorios.

Lo anterior nos permite determinar que el copiloto estaba habilitado y calificado para operar el equipo y cubrir la ruta programada para el día del percance.

Periodos de descanso y servicio.

Durante los últimos tres meses había volado las siguientes horas: septiembre 76:02, octubre 82:31 y noviembre 65:55.

Durante el mes de noviembre disfrutó de tres periodos de días libres consecutivos reglamentarios, uno de ellos en la primera quincena y dos en la segunda, durante la última semana realizó cuatro asignaciones con un total de 21:13, el día anterior voló un total de 4:21, y cumplió con sus descansos reglamentarios. El día del accidente había volado 3:00 horas

Historial médico: Durante los últimos seis meses presentó un reconocimiento médico producto de una otitis media que le ocasionó una incapacidad de vuelo entre los días 18 y 21 de octubre de 1996.

1.6 Información sobre la aeronave.

AERONAVE

MARCA:	DC HAVILLAND
MODELO:	DHC-6-300
NUMERO DE SERIE:	746
MATRICULA:	HK-2602
FECHA DE FABRIACION:	Febrero de 1981
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD:	No. 01764 Expedido 09-XII-93
CERTIFICADO DE MATRICULA:	S/N otorgado el 09 de marzo 1994



FECHA ULTIMA INSPECCION: Noviembre 27 de 1996 (100 Horas)
 TOTAL HORAS DE VUELO: 35.695 Horas y 48.915 ciclos
 FECHA Y TIPO ULTIMO
 SERVICIO: Noviembre 27 de 1996
 ULTIMO OVERHAULD: Septiembre 04 de 1995

MOTOR No. 1

MARCA: PRATT AND WHITNEY
 MODELO: PT6A-27
 SERIE NUMERO: 41930
 HORAS DE VUELO: 2.851 horas
 CICLOS DE VUELO: 3.921 ciclos
 FECHA Y TIPO ULTIMO SERVICIO: Noviembre 27 de 1996 (100 horas)

MOTOR No. 2

MARCA: PRATT AND WHITNEY
 SERIE NUMERO: 40140
 MODELO: PT6A-27
 HORAS DE VUELO: 2.764 Horas
 CICLOS DE VUELO: 3.806 Ciclos
 FECHA Y TIPO ULTIMO SERVICIO: Noviembre 27 de 1996 (100 Horas)

HELICES**Posición No. 1**

MARCA: HARTZELL
 MODELO: B3TN-3D
 SERIE: BU11031
 HORAS DE VUELO: 2017 Horas
 CICLOS DE VUELO: 2867 ciclos

Posición No. 2

MARCA: HARTZELL
 MODELO: B3TN-3D
 SERIE: BU 11037
 HORAS DE VUELO: 708 HORAS
 CICLOS DE VUELO: 1040 ciclos



En forma progresiva se dio cumplimiento al servicio EMMA 25 (Servicio de 100 horas), terminando el día 27 de noviembre de 1996, cuando la aeronave tenía un T.T. DE 35.680,5 horas y T.C. 45.845 ciclos.

Se analizó la frecuencia de cumplimiento de los receptivos servicio encontrándose lo siguiente:

Se verificó el cumplimiento de los servicios diarios a partir del 19 de noviembre de 1996, hasta el 28 de noviembre de 1996, sin encontrar ninguna discrepancia. Los servicios estaban debidamente registrados en los formatos respectivos, diligenciados y firmados por personal habilitado para tal fin.

Los servicios prevuelos fueron efectuados regularmente a la aeronave, registrando su estado de conformidad, firmados y diligenciados correctamente.

La aeronave fue inspeccionada físicamente el día 26 de septiembre de 1996, por parte de la U.A.E.A.C con el fin de renovar el certificado de aeronavegabilidad, inspección en la cual no se encontraron discrepancias, por lo tanto fue considerada aeronavegable. Certificación que reposa en su hoja de vida técnica.

CUMPLIMIENTO DE AD/S, S/B, C/S Y ORDENES DE INGENIERÍA:

Se revisó el listado presentado por mantenimiento ACES, encontrándose que están todas cumplidas.

Se analizó y comprobó el listado de los elementos con tiempo de vida límite, encontrándose ajustado a la realidad, pudiéndose verificar que el único elemento identificable del accidente fue el tren de nariz con P/N:SHP 1018, registro que corresponde al elemento descrito en la relación de Hard Time respectiva.

Se efectuó la revisión a los archivos técnicos del mencionado avión, no encontrándose registros de percances, incidentes o accidentes sufridos durante el tiempo de operación en la empresa ACES.

TIPO DE COMBUSTIBLE:

La mencionada aeronave tienen instaladas dos tanques de combustible en su fuselaje con una capacidad de 380 galones de gasolina tipo AVJET-A (Turbo combustible JP1A).



La Empresa Texas Petroleum Company, proveedora de combustible en el aeródromo Olaya Herrera, presenta su reporte de análisis de laboratorio para la muestra tomada en los tanques para ese día, la cual se encontró dentro de los parámetros respectivos, siendo apta para su utilización

El plan de vuelo fue realizado por la despachadora encargada y recibido por la oficina del plan de vuelo del Aeropuerto Olaya Herrera a las 10:20 HL.

El último peso y balance del avión fue efectuado durante el overhaul el día 3 de septiembre de 1995, quedando con un pesos total de 7.347 libras. Se realizó una corrección el día 23 de julio de 1996 al ser retirada la silla número 20 la cual le resto 12 libras al peso y el día 26 de julio de 1996 le fue agregado un segundo extintor de incendios en la cabina de pasajeros con un peso de 5 libras quedando finalmente con un peso total básico de 7.340 libras y un índice de 12.06.

El manifiesto de peso y balance para este vuelo, fue elaborado en formato de la Compañía ACES y presentaba los siguientes datos:

PESO BASICO:	7.340 libras
TRIPULACION:	340 libras
COMBUSTIBLE:	2.235 libras
PASAJEROS (13)	1.941 libras
CARGA:	814 libras
TOTAL.....	12.670 libras
P.B.M.O	12.500 libras

El equipaje fue colocado de acuerdo a una apreciación visual por parte de los cuadrilleros y tenía un peso por manifiesto de 391 libras, el cual sumado con la carga paga abordada de 310 libras daba un total abordado de 701 libras.

Con estos pesos y con el A.O.M. para el Twin Otter se hicieron diferentes simulaciones de rendimiento, las cuales inicialmente se estimaban adecuadas para poder librar el obstáculo donde finalmente se estrelló el avión, pero con el fin de tener mayor seguridad en este cálculo se solicitó a la Compañía Bombardier Inc., la elaboración de este rendimiento por un programa de computador en sus oficinas de ingeniería. Este análisis dio como resultado que el avión con el peso en 12.500 libras y la operación de acuerdo a lo establecido por el M.G.O de ACES, no podría librar el obstáculo.



1.7 Información Meteorológica

De acuerdo con los registros de la estación Meteorológica ubicada en el aeropuerto Olaya Herrera con las siguientes coordenadas geográficas: 06°13' de latitud norte y 76° de longitud oeste, elevación 1490 m.s.n.m.), los siguientes fueron los meteos emitidos para el día 30 de noviembre de 1996 entre las 09:00 y las 11:00 hora local colombiana.

HORA: 09:00 HLC

METAR SKMD 301400Z 0000KT 9000 SKT015 SCT080
20/15 A3010

HORA 10:00HLC

METAR SKMD 301500Z 0000KT 9999 SKT020 SCT200
23/14 A3008

HORA 11:00 HLC

METAR SKMD 301600Z 0000KT 9999 SKT020 SCT200
24/14 A3005

Fotografía satelital del estado del tiempo sobre Colombia muestra cielo despejado sobre el centro y el occidente del país, y sobre toda la Costa Pacífica. En el Valle de Aburra y el sitio del accidente, había más de diez kilómetros de visibilidad horizontal, con cielo parcialmente despejado.

Con el análisis de la anterior información, se puede concluir que Medellín y sus alrededores presentaban nubosidad baja aislada de tipo estratiforme. No se puede apreciar nubosidad de tipo convectivo (cúmulos o cumulonimbos).

El viento en superficie permanecía en calma. De los vientos en altura solo disponemos de los datos obtenidos del radiosonda de El Dorado, los cuales eran de baja intensidad con una dirección Este noreste.

1.8 Ayudas para la Navegación.

La aeronave estaba equipada con un equipo GPS Garmin 100. Operativo al momento del accidente, además de equipos dobles navegación VHF y navegación NDB. Igualmente estaba equipada con un equipo de transponder, con codificación de latitud (modo C), operativo al momento del accidente.



Las instalaciones para la navegación en ruta no se consideran aplicables, dado que el accidente ocurrió en la base inicial de ascenso en la zona de control del aeropuerto de origen. No hay cobertura de radar al momento del accidente.

**DISPONIBILIDAD OPERATIVA AL 30 DE NOVIEMBRE DE 1996
SISTEMA DE RADIOAYUDAS
REGIONAL ANTIOQUIA**

STN	RADIOAYUDA	ESTADO DE OPERATIVIDAD
RNG	VOR	OK
	DME	OK
	ILS	OK
	LI	OK
AJL	NDB	OK
BHS	NDB	OK
CDT	NDB	OK
LCE	VOR	OK
	DME	OK
MR	VOR	OK
OTU	VOR	OK
UIB	NDB	OK
TUR	NDB	OK

1.9 Comunicaciones

La aeronave estaba equipada con equipos dobles de comunicación VHF, así como un equipo de comunicación HF, operativos al momento del accidente. El Aeropuerto Olaya Herrera de MDE, tenía operando normalmente al momento del accidente las frecuencias de comunicaciones VHF 12.9 Y 118.9 de Control Superficie y Torre de Control respectivamente.

La coordinación de las comunicaciones se desarrollaron de acuerdo a procedimientos normales, se escucha una comunicación estable, indicaciones correctas y fraseología técnica apropiada. Al darse por hecho el accidente, se informó a las unidades indicadas de acuerdo al plan de emergencia, Las comunicaciones no se consideran un factor dentro del accidente.



1.10 Información sobre el aeródromo de despegue

El aeródromo utilizado por la tripulación para el despegue de la aeronave HK-2602, presenta las siguientes características:

NOMBRE:	OLAYA HERRERA
DIVISION POLITICA:	ANTIOQUIA
MUNICIPIO:	MEDELLÍN
COORDENADAS GEOGRAFICAS:	6°13'15" latitud N 75°35'35" Longitud W
ELEVACION:	4.940 pies
LONGITUD:	1.800 metros
ANCHO:	38 metros
CLASE DE PISO:	Concreto asfalto
ORIENTACIÓN:	01 - 19

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos y sobre el choque

Los restos del avión fueron encontrados en una zona montañosa con pendientes cercanas a los 45° y diseminados en una área de 150 metros cuadrados aproximadamente.

El primer contacto con el terreno se encontró 4 metros antes del sitio final donde quedó el avión y corresponde al indicador de la luz de navegación del plano izquierdo.

Los planos fueron desprendidos de la estructura principal y virados en un ángulo de 90° con respecto a la orientación general de los restos.

Las superficies de control fueron encontradas en buenas condiciones y al parecer en buen estado de funcionamiento.

El timón de dirección y los elevadores fueron encontrados en buen estado y solamente presentaba una abolladura la estructura inferior de la cola producto de la caída sobre un tronco que se encontraba en el sitio del impacto. La parte central que corresponde al fuselaje presentaba una dirección general de



orientación en rumbo de 240° que tiene relación muy cercana con el rumbo general estimado previo al impacto (260°).

Los motores se encontraron con todos sus componentes y fueron enviados a la casa fabricante al igual que las hélices. Es importante decir que el motor derecho se desprendió de su alojamiento en el plano y una parte de la hélice del mismo lado impacto contra la puerta derecha de cabina, la cual se encontró cortada en su sección central. El motor izquierdo se partió a la altura de la cámara de combustión y se puede determinar como el foco inicial del fuego generado posterior al impacto.

Solamente se pudo rescatar algunos instrumentos de la cabina pero ninguno de ellos aportó datos interesantes sobre el estado de operación de los motores.

Por la concentración que presentan los destrozos se puede deducir que el avión impacto con una baja velocidad y con alto ángulo de ataque, síntoma de una pérdida a baja velocidad.

El plano izquierdo presenta una abolladura en su borde de ataque correspondiente con el impacto encontrado en el piso y es realmente la única muestra que existe de contacto entre la aeronave y el terreno antes de detenerse. Igualmente los planos presentaban una pequeña deformación en arco, síntoma de una caída casi vertical y soportada principalmente por el tren y los montantes. El tren principal izquierdo fue golpeado y desprendido de la estructura por causa del impacto, el derecho permaneció completo, aunque ambos sufrieron daños por el fuego se puede determinar el daño sufrido por el tren izquierdo gracias al corte en la estructura de sujeción. El fuselaje fue consumido por el fuego luego del choque y prácticamente lo único que permaneció completo fue la estructura de las sillas de los pasajeros las cuales quedaron desprendidas de sus rieles de soporte por causa de la desaceleración generada y pudieron soportar el fuego debido al material de construcción. (Acero).

El resto del contenido tanto de la cabina de mando como el de la bodega delantera se comprimió en una pequeña zona de 2 metros cuadrados. El contenido de la bodega trasera fue encontrado en la zona central de los destrozos y en ninguna de las dos se puede apreciar carga que genera algún peligro para la aeronave.



1.13 Información médica y patológica

Los tripulantes tenían sus certificados médicos de primera clase vigentes, sin ningún tipo de limitaciones para desarrollar actividades de vuelo. No existen en sus archivos evidencias de problema médicos que pudiesen tener relación con el accidente.

El comportamiento de la tripulación hasta donde se conoce en este informe, era totalmente normal durante los días precedentes, así como el día del accidente, ya que la tripulación había realizado los trayectos MDE - IGO-MDE y MDE - OTU - MDE en condiciones psicofísicas normales.

No hay evidencias de problemas personales que pudiesen afectar su rendimiento, la relación personal entre los dos tripulantes era buena, no se ha podido establecer ningún asunto de importancia en la actitud o el comportamiento de los tripulantes el día del accidente.

1.14 Incendio

Posterior al impacto, se desató un incendio el cual alcanzó temperaturas estimadas a 600°C, el cual destruyó la aeronave prácticamente en su totalidad, este fue originado por el derrame del combustible posterior al choque. Las cuadrillas de rescate utilizaron extintores químicos para iniciar su labor.

1.15 Supervivencia

La notificación inicial del accidente fue hecha por llamada telefónica a la torre de control del aeropuerto Olaya Herrera de testigos en la zona del accidente. Adicionalmente a esta llamada se recibe información por frecuencia 118.9 Mhz del HK-3063P que se encuentra en la caseta de revisión de la Policía Nacional, y quienes también habían recibido llamada de testigos del accidente.

Estas dos llamadas iniciales se recibieron aproximadamente a la 10:35 HL. Posteriormente es confirmado por las aeronaves HK-1886I y HK-3063P, quienes sobrevolaron a la zona del accidente.



Al recibir las llamadas telefónicas y por frecuencia, la Torre de Control alertó a los bomberos del aeropuerto, quienes a su vez activaron el plan de emergencia e hicieron las llamadas establecidas dentro del mismo. La coordinación inicial estuvo a cargo de los bomberos del Olaya Herrera, posteriormente se estableció un puesto de mando en el programa aéreo de salud, con coordinadores de todas las entidades de apoyo.

Dentro de las agencias participantes que laboraron en actividades de rescate se encuentran las siguientes: BRAC-CRUZ ROJA-RESCATE ANTIOQUIA-DEFENSA CIVIL-BOMBEROS AEROPARTE-FAC-POLICÍA NACIONAL-EJÉRCITO NACIONAL-GOBERNACION DE ANTIOQUIA-AEROCIVIL.

La primera comisión de rescate fue enviada al sitio en los helicópteros HK-3362, HK-2967 y PNC-113, conformada por bomberos Olaya Herrera y personal de la Policía Aeroportuaria. Dicha comisión partió a las 10:52 HL (HK-3362), 10:56 HL (HK-2967) Y 10:57 HL (PNC113).

Una hora más tarde se habían realizado 11 vuelos, en los helicópteros participantes en la misión, quienes habían trasladado aproximadamente 25 personas de los diferentes grupos de apoyo y 15 agentes de la Policía Aeroportuaria.

Desde las 11:45 hasta las 12:45 se realizaron 8 vuelos, desplazando aproximadamente 10 personas más, e implementos solicitados en el sitio como palas, picos, polvo químico, extintores.

Los tripulantes y pasajeros fueron encontrados juntos en la zona de impacto con fracturas en brazos, piernas y columna vertebral, la mayoría de los asientos de pasajeros presentaban desprendimiento del herraje que los sujeta al piso. Se puede establecer, por ello que parte de las heridas producidas por el impacto fueron producidas de una caída casi vertical y con poca velocidad horizontal.

En el lugar del accidente se rescataron dos personas con vida, las cuales fueron transportadas en el HK-2697 ALS 11:05 HL y trasladadas a la clínica las Vegas de la ciudad de Medellín, las cuales respondían a los nombres de:

Olga Lucia Moreno Mosquera: Presentaba quemadura de segundo y tercer grado en un 90% del cuerpo. Falleció en las horas de la tarde.



Pedro Rafael Rojas Gil: Presentaba quemaduras en algunas partes del cuerpo y fracturas múltiples, fue trasladado a cuidados intensivos con pronóstico reservado.

Se rescataron trece (13) pasajeros muertos los cuales, fueron trasladados entre las 12:50 HL y las 13:15 HL, en los helicópteros HK-2967, HK-4072, HK-3362, y entregados posteriormente a la Fiscalía Delegada de la ciudad de Medellín para las labores de levantamiento, identificación y necropsia correspondientes.

Una vez se terminaron las labores de rescate y evacuación se procedió al traslado de los restos de la aeronave, en coordinación de la Empresa ACES y personal de Inspectores Técnicos de la Aerocivil.

1.16 Ensayos e Investigaciones

1.16.1 Despacho.

Analizados el manifiesto de peso y balance se logró detectar un error de totalización tanto de las personas abordo, como en la carga que se entregó al despacho, los cuales no correspondían con lo que realmente transportaba en la aeronave. El primer error se presentó por parte de la despachadora quien no sumó de manera adecuada el peso total de las personas (12-1).

Con respecto a la carga, se presenta una situación irregular en la planilla de relación que fue entregada al despacho, la cual no discriminaba los pesos en unidades sino en conjunto de despacho, es decir, no separa caja por caja sino que las deja como una unidad completa. Con base en este dato se pudo establecer que la aeronave partió del aeropuerto con un sobrepeso cercano a las 170 libras por encima del peso máximo autorizado para la aeronave, el cual es de 12.500 libras, lo que produjo una disminución en el rendimiento de la aeronave.

1.16.2 Rendimiento

El rendimiento fue analizado por cartas del AOM el DHC -6-300 que sólo aceptan pesos de 12500 libras inicialmente, más debido al hallazgo del sobre peso se solicitó ayuda al fabricante del avión



~~BOMBARDIER INC., el cual diseñó y desarrolló un programa específico para la situación presente, dicho programa produjo como resultado que el avión en esas condiciones no tenía el rendimiento necesario para poder sobrepasar el cerro, contra el cual finalmente se estrelló. Los escenarios realizados para éste estudio fueron Flaps 0°/10° y velocidades 87/75 KIAS, motores a máxima potencia de ascenso y hélices al 90% RPM.~~

1.16.3 Fisiología de vuelo

~~El ojo humano para poder percibir la distancia que lo separa de un objeto presenta como primer relacionamiento las líneas paralelas que se forman en la superficie sobre la cual se encuentra y el tamaño que presenta el objeto con respecto al horizonte u otro objeto cuya distancia es fija con relación a él.~~

El cañón sobre el cual se desarrolló la trayectoria del avión, presenta las características de un embudo, con pendientes suaves al principio y al final un cambio abrupto ascendente hasta el final de la montaña. Al ser esta pendiente suave en un principio puede dar una falsa sensación de seguridad y de altura suficiente para poder librar el obstáculo. El abrupto cambio de pendiente coincide con las oscilaciones vistas por los testigos y de allí se puede deducir el momento en el cual el piloto pudo percibir que realmente no tenía la altura necesaria para pasar.

Esto podría explicar la razón por la cual el piloto tuvo una actitud diferente hasta cuando la situación se tornó crítica y su manejo requería de condiciones muy estables, las cuales por presión psicológica generada por el poco tiempo y la posición que llevaba con respecto al cerro ellos no poseían.

1.17 Información Orgánica y de Dirección

No aplicable



1.18 Información Adicional

Con el fin de verificar el estado de funcionamiento y operación de los motores que tenían instalados la aeronave, se trasladaron para inspección y análisis a la casa fabricante PRATT & WHITNEY en la ciudad de Montreal República del Canadá, encontrando los siguientes resultados:

MOTOR No. 1 - Serie No. 41930

Sufrió impacto severo y daño por incendio. Los accesorios del AGB acusaban fracturas causadas por el impacto. El resto del motor acusaba tierra, pedazos de metal difundido, cables desconectados, líneas de aceite deformadas y rotas, varillajes deformados y las carcazas del exosto y el generador de gas severamente deformados.

La carcaza trasera del RGB se dislocó del compartimiento de exosto. El tren de engranajes de la segunda etapa mostraba continuidad y los accesorios de la RGB mostraban ligeros daños por impacto.

El disco del compresor de la turbina mostraba rozamiento circunferenciales, raspaduras y escoriaciones, se podían observar en el disco del compresor de turbina, el disco de la turbina de potencia y sus palas, el anillo de venas de la turbina de potencia y la cubierta entre etapas debido a contacto acial y radial por efecto de cargas de impacto y distorsión de la carcaza de exosto.

MOTOR No. 2 SERIE No. 40140

Sufrió impacto severo y daño por incendio. La AGB y accesorios adjuntos no se recibieron. La parte trasera del motor estaba expuesta a daño por fuego postimpacto. El motor externamente mostraba tierra y pedazos de material fundido, paredes de fuego torcidas, líneas, varillajes y severamente retorcidas carcazas del generador de gas y exosto.

La carcazas delantera y trasera del RGB fueron probablemente consumidas por el fuego pero el tren de engranajes de la segunda etapa todavía unida a la hélice dañada.

El disco del compresor de la turbina mostraba rozamientos circunferenciales, se podían observar raspaduras y escoriaciones en el disco del compresor de



la turbina, el disco de la turbina y sus patas, el anillo de las venas de la turbina de potencia debido al contacto axial y radial por efecto de carga de impacto y distorsión de la carcasa de exosto.

No hubo ni indicación de deterioro alguno, preimpacto ni mal funcionamiento de los componentes examinados, en lo posible teniendo en cuenta el grado de daño y facilidades disponibles en el sitio de investigación.

Técnicas de investigación útiles y eficaces

La única técnica utilizada para la investigación del presente accidente fue la de aplicar un programa de computador desarrollado por Bombardier Inc. para calcular el rendimiento real del avión.

2.0 Análisis

Vistos y analizados los documentos que reposan dentro de la presente investigación, se pudo establecer lo siguiente:

El manifiesto de peso y balance presentado por la oficina de despacho de ACES para la aeronave accidentada, registraba serias discrepancias en cuanto al peso real de la carga y el número de pasajeros transportados.

Con relación a los pasajeros se pudo determinar que el manifiesto de despacho registraba un peso para once (11) personas y un (1) niño y al final se pudo establecer que viajaban a bordo de la aeronave, doce (12) adultos y (1) un niño.

Revisados los consolidados de carga, se pudo verificar que, dentro de la carga relacionada con un peso de 310 libras, el peso real de la misma registraba 423 libras notándose un incremento de 113 libras.

Las diferencias anteriores relacionados con el peso nos registran un peso real para el despegue de 12.670 libras, dándose un incremento de 170 libras al autorizado por el fabricante para el tipo de aeronave en particular es de 12.500 libras.

De igual manera se encontró una enmendadura por sobre escritura, en la cantidad de combustible a bordo de la aeronave.



El centro de gravedad con el peso que fue despachada la aeronave figura como 29,5% del MAC, para el despegue y de 30% de MAC para el aterrizaje; a pesar de tener una diferencia en el peso real de despacho al relacionado en el manifiesto, el centro de gravedad, no se ve afectado de manera significativa para tener una influencia definitiva dentro del accidente.

El cargue y despacho del vuelo se realizó de manera rutinaria, de tal manera que no se detectó el error presentado en el manifiesto de despacho y que tuvo relación con el peso de la carga y la suma de los pasajeros; de igual manera no hay evidencias de mercancías peligrosas entre la carga transportada, así como tampoco en el equipaje aforado en manos de los pasajeros. Tampoco fue posible conocer la ubicación exacta dentro de la cabina de los trece (13) pasajeros, pero la información de la funcionaria a cargo del despacho, dice que estableció una distribución a lo largo de toda la cabina de la aeronave.

Con 12670 libras estimadas de peso de despegue y de acuerdo con las tablas de rendimiento del avión para despegue y ascenso, la aeronave, debió alcanzar unos 8000 ft MSL en ascenso de mejor ángulo (Vx) a 87 kts con flaps en 0°, y más de 7500 ft MSL en ascenso de mejor tasa (Vy) a 100 kts con flaps en 0°, en el sitio del impacto, de acuerdo con una técnica normal de vuelo, esto es, efectuando un viraje a no menos de 500 pies sobre el terreno.

Estas altitudes le debieron permitir a la aeronave sobrepasar el obstáculo más alto en dicha trayectoria, el cual se encuentra a 7200 ft MSL. Cabe mencionar que la aeronave cuenta además con una tercera velocidad de ascenso de máximo rendimiento, la de mejor ángulo (Vx) 75 kts con flap en 10°. Las tripulaciones están entrenadas para operar el avión en ascenso en las distintas gamas de velocidades.

La reiteración por parte de testigos del vuelo sobre la baja altitud de la aeronave, llevó a tratar de establecer el motivo para esta observación. La entrevista a siete testigos del despegue y la trayectoria, entre los cuales están dos pilotos comerciales, el inspector de rampa y dos bomberos del terminal, permite establecer con razonable certeza que la aeronave efectuó un viraje temprano a la izquierda, entre los taxeos Delta y Charlie de la trayectoria 01-19. Análisis de desempeño del avión en esta etapa permiten establecer una altitud menor a 200 ft AGL (5140 ft MSL) al iniciar el viraje.

Al confrontar la versión de testigos de la trayectoria de vuelo, quienes establecen cómo vieron aparecer la aeronave en ascenso por una posición que coincide geográficamente con los barrios La Nubia hacia el barrio Buenavista de Medellín (rumbo magnético aproximado de 260°, por el cañón



del barrio Altavista), es posible establecer un viraje de 20° de banqueo después del despegue y posterior enfrentamiento al sitio del impacto. En este punto la aeronave se encuentra a 4.6 kms o 1:30' del sitio del impacto, a la velocidad mencionada.

Topográficamente, de este momento en adelante, la trayectoria transcurre por un cañón ascendente cuya amplitud se va estrechando en la dirección del vuelo y cuya percepción de altura sobre el terreno se va reduciendo en la medida en que el vuelo progresa hacia la cordillera. Los testimonios en tierra hacen presumir que el vuelo era normal hasta este sitio, excepción hecha de la altitud: aunque es una estimación altamente subjetiva, los observadores coinciden en que ésta era menor que la usual observada en otras aeronaves y operaciones similares de la empresa.

El procedimiento de viraje a la izquierda con ascenso directo en curso no está prohibido en ninguna directriz de operaciones de vuelo, no obstante virar a menos de 500 ft sobre el terreno contradice la técnica de vuelo del avión; dadas las condiciones de peso conocidas por la tripulación (el manifiesto establecía 12402 libras) y a recomendaciones de instructores y chequeadores en ruta para todos los tripulante, es posible establecer que el procedimiento más recomendable a seguir en estas circunstancias es de viraje por la derecha a cruzar sobre la pista, antes de enfrentarse a la depresión de San Antonio del Prado, ruta de salida usual en el vuelo en cuestión.

En algún momento de la trayectoria de ascenso del avión en los últimos 40 " de vuelo, hay evidencias de dos a tres movimientos significativos de aumento del ángulo de ataque de la aeronave, seguidos por disminuciones de este ángulo hasta la horizontal (descritos como cabeceos u oscilaciones del vuelo). Los testigos más cercanos asocian dicho movimiento con cambios perceptibles del ruido de los motores, no se tiene aún evidencias de si dichos cambios de ruido se pueden relacionar con acciones deliberadas de la tripulación al variar los ajustes de potencia o paso de la hélice, igualmente, durante esta fase, hay evidencias de un intento de viraje a la derecha, seguido de un viraje a la izquierda, acercándose la aeronave al costado izquierdo del cañón ascendente, es de resaltar que todos los observadores coinciden que no se apreciaba humo o llama desde el avión o sus componentes y que ambos motores estaban en operación normal hasta el momento del impacto.

Las condiciones de baja altitud, terreno cada vez más escarpado y cañón estrecho llevan a presumir que la tripulación forzó el ascenso de la aeronave,



la cual volaba a baja velocidad, acercándose a la velocidad de pérdida, ya que de acuerdo con los análisis de rendimiento es de 74 kts CAS, con planos a nivel y flaps 0°, la alarma de pérdida se activa entre 7 y 9 kts antes de la velocidad de pérdida, esta condición de activación intermitente de la alarma, permitiría explicar las oscilaciones observadas por diversos testigos.

Hay evidencias de que la aeronave impacto el terreno en control por parte de la tripulación, en condiciones de pérdida a una velocidad mínima.

Al terminar el viraje, posterior al despegue, la aeronave tenía una altitud aproximada de 5600 ft MSL. De este punto, al sitio del impacto, hay aproximadamente 1:30 de vuelo en VX/flaps 0°, esto es 87 kts. La depresión de la cordillera por la cual debía pasar la aeronave tiene una elevación de 7200 ft MSL; por lo tanto, para librar obstáculos, la aeronave debía ascender 1700 ft como mínimo, para ello requería una rata de ascenso de 1133 ft/min. La rata calculada por tablas de rendimiento del avión es de 1050 ft/min (a 24°C) y de 970 ft/min (a 22°C), volando con 87 kts, flaps 0°, hélices 90% y máxima potencia de ascenso, esto implica una situación crítica y marginal de vuelo aún en condiciones totalmente normales.

3.0 CONCLUSIONES

Resultados

La tripulación al mando de la aeronave estaba debidamente entrenada y calificada en el equipo y sus certificados médicos se encontraban vigentes, sin ningún tipo de limitaciones físicas o psicológicas; además los chequeos y respectivos entrenamientos en el equipo se encontraban actualizados de acuerdo a disposiciones de la autoridad Aeronáutica.

De acuerdo al registro de horas de vuelo dentro de la últimas 24 horas, no se encontraron evidencias de exceso en las mismas descartando cualquier fatiga de vuelo.

El piloto había desarrollado con anterioridad en diversas oportunidades el mismo procedimiento, de acuerdo a lo relacionado por diferentes tripulantes entrevistados, lo cual le generó sensación de seguridad para realizarlo.

La aeronave se encontraba con certificado de aeronavegabilidad vigente y su condición de operación y funcionamiento eran normales, ya que el día del accidente había realizado varios vuelos y no aparecen reportes de carácter técnico que afectaran la seguridad del vuelo.



Ambos motores presentaban señales de rotación de los componentes internos del motor, lo cual es consistente con la evidencia de que los motores estaban entregando potencia en el impacto. Los motores no registraban indicaciones de anomalías o deterioro preimpacto que hubieran tenido una operación anormal del motor antes del impacto.

La documentación técnica de la aeronave se encontró al día, lo cual significa que se le estaba cumpliendo el programa de inspecciones, boletines y servicios en forma regular.

El sobre peso de las 170 libras, afectó en menos de un 2% el rendimiento de la aeronave durante la fase de ascenso.

El manifiesto de despacho fue elaborado con una serie de inconsistencias en lo referente a los pesos de la carga y al número de pasajeros transportados, lo cual refleja la falta de preparación técnica de quien realizó esta operación, y a su vez fueron aceptadas por el piloto al mando de la aeronave.

El centro de gravedad con el peso que fue despachado el avión figura como 29.5% del MAC, para el despegue y de 30% de MAC para el aterrizaje, a pesar de tener una diferencia en el peso real de despacho al relacionado en el manifiesto, el centro de gravedad no se ve afectado de manera significativa para tener una influencia definitiva dentro del accidente.

A pesar de que los procedimientos de operación en cabina se cumplieron en forma normal, se nota por parte del copiloto una aceptación total o actitud pasiva, al no cuestionar al parecer en ningún momento, la decisión tomada por el piloto durante la maniobra de despegue y posterior ascenso.

El Procedimiento de viraje a la izquierda en ascenso directo en curso no está restringido por ninguna directiva de operaciones de vuelo; sin embargo virar a menos de 500 pies sobre el terreno contra dice la técnica de vuelo del avión, dadas las condiciones de peso y a la recomendaciones de instructores y chequeadores en ruta, el procedimiento más adecuado y seguro a seguir en estas circunstancias es el de viraje por la derecha a cruzar sobre la pista antes de enfrentarse a la depresión de San Antonio de Prádo, maniobra dentro de la cual ya se ha obtenido la altura necesaria para cruzar el obstáculo (montaña).



Causas Probables

Analizada toda la información recopilada dentro de la presente investigación, se pudo establecer que las causas probables de este accidente fueron:

- Falla de la tripulación en la técnica de vuelo aplicada durante la fase del despegue, al no evaluar el rendimiento de la aeronave, en consideración al alto peso de la misma frente a los obstáculos a salvar en la trayectoria de ascenso.

Factores Contribuyentes

- Errores presentados en el despacho, puesto que no se totalizó los pesos en forma correcta, posiblemente debido a errores en el manejo de la carga y en los equipajes sin acompañante.
- Actitud de complacencia por parte de la tripulación, debido a excelentes condiciones meteorológicas que ocasionaron un exceso de confianza en la planeación del vuelo, por parte de la tripulación.

4.0 RECOMENDACIONES.

A la Empresa ACES S.A.

- Que la Empresa a través de la Vicepresidencia de operaciones de vuelo elabore procedimientos normatizados para las salidas visuales en el aeropuerto Olaya Herrera de la ciudad de Medellín para el equipo DHC-6



- Que el Departamento de Entrenamiento de la compañía efectúe un chequeo de idoneidad y capacidad a los despachadores de la empresa a la mayor brevedad y revisar los programas de entrenamiento del personal de despachadores.
- Que la Empresa a través del Departamento de Seguridad, efectúe inspecciones selectivas en los despachos de las aeronaves, a fin de verificar que se estén cumpliendo los procedimientos establecidos y que la carga transportada, sea identificada con el peso real recibida en el despacho.
- Que el Departamento de Entrenamiento revise el programa de manejo de recursos de cabina (C.R.M.), para todos los equipos, que permita cambiar la actitud pasiva por parte de los tripulantes en algunas decisiones tomadas por el piloto al mando, dado que la evidencia demostró que la técnica empleada para este vuelo no fue la más adecuada.

A la Unidad Administrativa Especial Aeronáutica Civil

- Que la Oficina de Control y Seguridad Aérea de UAEAC, a través de la División de Normas de Vuelo exija a todas las empresas de aviación comercial que operan en aeropuertos llamados críticos el diseño de procedimientos de salida en sus departamentos de entrenamiento, para el visto bueno y aprobación de la autoridad aeronáutica .
- Que la Oficina de Control y Seguridad Aérea, efectúe chequeos de idoneidad y capacidad a los despachadores de las empresas de aviación comercial y revise los programas de entrenamiento del personal de despachadores.
- Que la Oficina de Control y Seguridad Aérea a través de la División de Normas de Vuelo, efectúe inspecciones selectivas en los despachos de las aeronaves, con el fin de establecer y verificar que se están cumpliendo los procedimientos establecidos por el fabricante y que la carga transportada sea identificada con el peso real recibido en el despacho.



- Enviar copia de la presente investigación a las empresas de aviación para que sea leída y comentada como un aporte a la campaña de prevención que adelanta esta oficina.

Capitán GERMAN DUARTE PELAEZ
Jefe Oficina de Control y Seguridad Aérea

ABEL ENRIQUE JIMENEZ NEIRA
Director General

E. Garzón/Libia M.