

INFORME DE ACCIDENTE DE LA AERONAVE CESSNA C-208 OCURRIDO EL 24 DE MARZO DE 2006

INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

RESEÑA DEL VUELO.

El día 24 de marzo del 2006 la aeronave cumplía el cuarto vuelo en la ruta Cuenca – Macas. Los tres anteriores se realizaron en las rutas Macas - Taisha, Taisha – Macas y Macas – Cuenca, sin que se hayan presentado problemas en el funcionamiento de la aeronave.

A las 15:07:37 toma contacto con la torre de control de Cuenca, e informa que se encontraba en la posición Paute a doce mil quinientos pies, procedente de Macas estimando arribar a Cuenca a las 15:17 UTC.

A las 15:17:19 la torre de control autorizó el aterrizaje.

A las 15:18:16 la torre le informa que el aterrizaje lo realizó con 17 y autoriza su ingreso a plataforma.

Para vuelo CUENCA-MACAS del día 24 de marzo del 2006, la tripulación presentó un plan de vuelo visual y el manifiesto de peso y balance en el que consta que a mas del piloto y copiloto abordo iban 12 pasajeros y 240 lbs de equipaje.

A las 15:56:55 la tripulación solicita condiciones a la torre de control y autorización de encendido, par realizar el vuelo Macas-Cuenca.

A las 15:57:50 la torre de control autoriza el rodaje para la cabecera 05, el que se cumplió en forma normal.

A las 15:59:29 se autoriza el despegue de la aeronave, esta se levanta a la altura del marcador 3, después de 800 metros de recorrido e iniciando el ascenso hasta alcanzar aproximadamente 300 pies sobre el terreno.

A las 16:02:13 el controlador informa a la estación Cuenca que la aeronave había caído.

LESIONES A PERSONAS.

LESIONES	TRIPULACION	PASAJEROS	OTROS
Mortales		5	-
Graves	2	7	-
Leves	-	-	-
Ninguna	-	-	-

DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE.

La aeronave resultó totalmente destruida por efecto de las fuerzas del impacto

producidas al impactar contra el techo de uno de los sectores de la fábrica Ecuatoriana del caucho y posteriormente con la pared de la bodega de almacenaje.

OTROS DAÑOS.

Daño parcial del techo de la fábrica, destrucción del sistema eléctrico del sector de la bodega de almacenaje de llantas y del área de fabricación, daño total de la pared antifuego que separa la bodega del área de fabricación.

INFORMACION SOBRE EL PERSONAL.

PILOTO AL MANDO

El piloto al mando de la aeronave, de nacionalidad ecuatoriana, de 45 años de edad, titular de la licencia Piloto de Transporte de Línea Aérea otorgada en Quito el 29 de Mayo de 1989 en categoría aeronaves clase mono-multi motor Terrestre, con certificado médico de primera clase otorgado en la ciudad de Quito el 04 de enero del 2006 y su validez se regía a lo que dispone la parte 61.23.c).1.(i) certificados médicos: Requerimientos y Duración, es decir seis meses a partir de su otorgamiento, en este documento no constan restricciones o limitaciones de orden médico para el ejercicio de las actividades de vuelo.

La habilitación en equipo C-208B se lo otorgó con fecha 26 febrero 2003, luego de haber aprobado el curso teórico práctico y cumplir con el chequeo DAC correspondiente

HORAS VOLADAS DURANTE LOS ULTIMOS 07. 30. 60 Y 90 DIAS:

07 días:	09:06	Horas
30 días:	48:06	Horas
60 días:	110:10	Horas
90 días:	159:10	Horas

Horas totales de vuelo: 11.250:49

COPILOTO

El copiloto, de nacionalidad ecuatoriana, de 40 años de edad, titular de la licencia de Piloto Comercial otorgada en Quito el 28 de Diciembre de 1988 en categoría aeronaves clase mono-multi motor Terrestre, con certificado médico de primera clase otorgado en la ciudad de Quito el 31 de octubre del 2005 y su validez se regía a lo que dispone la parte 61.23.c).1.(ii) certificados médicos: Requerimientos y Duración, es decir doce meses a partir de su otorgamiento, en este documento no constan restricciones o limitaciones de orden médico para el ejercicio de las actividades de vuelo.

La habilitación en equipo C-208B se lo otorgó con fecha 16 julio 1997, luego de haber aprobado el curso teórico práctico y cumplir con el chequeo DAC correspondiente

Habilitado como piloto instructor de vuelo en equipo C-208B con fecha 18 enero del 2000

HORAS VOLADAS DURANTE LOS ULTIMOS 07. 30. 60 Y 90 DIAS:

07 días: 08:06 Horas
30 días: 30:29 Horas
60 días: 83:30 Horas
90 días: 129:53 Horas

Horas totales de vuelo: 8.007,00

PERSONAL DE MANTENIMIENTO.

El Director de Mantenimiento y Jefe de Control de Calidad en la compañía Operadora, es poseedor de una licencia Tipo I, habilitado en Aviones y Motores Convencionales y Turbo Hélice y aeronave Cessna 208, con vigencia 5 de septiembre del 2007.

El Jefe de Mantenimiento de la compañía, es poseedor de una licencia de mecánico Tipo I, habilitado en Aviones y Motores Turbo Hélice y Aeronave Cessna 208 vigente hasta el 17 de marzo del 2007

INFORMACION SOBRE LA AERONAVE.

AERONAVE:

Certificado Tipo: A37CE
Año de fabricación: 1997
Marca: CESSNA
Modelo: 208B
No. Serie: 208B0591
Horas totales: 5.736,7 Horas a Marzo-23/06
Aterrizajes: 10.332

MOTOR:

Certificado Tipo: E4EA
Marca: PRATT & WHITNEY
Modelo: PT6A-114A
No. Serie: PCE-PC0721
Horas totales: 3.719,5 Horas a Marzo-23/06
Ciclos: 6.813 a Marzo-23/06
TBO: 3600 Horas
Observación: Se Autorizó 200 Horas más al TBO.

HÉLICE:

Certificado Tipo: P60GL
Marca: McCAULEY
Modelo: 3GFR34703-B
No. Serie: 961972
Horas totales: 2.320,8 Horas a Marzo-23/06
TBO: 4.000 Horas

Observación: Ninguna

El operador recibió una extensión al tiempo entre overhaul (TBO), de 200 horas, basado en los boletines de servicio 1002R23, 1003R28, 1703R2, y mediante el Manual de Mantenimiento en su Sección Limitaciones de Aeronavegabilidad, 17 de marzo de 2006, el motor contaba con 111,4 horas de la extensión.

INFORMACION METEOROLOGICA.

Según los reportes meteorológicos emitidos por la sección meteorología del aeródromo de Cuenca, al momento del accidente existían las siguientes condiciones:

CODIFICADO

METAR SECU 241600Z 35001KT 9999 SCT040 21/11 Q1027

TEXTO CLARO

CUENCA REPORTA, INFORME METAR DEL 24 DE MARZO DEL 2006 A LAS 16:00 ZULU (11:00 HL)

VIENTO:	350 GRADOS 01 NUDOS DE VELOCIDAD
VISIBILIDAD:	MAS DE 10 KILOMETROS
NUBOSIDAD:	NUBES ENTRE 3/8 Y 4/8 A 1200 METROS
TEMPERATURA DEL AIRE:	21 GRADOS CENTÍGRADOS
TEMP. DEL PUNTO DE ROCIO:	11 GRADOS CENTÍGRADOS
Q.N.H.	1027 HECTOPASCALES

CODIFICADO

SPECI SECU 241605Z 05003KT 9999 SCT040 22/09 Q1026

TEXTO CLARO

CUENCA REPORTA, INFORME ESPECIAL DEL 24 DE MARZO DEL 2006 A LAS 16:05 ZULU (11:05 HL)

VIENTO:	50 GRADOS 02 NUDOS DE VELOCIDAD
VISIBILIDAD:	MAS DE 10 KILOMETROS
NUBOSIDAD:	NUBES ENTRE 3/8 Y 4/8 A 1200 METROS
TEMPERATURA DEL AIRE:	22 GRADOS CENTÍGRADOS
TEMP. DEL PUNTO DE ROCIO:	09 GRADOS CENTÍGRADOS
Q.N.H.	1026 HECTOPASCALES

Las condiciones de luz natural en la hora del accidente fueron luz de sol, con cielo seminublado

AYUDAS A LA NAVEGACION.

El aeropuerto de Cuenca esta equipado con las siguientes ayudas a la navegación:

TIPO DE AYUDA	ID	FRECUENCIA	HRS. FUNCIONA.	COORD. DEL EMPLAZAMIENTO DE LA ANTENA TRANSMISORA	ELEV. DE LA ANTENA DME	OBS
1	2	3	4	5	6	7
VOR/DME	CUV	114.5 MHZ CH92X	H24	02° 50' 06" S 078° 55' 01" W	2735,58 M 8975 FT	51.7° MAG/ 8.7KM a RWY23
NDB	CUR	221 KHZ	H24	02° 51' 45" S 078° 56' 55" W		54.1° MGA/ 4 KM a RWY 23
LLZ 23 ILS CAT 1	ILC	110.9 MHZ	H24	02° 53' 46" S 078° 59' 35" W		
GP 23 DME		330.8 MHZ CH46X	H24	02° 53' 06" S 078° 58' 48" W		ángulo 3..2°
MM 23		PUNTOS RAYAS	H24	02°51'45" S 078° 56'55" W		54.1 MAG/ 4KM a RWY23

Todas las ayudas a la navegación con las que estaba equipado este aeropuerto funcionaban normalmente, sin embargo no tuvieron incidencia en el accidente ni estaban siendo utilizados por el piloto por tratarse de un vuelo VFR.

COMUNICACIONES.

Las comunicaciones entre la aeronave y la torre de control del aeropuerto Cuenca fueron normales en todos los tramos tanto en el aterrizaje, puesta en marcha de motor, rodaje y despegue, la comunicación fue clara y fluida.

La tripulación no notifico ningún problema durante el despegue.

INFORMACION DE AERODROMO

El aeropuerto de Cuenca tiene las siguientes características:

NOMBRE:	“Mariscal Lamar” SECU
UBICACIÓN:	Cuenca Provincia del Azuay. Ecuador.
COORDENADAS	02° 53' 22" S 078° 59' 04" W
ORIENTACION MAGNETICA:	05/23
ELEVACION:	8306 FT

CARACTERISTICAS FISICAS DE LA PISTA

NR RWY	BRG GEO Y MAG	DIMENSIONES DE RWY(M)	RESISTENCIA(PCN) Y SUPERFICIE DE RWY Y SWY	COORDENADAS THR	ELEVACION THR Y ELEVACION MAXIMA DE TDZ DE RWY APP PRECISION

1	2	3	4	5	6
05	052° GEO 053° MAG	1900 X 36	SIWL 18182 DW 25000 DW 40909 PAVIMENTO	02° 53' 41" S 078° 59' 28" W	2531,73 M 8306,19 FT
23	232° GEO 233° MAG	1900 X 36	SIWL 18182 DW 25000 DW 40909 PAVIMENTO	02° 53' 03" S 078° 58' 40" W	2516,45 M 8256,07 FT

Al momento del despegue la pista en uso era la 05 no se tenia novedades en cuanto a la superficie de rodaje.

REGISTRADORES DE VUELO

El reglamento de vuelo para este tipo de aeronave no contempla la instalación de estos equipos como instrumentos a bordo.

INFORMACION SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO.

La aeronave despegar por la cabecera 05 del aeropuerto inicia su ascenso aproximadamente al nivel del marcador 2 de la pista es decir aproximadamente luego de recorrer 400 metros.

Luego de haber alcanzado aproximadamente 300 pies de altitud la aeronave sobrepasa el umbral de la cabecera 23 y desciende bruscamente, iniciando un viraje al lado derecho desviándose de la trayectoria de despegue 30°.

El primer impacto de la aeronave fue de costado con el tren nariz contra el techo de la Compañía Ecuatoriana del Caucho, ubicada en la Panamericana norte Km. 28 sector parque industrial a 700 metros aproximadamente de la cabecera 23 del Aeropuerto "Mariscal Lamar" en este lugar se desprende el tren de nariz y se precipita al suelo.

El segundo impacto se produce a 7 metros del primero, de igual manera en el techo, la aeronave destruye el mismo y se incrusta en las vigas de soporte del techo.

El impacto final fue contra una pared protectora de fuego de la bodega de producto terminado donde quedo colgada en posición vertical en vista de que los soportes de la biga no permitieron que la aeronave caiga al piso, la totalidad de la cabina de pasajeros se aplasta y se corruga en su parte superior siendo afectada en mayor grado la parte posterior de la cabina.

En el sitio del accidente se encontraron todas la partes de la aeronave (no hubo desprendimientos en vuelo), el motor se desprendió de sus elementos de sujeción cayendo al piso de la bodega por el impacto final, igualmente ocurrió con el ala izquierda, el tren de nariz se desprende en el primer impacto contra el techo de la fabrica.

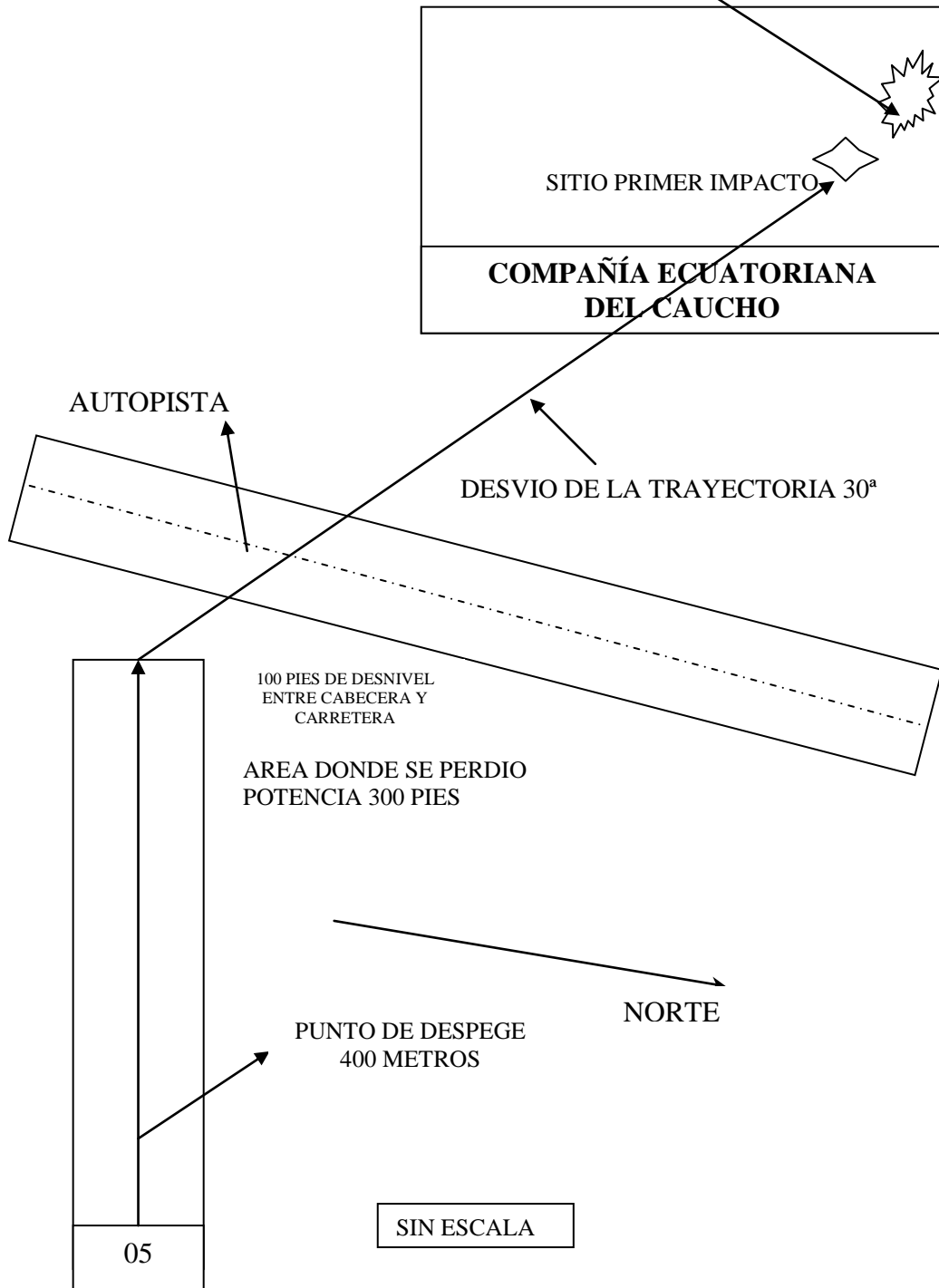
Producto de la fractura de las alas existió una perdida y fuga total de combustible en el sitio del accidente, no se produjo incendio por la aplicación oportuna de espumojeno sobre₆

el combustible y el corte inmediato de la energía eléctrica

Impacto de la aeronave con la pared



SITIO SEGUNDO IMPACTO (BODEGA)



INFORMACION MÉDICA Y PATOLÓGICA.

Los pilotos fueron sometidos a pruebas toxicológicas, muestras de orina y sangre que fueron remitidas al Instituto Nacional de Higiene y Medicina Tropical “Leopoldo Izquieta Pérez” de la ciudad de Guayaquil las mismas que arrojaron resultados negativos, es decir no se encontraban bajo el efecto de ningún tipo de droga al momento del accidente.

INCENDIO.

No produjo por la rápida acción del personal de seguridad industrial de la planta HERCO.

SUPERVIVENCIA.

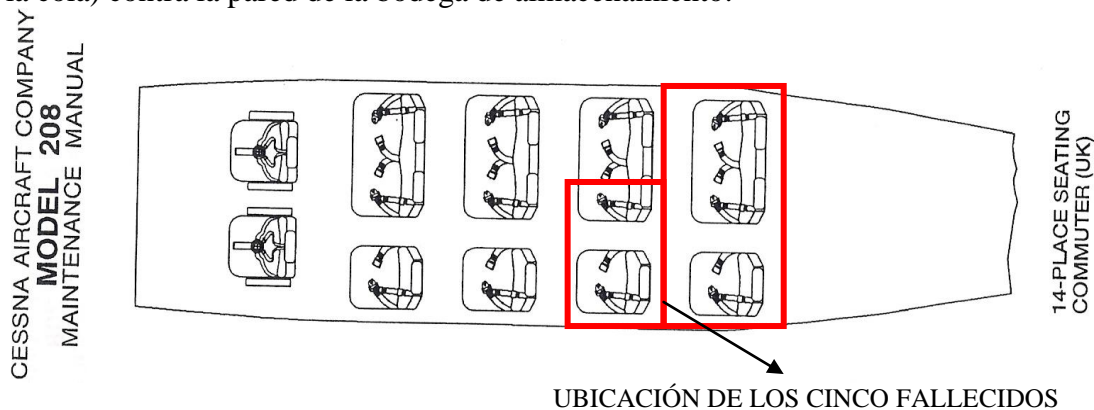
Las características del accidente ofrecieron la posibilidad de sobrevivir a las fuerzas del impacto a 9 de los 14 ocupantes., las tareas de rescate estuvieron a cargo del personal de bomberos de la ciudad y de la empresa Ecuatoriana del Caucho, por motivos de procedimientos internos de la empresa relacionados con la seguridad industrial de la misma no se permitió que el personal de bomberos y medico del aeropuerto tomen el mando.

Al analizar la ejecución del plan de emergencia del aeropuerto se pudo determinar que las áreas actuaron de acuerdo a lo establecido, sin embargo no se permitió la actuación del doctor residente en el aeropuerto para la realización del triaje de los pasajeros y tripulación por lo especificado anteriormente, la aplicación de los procedimientos internos de la compañía.

El vehículo contra incendios del aeropuerto no fue requerido en vista que los sistemas de extinción de incendios de la empresa se activaron inmediatamente después del impacto; se utilizaron espumogenos sobre el combustible que se derramo de las alas de la aeronave, lo cual permitió que no se produzca incendio.

Los cinco ocupantes que fallecieron ocupaban los asientos posteriores de la aeronave

Las lesiones que se produjeron en estas personas y que fue principalmente la causa de la muerte fueron fracturas cráneo encefálicas, consecuencia de la desaceleración brusca de la aeronave, el impacto y compresión de la estructura de la parte superior posterior (nivel de la cola) contra la pared de la bodega de almacenamiento-



Los sobrevivientes presentaron múltiples fracturas a nivel de extremidades y rostro que no afectaron a partes vitales, su pronto rescate y posterior traslado a los hospitales de la ciudad ayudaron a su pronta recuperación.

Los dos arneses de 5 puntos de seguridad fueron usados por los pilotos, los mismos que fueron cortados para realizar el rescate.

Se pudo observar que todos los asientos contaban con cinturones de seguridad. Algunos asientos fueron cortados y otros separados de sus rieles durante el rescate de los pasajeros, los cinturones de seguridad fueron efectivos, los asientos no se desplazaron mantuvieron su posición sin desprenderse de las rieles de soporte.

ENSAYOS E INVESTIGACIONES.

De los datos recopilados e investigaciones realizadas se señalan a continuación los siguientes datos:

Dentro de la planificación de vuelos el día 24 de marzo del 2006 para la aeronave, se encontraba un vuelo en la ruta Macas-Thaisa-Macas, el mismo que según versión de los pilotos se lo llevo a cabo sin ninguna novedad, el segundo vuelo comprendía la ruta Macas-Cuenca-Macas, el aterrizaje en Cuenca no presento novedades.

En el Aeropuerto de Cuenca la aeronave abasteció 120 galones de combustible JET-A1 y mantenían un remanente de 50 galones es decir tenían 170 galones a bordo, de igual manera embarcarían en esta estación 12 pasajeros con destino a la ciudad de Macas y un peso de carga de equipaje de 240 libras, en el capítulo 4 del Manual General de Operación en su literal D. formulario peso y balance, numeral 4 y 5, establecen que:

“ Los pesos de los miembros de la tripulación y los pesos de equipaje de la tripulación, incluidos en el peso vacío de operación son pesos estándar (170 libras más 5 libras de documentación)”.

“Para todos los vuelos se procederá a pesar a los pasajeros, equipaje y carga a fin de determinar el peso exacto a ser embarcado en la aeronave.

Cuando no sea posible proceder al pesaje de los pasajeros, se considerará el peso de 170 lbs. por pasajero incluido el equipaje de mano.”.

Tomando en cuenta esto la empresa realizó un formulario de peso y balance en el cual consta como peso máximo de despegue par ese vuelo del día 24 de marzo del 2006 de 8316 libras el cual no excedía del máximo de operación que es de 8750 libras especificado en el manual de vuelo del fabricante.

PESO Y BALANCE REALIZADO POR EL PILOTO EL 24 DE MARZO DEL 2006

PESO MAXIMO DE OPERACIÓN		(A)	8750	lbs.
PESO AVION VACIO + PESO TRIPULACION + PESO COMBUSTIBLE	5157	lbs.		
	350	lbs.		
	804 (120 galones)	lbs		
= PESO DE OPERACIÓN	6311		(B)	6311 lbs.
CAPACIDAD DISPONIBLE		A - B =		2439 lbs.
PESO DE PASAJEROS + PESO DE EQUIPAJE + PESO DE CARGA	1765	lbs.		
	240	lbs.		
		lbs.		
= TOTAL UTILIZADO	2005	lbs.	(C)	2005 lbs.
PESO ACTUAL DE DESPEGUE		B + C =		8316 lbs.

PESO Y BALANCE JUNTA INVESTIGADORA DE ACCIDENTES (JIA)

PESO MAXIMO DE OPERACIÓN		(A)	8750	lbs.
PESO AVION VACIO + PESO TRIPULACION + PESO COMBUSTIBLE	5157	lbs.		
	345	lbs.		
	1139 (170 galones)	lbs		
= PESO DE OPERACIÓN	6641		(B)	6641 lbs.
CAPACIDAD DISPONIBLE		A - B =		2109 lbs.
PESO DE PASAJEROS + PESO DE EQUIPAJE + PESO DE CARGA	1765	lbs.		
	240	lbs.		
		lbs.		
= TOTAL UTILIZADO	2005	lbs.	(C)	2005 lbs.
PESO ACTUAL DE DESPEGUE		B + C =		8646 lbs.

Como se podrá ver los pesos de despegue varían entre el peso y balance realizado el 24 de marzo del 2006 y el que realiza la Junta Investigadora de Accidentes, esto se produce por lo siguiente:

El peso y balance realizado por la JIA es basado en pesos reales tanto de los pilotos como de los pasajeros.

El peso de combustible es de 6.7 libras por galón según lo especifica el manual de vuelo de la aeronave.

La diferencia en los dos pesos de despegue radica en el peso de combustible en vista de que los pilotos en el peso y balance solamente reportan los 120 galones de combustible que cargaron en Cuenca y no los 170 galones que en realidad existían en el avión, es decir 120 galones cargados mas 50 galones de remanente que tenían del anterior vuelo.

Sin embargo a pesar de esta diferencia el peso máximo de despegue estaba por debajo del permisible para las condiciones meteorológicas y de pista al momento del despegue.

De igual manera se realizó el chequeo en las tablas de performance en cuanto al total de distancia requerida para el despegue en condiciones normales con un peso de despegue de 8646 libras, viento de los 50°/02 nudos, temperatura 22°C, QNH 1026, TODA 05 1900mts(6234pies), flaps 20° ,tomando en cuenta estas condiciones e ingresando a la tabla respectiva se logro determinar que la aeronave requería un total de 845 metros (2777 pies) para Roll Distance y para Clear 50 fts requería 1536 metros (5045 pies), encontrándose dentro de los limites

El embarque se lo realizo con normalidad y según se pudo determinar de las entrevistas realizadas a la tripulación, el copiloto verificó que los procedimientos de seguridad se ejecuten dentro de la cabina de pasajeros, los cinturones y arneses fueron asegurados por parte de estos.

Las puertas fueron cerradas, se inicio el procedimiento de encendido y solicitud de autorizaciones a la torre de control, la prestación de los Servicios de Transito Aéreo fue normal en todo aspecto, comprobándose en la reproducción de la cinta magnetofónica de la torre de control; no existió algún indicio de problema ni antes ni después de los contactos que alerten algún tipo de problema existente en la aeronave.

INVESTIGACIÓN DE RESTOS

En esta fase de la investigación se contó con la asistencia de investigadores de la NTSB y las compañías Cessna y Pratt and Whitney.

CONTROLES DE VUELO:

Todos los cables que accionaban las superficies de control de vuelo fueron dañados por la fuerza del impacto

Los cables de control se encontraban aplastados a lo largo de la estructura. Los mismos fueron cortados por la carga de tensión excesiva recibida.

El indicador de posición de los Flaps mostró que los Flaps fueron retractados. El tornillo nivelador del actuador de los Flaps estaba roto por la mitad. La posición del portador indica que los Flaps se encontraban totalmente retractados.

La aleta compensadora del elevador midió 2., 0 pulgadas (5 centímetros), correspondiendo a 5 grados de desviación de la aleta.

ASIENTOS, AMBIENTE EN CABINA Y LIMITACIONES :

Los dos arneses de 5 puntos de seguridad fueron usados por los pilotos, los mismos que fueron cortados para realizar el rescate de los mismos.

Se pudo observar que todos los asientos contaban con cinturones de seguridad. Algunos asientos fueron cortados y otros separados de sus rieles durante el rescates de los pasajeros.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE

El selector de combustible del tanque izquierdo se encontraba en la posición OFF y el derecho en la posición ON, las cuatro válvulas de combustible se encontraban en la posición ON.



Selector de Combustible



Tanque y cañerías de combustible

INSPECCION DEL MOTOR

El motor Partt & Whitney de modelo PT6A-114A de serie PCE-PC0721 con un total de 3.719,5 horas y 6.813 ciclos, fue trasladado a la ciudad de Guayaquil donde se procedió a desmantelarlo y a revisar los componentes así también el disco de turbina del compresor, los inyectores de combustible y Large Exit Duct fueron enviados a la fabrica Pratt& Whitney de Canadá en Montreal. Con el fin de que sean realizados estudios métralo gráficos, en los dos trabajos se obtuvieron los siguientes resultados:

Todos las referencias de posición están en relación a la vista desde atrás hacia delante, las referencias corriente arriba corriente abajo están en relación con el camino del flujo del gas desde la entrada al compresor hasta su salida.

CONDICION EXTERNA.

El motor fue inspeccionado y removido de la aeronave accidentada. La hélice y sus componentes, los ductos de entrada la estructura del soporte del motor , el enfriador de aceite y los generadores se mantuvieron fijados y mostraron deformación severa por impacto no hubo daño por fuego las líneas del enfriador de aceite fueron continuas hasta su acople con la caja de accesorios.

CARCASA EXTERNA

CAJA REDUCTORA.- la carcasa estaba intacta el gobernador de la hélice, el gobernador de sobre velocidad y el tacómetro del generador estaban en su lugar e intactas la estructura de la hélice y el acople de entrada del gobernador están separadas de su perno de sujeción con el soporte del motor.

DUCTO DE ESCAPE.- el ducto no presento deformación por impacto, la estructura del escape estaba severamente deformada.

CARCASA DEL GENERADOR DE GAS.- la carcasa estaba intacta, el múltiple de combustible estaba intacto y había conexión con el control de combustible.

CAJA DE ACCESORIOS.- la carcasa estaba intacta, el reservorio de aceite hasta el calentador de combustible estaban fracturados desde su base de montaje. la línea de entrada de aceite estaba fracturada por impacto, la línea de salida se encontraba continua hacia el acople con la caja de accesorios, el acople de la entrada de la línea de combustible estaba intacta, la línea había sido cortada para la remoción del motor, el acople de la salida de combustible estaba intacto y continua hasta el acople de entrada de la bomba de alta presión de combustible, el acople de salida de alta presión de combustible estaba fracturada por el impacto, la bomba en cambio se encontró intacta, la carcasa de la unidad de control de combustible estaba intacta, el eje de la palanca de entrada estaba fracturado, y deformado por corte en su acople, la palanca de conexión esta fracturada a partir de su carcasa, pero se mantenía continua con el acople de entrada a la estructura, la carcasa del tacómetro generador estaba fracturada por el impacto, el acople de entrada de la palanca de potencia para emergencia estaba fracturada en su acople ,la palanca de entrada estaba a medio camino entre su posición máxima y mínima y pudo ser removido libremente a mano.

CONTROL DE POTENCIA Y ACOUPLE DE REVERSA.-

El acople delantero estaba intacto, el acople de entrada a la caja de levas estaba fracturada por impacto y el conjunto de la caja de levas estaba fracturado a partir de la caja de accesorios, el acople de entrada y el acople de la unidad de control de combustible estaban fracturadas por impacto

LINEAS NEUMATICAS

COMPRESOR PARA DESCARGA DE AIRE (P3).- Las líneas estaban continuas desde el acople del generador de gas hasta el acople de la unidad de control de combustible.

CONTROL DE POTENCIA DE TURBINA (Py).- la líneas se mostraban continuas desde el acople de la unidad de control de combustible hasta el acople de la unidad de control de la hélice.

CHIP DETECTORES Y FILTROS.-

CHIP DETECTOR DE LA CAJA DE REDUCCIÓN.- estaban limpios

FILTRO DE ACEITE: limpio

OBSERVACIONES EN EL DESARMADO.

La sección de potencia y los rotores de los generadores de gas no pudieron ser rotados a mano

SECCION COMPRESOR

La primera etapa del compresor fue examinada en el sitio las palas no mostraron daño

SECCION COMBUSTION

REVESTIMIENTO DE LA CAMARA DE COMBUSTION.- no mostró indicaciones de daño.

DUCTO DE SALIDA MAYOR: P/N 3109263-02.- El ducto mostró quemadura severa a través de una área de aproximadamente 31/2 pulgadas cuadradas, en la posición 3:00. el ducto exterior estaba parcialmente quemado y mostraba abollamiento severo, la condición del ducto estaba mas allá de los límites de inspección boroscópica que establece le manual de P&W .

Revisando las bitácoras del motor demostraron que no hubo reemplazo del ducto posterior a la fabricación del motor. El análisis material hecho en P&W determino que el daño por quemadura fue el resultado de una elevada exposición localizada de calor; se determinó que el material del ducto satisfacían los requerimientos (referencia informe reporte de laboratorio P&W)

DUCTO PEQUEÑO DE SALIDA

Mostró rajadura menor por calentamiento en los dos orificios de calentamiento no consecutivos, el ducto no mostró indicaciones de daño operacional.

SECCION TURBINA

COMPRESOR DE TURBINA ANILLO DEL VANO GUIA

Los bordes de salida del vano mostraron severos golpes, agujereamiento, estrías y quemaduras debido al contacto con las astillas de las palas de la turbina del compresor que se separaron, los bordes de ataque del vano no mostraron quemaduras solamente un menor desgaste en su recubrimiento, 4 de las ocho orejas anti rotación consecutivas fueron fracturadas por impacto

El análisis de material conducido por P&W determino que el daño en los bordes de salida del Vano fue debido al impacto, cortes metalo gráficos del vano tomados radialmente alineados con la sección quemada del ducto de salida mayor aproximadamente a la posición 3:00 y diametralmente opuesta (aproximadamente en la posición 9:00) no mostraron indicaciones de variación debido a la exposición de alta temperatura. (Referencia P&W informe laboratorio)

El recubrimiento de la turbina del compresor muestra severos roces y cortaduras, debido al contacto con los desechos de los álabes del separador del compresor de turbina

CUBIERTA DE LA TURBINA DEL COMPRESOR

Mostró severos golpes y estrías debido al contacto con restos de las palas de la

turbina del compresor que se desprendieron.

TURBINA DEL COMPRESOR: conjunto P/N 3013411 S/N A000610A. BLADE P/n 3045741-01

Las palas fueron numeradas del 1 al 58 en sentido de las manecillas del reloj en relación a la curvatura del cubo maestro, para referencia, los perfiles de las palas estuvieron fracturados desde la raíz hasta aproximadamente la mitad de su longitud y mostraban severos golpes y estrías, todas las superficies mostraron superficies ramificadas en desarrollo como característica de una fractura por sobrecarga.

Todos los lados cóncavos de las palas mostraron erosión por sulfidación en aproximadamente 1/3 de su longitud el análisis de materiales llevado a cabo en P&W determino que la fractura de las palas se debieron a una sobre carga, la micro estructura de las palas mostraron evidente exposición a las altas temperaturas y una incipiente astillamiento una de las palas tomadas como muestra mostró micro orificios a lo largo de los limites de su granulometría, cercanos a la superficie de fractura. El material de las palas se confirmó que concordaban con los requerimientos especificados, las bases laterales de la pala corriente arriba mostraron un severo rozamiento circunferencial entre las posiciones 51 y 8 de las palas, debido al contacto axial con el anillo del vano guía de la turbina del compresor, las bases de las palas corriente abajo mostraron un ligero rozamiento circunferencial entre las posiciones 17 y 39 de las palas, debido al contacto con el deflector ínter etapas. En la revisión de las bitácoras del motor se observo que no hubo cambio en las palas de la turbina del compresor posterior a la fabricación del motor.(referencia informe laboratorio P&W.)



Turbina de compresor lado posterior



Turbina de compresor lado posterior ampliación



Turbina del compresor lado frontal



Turbina del compresor lado frontal ampliación

CENSORES IIT, BARRA COLECTORA Y HARNES: las sondas fueron fracturadas por impacto.

CUBIERTA EXTERIOR DE LA SECCION DE POTENCIA DE LA TURBINA: la cubierta exterior estaba intacta.

ANILLO DEL VANO GUIA DE LA SECCION DE POTENCIA DE LA TURBINA Y DEFLECTOR INTERETAPAS: los perfiles del vano estaban golpeados y estriados debido al contacto con las palas de la turbina de poder y del compresor que se desprendieron.

CUBIERTA DE LA TURBINA DE PODER: Mostró severos golpes y estrías debido al contacto con los restos de las palas de la turbina de poder que se desprendieron

TURBINA DE PODER: los perfiles de las palas fueron fracturadas por el impacto en aproximadamente 1/3 a 2/3 de su longitud debido al contacto con los restos de la turbina del compresor que se desprendieron. Los perfiles de las palas mostraron un grandes abolladuras y estrías.

EJE DELA TURBINA DE PODER Y CUBIERTA DEL EJE.- intactos, los rodamientos de los eje 3 y 4 pudieron ser movidos a mano.

CAJA DE REDUCCION.- no se desarmo

CAJA DE ACCESORIOS.- No se desarmo

La caja de accesorios, la caja de reducción y sus accesorios no fueron inspeccionados, en vista que no mostraba daño alguno.

EVALUACION DE CONTROLES Y ACCESORIOS.- Los inyectores de combustible fueron numerados y removidos desde la cubierta del generador de gas los restantes controles y accesorios no fueron removidos, la prueba funcional de los inyectores de combustible revelaron que no hubo variaciones en el flujo que hubiere podido afectar a la operación normal.

Los inyectores de combustible fueron probados en un banco de prueba, los álabes de la turbina del compresor fueron examinados en microscopio explorador electrónico (SEM).

Conforme al señor Tom Berthe, los álabes de la turbina del compresor tuvieron un alargamiento, lo cual podría indicar un creep. (Alargamiento o deformación de un metal producto de la sobre temperatura). Es imposible determinar como se produjo el deterioro en

los álabes. Algunos de los inyectores de combustible estuvieron un poco fuera de sus especificaciones pero no es una causa suficiente para provocar los daños del Large Exit Duct, se indica también que los inyectores han sido cambiados. Los daños del Large Exit Duct podrían haber ocurrido antes del cambio de los inyectores. En el reporte detallado de hallazgos de la P&WC no estuvo disponible la fecha del cambio.

El seguro de la palanca de potencia de emergencia (EPL) no se encontraba instalado, (no se nota los agujeros para su instalación). Se observó que la palanca de potencia de emergencia estuvo fuera de la posición normal, tanto en la cabina como en la cavidad del motor. Se observa que los demás controles del motor se encontraban en la posición hacia adelante.

La hélice, McCauley, se encontraba en la posición paso bajo (Low pitch).al momento del accidente. El daño que presentan sus palas permite establecer que no estaban girando. Se observo que los álabes tuvieron un esfuerzo de torsión, también se observa en el perfil de los álabes la forma de raspador.

El cono de la hélice no muestra evidencia de rotación.

El disco de turbina del compresor, los inyectores de combustible y Large Exit Duct fueron enviados a la fabrica Pratt & Whitney en Montreal, Canadá a fin de que sean sometidos a análisis de laboratorio.

Los álabes de la turbina del compresor del motor estaban fracturados variando en sus longitudes desde sus raíces hasta aproximadamente la mitad de sus longitudes. El análisis de materiales determinó que las fracturas de los álabes tenían características de sobrecarga. La micro estructura de los álabes indicaba que los mismos habían estado expuestos a temperaturas excesivas y mostraban un incipiente astillamiento, uno de los álabes tomado como muestra reveló micro orificios a lo largo de los limites de su granulometría, cercanos a la superficie de fractura. El material de los álabes se confirmó que concordaban con los requerimientos especificados. El Vane Ring de la turbina del compresor y todos los componentes adyacentes mostraron un daño mecánico extensivo debido al contacto con las astillas de los álabes de la turbina del compresor, el ducto de salida mayor mostró quemaduras severas, a través de una área de aproximadamente 3 ½ pulgadas, aproximadamente en la posición a las 3:00 horas, lo cual está mas allá de los limites aceptables establecidos en el Manual de Mantenimiento de la P&W, el análisis de los materiales determinó que el daño por quemaduras fue el resultado de una elevada y localizada exposición al calor. El material del ducto determinó que cumplía con los requerimientos y la prueba funcional de los inyectores fue satisfactoria.

La revisión al libro de vida del motor mostró que el motor había completado 1.918 horas desde su última inspección a las partes calientes (HSI). Ninguna inspección boroscópica estaba registrada para confirmar que se había realizado la inspección de las partes calientes, el 27 de enero una carta fue emitida por P&W Canadá autorizando por una sola vez un aumento de 200 horas al motor a las 3600 horas normales límite entre overhaul, sujetas a una aprobación por las autoridades de aeronavegabilidad local donde operaba la aeronave.

No hubo otras anomalías antes del impacto y tampoco se observaron disfunciones operacionales en los otros componentes del motor que fueron examinados

EXAMEN METALOGRAFICO.

El examen metalográfico de una sección longitudinal tomada aproximadamente tomada a $\frac{1}{4}$ de pulgada a partir del borde de ataque de las dos palas de la turbina del compresor óvalos rojos mostraron un significativo e incipiente astillamiento de precipitaciones gama encima de la mitas del perfil ninguna evidencia de micro orificios fue observada



El examen metalográfico de las secciones longitudinales tomadas aproximadamente a $\frac{1}{4}$ de pulgada a partir del borde de ataque de las otras ocho palas de la turbina del compresor (óvalos verdes y azules) mostraron significantes precipitaciones gama en la sección superior del perfil del perfil una pala de la turbina del compresor (óvalos verdes) mostró pocos micro orificios dispersos conjuntamente a los límites del grano cercano a las superficies de fractura, sugiriendo esto que las palas sufrieron un cierto nivel de CREEP.

El daño observado en el borde de ataque del perfil del anillo del vano fue debido al impacto. El daño por quemadura localizada fue observado sobre el ducto de escape mayor como resultado de la degradación debido a la elevada exposición localizada del calor



La micro estructura observada en las secciones de corte tomadas al anillo del vano y alineadas con el ducto de salida mayor con daño por quemadura y comparados a un corte de sección metalográfico tomada y ubicada a 180° no mostró ninguna evidencia de una variación de la micro estructura debido a una alta exposición a la alta temperatura

La composición química del material base hechos en los cortes metalográficos de una de las palas de la turbina del compresor usando el análisis semicuantitativo SEM-EDS, es consistente con los requerimientos composicionales de CPW 219

La composición química y el calibre de la pared interna del ducto de salida mayor son consistente con los requerimientos composicionales del material base (ams5599) y los requerimientos establecidos.

El diámetro K del disco no mostró evidencia de aumento. El diámetro promedio actual es de 6.2896 pulgadas (ref.: QAIR2025182). El valor del diámetro inicial K registrado en el disco era 6,289.

EXAMEN DE LA ESTRUCTURA.

Fuselaje:

La parte superior de la cabina estaba comprimida y presionada hacia abajo, la cabina posterior se mantenía intacta excepto en la sección trasera cercana a la entrada de la cabina, donde la cubierta estaba hundida y el cono de cola estaba aplastada.

CONTROLES DE VUELO Y SUPERFICIES AERODINÁMICAS.

Todos los controles se encontraron en el sitio del accidente, los cables de control estaban separados, arremolinados y aplastados a lo largo de toda la estructura, los cables de control se los observó que tenían sobre tensión,

Luego de realizar la inspección toda la estructura y el análisis de los restos de los controles y superficies aerodinámicas se encontró los siguientes datos:

POSICIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE

Este tipo de aeronave no tiene tren de aterrizaje retráctil por lo tanto el tren de aterrizaje principal y de nariz estaban en la posición abajo fijos.

POSICION DE LOS FLAPS

Los flaps se encontraron en la posición arriba correspondiendo a la posición del indicar en cabina y al actuador de flaps que marcaba cero grados. El selector de flaps indicaba 30 grados.

EQUIPO LOCALIZADOR DE EMERGENCIA

Se comprobó que este equipo se activó debido a las fuerzas de impacto.

GOBERNADOR DE COMBUSTIBLE

Las dos válvulas del selector de combustible de las posiciones izquierda y derecha estaban en ON. La bomba búster estaba en OFF. El selector de combustible de la posición ON.

POSICION DE LAS ALETAS

Se encontró que el alerón del elevador se encontraba desplazado 2 pulgadas que correspondía a la posición de 5 grados nariz arriba.

CONTINUIDAD DE LOS CONTROLES DE VUELO

Las pruebas efectuadas permitieron establecer que había continuidad en los controles de vuelo referente alerón, al ruder y al elevador y a las correspondientes aletas compensadoras.

INSTRUMENTOS DE VUELO

Se encontró que el indicador de velocidad izquierdo estaba destruido y que el derecho marcaba cero.

El altímetro izquierdo marcaba 7.800 pies y el derecho 8.050 pies.

El altímetro derecho estaba reglado en 30.45 pulgadas, el reglaje del altímetro izquierdo no puso ser visualizado.

El indicador izquierdo de velocidad vertical marcaba 400 pies y el derecho cero.

El indicador izquierdo de pitch marcaba 20 grados nariz arriba y el izquierdo cero.

Los indicadores izquierdos y derecho de roll indicaban la posición invertida.

El indicador de viraje y banqueo (avión) izquierdo estaba destruido y el derecho marcaba centrado.

El indicador de viraje (bola) izquierdo marcaba “derecha” y el derecho “izquierda”

El indicador NAV #1 estaba destruid y el NAV # 2 marcaba 050.

El reloj marcaba 11:31.

INSTRUMENTOS DEL MOTOR

El urómetro marcaba 5.737,8

El tacómetro marcaba 1.100 RPM
 El indicador de la presión de aceite esta destruido
 El indicador de la temperatura registraba cero.
 El indicador de la temperatura de la turbina de salida marcaba cero.
 El amperímetro marcaba 20
 El indicador de flujo de combustible estaba en la posición OFF
 El indicador del tacómetro de N2 marcaba 28%

SWITCHES ELECTRICOS Y DE IGNICION

El master switch y el switch de avionica #1 estaban en la posición OFF.
 Las luces de navegación, beacom de rotación, luces de aterrizaje, de taxeo, estroboscópicas estaban en posición ON.

El indicador de ignición del motor estaba en la posición ON y el alternador/generador en la posición OFF.

POSICIONES DE LOS CONTROLES DEL MOTOR (MOTOR)

Nivel del poder de emergencia en posición ON.
 Control de la hélice en bajo pitch.
 El separador inercial cerrado.

POSICIONES DE LOS MANDOS DEL MOTOR (CABINA)

La palanca de potencia estaba a media carrera.
 Nivel de condición de combustible se encontraba en la posición idle.
 Control de la hélice en bajo pitch.
 El separador inercial en la posición OFF.

PROGRAMA DE MANTENIMIENTO.

En la Fase II del Proceso de Certificación, la compañía operadora presenta a la DGAC, un Programa de Mantenimiento para la aeronave CESSNA 208B el mismo que es Aprobado el 21 de octubre de 2004, dicho programa esta basado en el Manual de Mantenimiento emitido por la compañía CESSNA con revisión 15 de fecha 5 de mayo del 2003, en su Capítulo 4: Limitaciones de Aeronavegabilidad y Capitulo 5: Tiempos Limites / Chequeos de mantenimiento.

INSPECCIONES CUMPLIDAS

A continuación se resumen las inspecciones realizadas a la aeronave al motor Pratt & Whitney s/n PCE-PC0721 y a la hélice McCauley s/n 961972.

La siguiente información ha sido tomada de los libros de vida del fuselaje, motor y hélice:

TIPO DE INSPECCIÓN	AERONAVE		MOTOR		HÉLICE	OBSERVACIÓN
	HORAS	ATERRIZAJES	HORAS	CICLOS	HORAS	

Inspección Operación 1 De 100 horas	5.510	9.697	3.507,6	6.577	2.107,9	No se han cumplido con las inspecciones de 5.610 Hrs. y 7.610 Hrs.
Fecha de cumplimiento	*DIC-12/05		*Dic-12/05		*Dic-30/05	
Inspección Operación 2 De 200 horas	5.606,6	9.967	3.590,0	6.479	2.198,3	No se cumplió la inspección de 5.400 Hrs.
Fecha de cumplimiento	*Enero-30/06		*Feb-01/06		*Feb-01/06	
Inspección Operación 3 De 300 horas	5.709,9	10.260	3.711,4	6.793	2.308,9	Estas inspecciones se cumplen con intervalos de 400 Hrs. (Inspecciones anterior 5310,7H, 4895,8H)
Fecha de cumplimiento	*Marzo-08/06		*Marzo-17/06		*Mar-16/06	
Inspección Operación 4 De 400 Horas	5.401,9	9.400	3.410,0	6.020	1.995,7	Sin novedad
Fecha de cumplimiento	*Nov-15/05		*Nov-24/05		*Nov-18/05	
Inspección Operación 5 Cada 500 Horas o 1 año	N/A		3.297,9	5.745	N/A	No se realizaron las siguientes inspecciones: a las 1.898,5 horas y 2.398,5 horas
Fecha de cumplimiento			*Oct-05/05			
Inspección Operación 6 De 800 Horas o 1 año	4.895,8	8.360	N/A		N/A	No se cumplió con la inspección de 5.695,8 HRS
Fecha de cumplimiento	*Abril-06/05					
Inspección Operación 7 De 1.000 horas o 1 año.	4.000,1	6698	N/A		N/A	No se cumplió con la Inspección a las 5000 HRS
Fecha de Cumplimiento	Jun-10/03					
Inspección Operación 8 2.000 horas o 2 años	4.453,4	7.542	N/A		N/A	Sin Novedad
Fecha de cumplimiento	Oct-12/04					
Inspección Operación 9 Cada año	4.895,8	8.360	N/A		N/A	Sin Novedad
Fecha de Cumplimiento	Abril-06/05					
Inspección Operación 10 Cada dos años	No existe ningún registro de cumplimiento de dicha Operación – La Inspección de instrumentos son realizados por la DIAF-CEMEFA con vigencia hasta el 28 de mayo de 2007					
Inspección Operación 11 Cada tres años	Inspección Hidrostática Junio-11/03					
Inspección Operación 12 Cada 4 años	5.273,5	9.100	N/A		N/A	Sin Novedad
Fecha de Cumplimiento	Sep-22/05					
Inspección Operación 13 Cada 6 años	No existe ningún registro de cumplimiento					
Inspección Operación 14 Cada 12 años	No aplica por la edad de la aeronave					

Inspección Operación 15 Cada 1.200 horas o 1 año	No registrada en el libro de vida de aeronave y motor- Insp. realizada a las 2226,8 horas del motor					
Inspección Operación 16 C/100 Hrs. Lavado Eng.	5.709,9	10.260	3.711,4	6.793	2.308,9	Sin Novedad
Fecha de cumplimiento	Marzo-08/06		Marzo-17/06		Mar-16/06	
Inspección Operación 17 Cada 500 horas	N/A	N/A	2.369,6	3954	N/A	No se cumplió con la Inspección a las 2.869,6 Y 3.369,6 HORAS
Fecha de cumplimiento	-----		*+Sep-09/04			
Inspección Operación 18 Cada 1600 horas o 5 años	4.793,1	8.169	N/A	N/A	N/A	Sin Novedad
Fecha de cumplimiento	*+Feb-16/05		----		----	
Inspección Operación 19 Cada 1.000 horas	N/A	N/A	1.999	3.271	N/A	No se cumplió con la Inspección a las 3.000Horas
Fecha de cumplimiento	-----		*Abr-06/04			
Inspección Operación 20 13.000 Hrs y C/4.000 Hrs	No aplicable por horas acumuladas en la aeronave					
Inspección Operación 21 10.000 Hrs.y C/5.000 Hrs	No aplicable por horas acumuladas en la aeronave					
Inspección Operación 22 C/5.000 L y C/1.000 L Fecha de cumplimiento	N/A	8.135	N/A	N/A	N/A	No se cumplió con la Inspección a las 9135 landing.
	*+FEB-05/05		-----		-----	
Inspección Operación 23 C/400 Hrs o 6 meses	4.931.5	8.428	N/A	N/A	N/A	No se cumplieron con las Inspecciones de 4.403,50HRS, 5.203,50HRS 5.603,50 HRS.
Fecha de cumplimiento	*+Abril-19/05					
Inspección Operación 24 C/4.000 Lnd y C/500 Lnd	3.700,6		6.166	No se ha cumplido con la Inspección a los siguientes landings: 6666, 7666, 8666, 9666, 7166, 8166, 9166 y 1016		
Fecha de cumplimiento	*+Nov-10/03					
Inspección Operación 25 C/15.000 Lnd y C/3.000L	No aplicable por número de aterrizajes					
Inspección Operación 26 C/5.000 Hrs. y C/ 3.600 Hrs	No se ha cumplido					
Inspección Operación 27 Insp. Corrosión 12 años	No aplicable por tiempo de vida de la aeronave					

*Registrado en el libro de vida.

+ No existe guía de cumplimiento

Por las observaciones realizadas a cada Inspección (denominadas Operaciones en el Programa de Mantenimiento), se nota que varias Operaciones fueron omitidas o cumplidas fuera de los tiempos establecidos por el Programa de Mantenimiento.

La compañía operadora cuenta con una carpeta denominada “Inspecciones Realizadas Caravan”, donde se archivan las hojas de inspección de las operaciones realizadas a la aeronave.

LIMITACIONES DE AERONAVEGABILIDAD

De acuerdo al Programa de Mantenimiento para la aeronave CESSNA 208B, en el Capítulo 1: Reemplazos limitados por Tiempo (4-11-00), se obtuvo las siguientes observaciones:

Flight Controls (Chapter 27)

Flap bell crank Part Number 2622083-18 -- Replace at 2250 landings.
Flap bell crank Part Number DDAOO028-4 -- Replace at 2250 landings.
Flap bell crank Part Number 2622281-2, -12 -- Replace at 7000 landings. (4)
Flap bell crank Part Number 2692001-2 -- Replace at 7000 landings.
Flap bell crank Part Number 2622311-7-- Replace at 40,000 landings. N/A
Flap bell crank Part Number 2622311-7 bearings (Part Number MS27641-5) and attachment bolt (Part Number AN5- 77) -- Replace at 10,000 landings. ",

No se encuentra registrado en el libro de vida de la aeronave el cumplimiento de dichos cambios.

COMPONENTES CON TIEMPO LÍMITE.

En el Capítulo 1: Componentes limitados por tiempo (5-11-00), del Programa de Mantenimiento para la aeronave CESSNA 208B, se observa:

Equipment and Furnishings (Chapter 25)

Emergency Locator Transmitter (ELT) Battery Pack -- Replace at replacement date.

Reemplazada la batería el 13 de septiembre del 2005, con vida útil hasta septiembre del 2007.

Flight Controls (Chapter 27)

Flap bell crank Part Number 2622083-18 -- Replace at 2250 landings.
Flap bell crank Part Number DDAOO028-4 -- Replace at 2250 landings.
Flap bell crank Part Number 2622281-2, -12 -- Replace at 7000 landings.
Flap bell crank Part Number 2692001-2 -- Replace at 7000 landings.
Flap bell crank Part Number 2622311-7-- Replace at 40,000 landings.

No aplicable por número de aterrizajes

Flap bell crank Part Number 2622311-7 bearings (Part Number MS27641-5) and attachment bolt (Part Number AN5- 77) -- Replace at 10,000 landings. ",

No se encuentra registrado el cumplimiento de este literal, en el libro de vida de la aeronave.

Landing Gear (Chapter 32)

(10) Main landing gear axles Part Numbers 2641011-1, -3 and -4 -- Replace at 10,000

landings.

No se encuentra registrado el cumplimiento de este párrafo en el libro de vida de la aeronave.

D. Navigation (Chapter 34). Sin Novedad

E. Oxygen (Chapter 35). Sin novedad

F. Vacuum (Chapter 37). Sin novedad

G. Stabilizers (Chapter 55). Sin novedad

H. Wings (Chapter 57). Sin novedad

I. Propeller - Hartzell (Chapter 61) No aplicable

J. Propeller McCauley (Chapter 61A)

McCauley Propeller. Refer to McCauley Service Manual listed in the List of Manufacturer's Publications in the front of this publication. Refer to McCauley Propeller Service Bulletin 137W or later.

SB 137 AA Diciembre -01/05: 4000 horas o 72 meses lo que ocurra primero para overhaul

(2) Governor (Woodward) -- Overhaul, Refer to Pratt & Whitney Service Bulletin number 1703

Overhaul a las 3.600 HORAS.

(3) Overspeed Governor (Woodward) -- Overhaul, Refer to Service Bulletin 33580.

Overhaul a las 6500 HORAS.

K. Power plant (Chapter 71)

Refer to Pratt & Whitney Maintenance Manual listed in the List of Publications in the front of this publication and Pratt & Whitney Service Bulletin No. PT6A- 72-1703, Rev. No.1 or later.

3.600 Horas para overhaul y 1800 HORAS para HSI

(2) Fuel Hose: Sin novedad

(3) Oil Hose: Sin novedad

L. Starter- Generator (Chapter 80)

Starter-Generator (Lear Siegler/Lucas Aerospace except part number 23081-023A) -- Overhaul every 1000 hours. **No aplicable.**

Starter-Generator (Lear Siegler/Lucas Aerospace part number 23081-023A) -- Overhaul/replace every 1200 hours.

Cumplido el 24 de febrero del 2004 a las 2793,7 horas, debiendo ser cambiado a las 2.400 horas,

La compañía operadora, envía mensualmente a la DGAC el formulario denominado Rotable Component Master Control Sheet, en el cual se controla los siguientes componentes: (Datos obtenidos del Reporte de Febrero-28/06).

Horas Avión: 5.736,7 Horas a Marzo-23/06

Horas del Motor: 3.719,5 Horas 6.813 ciclos a Marzo-23/06

Horas Hélice: 2.320,8 Horas a Marzo-23/06

Nombre de la Parte	Numero de la Parte	Numero de Serie	Frecuencia	Fecha-Horas instalación	Remanente
Propeller	3GFR34C703-B	961972	4.000 Hrs- 72 M	05-06-03	1679,2 Hrs.
Hot Section Inspection	N/A	N/A	1800 Hrs	04-01-04	-119,5Hrs.
Eng. Oil Change	N/A	N/A	1200 H/12m	20-07-05	20-07-06
Starter Generador	200GSL119Q-2	2954XL	1.200 Hrs.	2.793,7 H.M	319,3 Hrs.
Disk Comp. Turbine	3013411	A000610A	16000 Cyc	25-04-03	9791 Cyc
Disk Power Turbine	3026812	A0006889	20000 Cyc	25-04-03	13187Cyc
Hub-Compress 1ST STG	3013111	61B000	19000 Cyc	25-04-03	12187 Cyc
Disk Compress 2ND STG	3013712	A0005HH7	24000 Cyc	25-04-03	17187Cyc
Disk Compress 3RD STG	3011713	A0005HKT	25000 Cyc	25-04-03	18187 Cyc
Impeller	3027798	4H628	19000 Cyc	25-04-03	12187 Cyc
P3 Filter	3029268	N/A	1000 Hrs.	3.049 HM	329,5 Hrs.
Hose-Tq Vent&Press 68N	AE36663161E0113	1 / 2	3600 Hrs. 120 M	02-09-03 -1.585 Hrs	1.465,5 Hrs
Hose-Oil Press-F/w97N	AE3663163E0230	N/A	3600 Hrs. 120 M	02-09-03 -1.585 Hrs	1.465,5 Hrs
OIL filter-OPS 19	3033315	N/A	1000 Hrs	3.049 HM	329,5 Hrs.
Hose-Oil Cooler Ret 301N	AE3663163K0600	R	3600 Hrs. 120 M	02-09-03 -1.585 Hrs	1.465,5 Hrs
Hose-OilCooler Supply 252N	AE3663163K0600		3600 Hrs. 120 M	02-09-03 -1.585 Hrs	1.465,5 Hrs
Fuel Pump	702801-5	401	3600 Hrs.	25-04-03- 1.398,5 HM	-119,5 Hrs
Fuel Control	3244897-4	C65120	3600 Hrs.	25-04-03- 1.398,5 HM	-119,5 Hrs
Fuel Heater	10552E	WA13162	3600 Hrs.	25-04-03- 1.398,5 HM	-119,5 Hrs
Fuel Flow Divider	3019906	20016	3600 Hrs.	25-04-03- 1.398,5 HM	-119,5 Hrs
Bleed Valve	3049038-03	SA1492	3600 Hrs	04-01-04 – 1.585 HM	1475 Hrs.
Prop. Governor	8210-002	12220948AE	3.600 Hrs.	25-04-03- 1.443,8HM	-164,8 Hrs
Prop. Override Govn.	D210507	11893400	6500 Hrs.	01-16-97	763,2 Hrs

HM: Horas Motor

En este resumen se asientan los valores verdaderos de las frecuencias de inspección, en vista que el Director de Mantenimiento de la compañía operadora asume que la extensión de 200 Horas al TBO del motor aplica a todos los componentes.

Asimismo, se puede observar los componentes que debían ser inspeccionados a las 3.600 horas

CUMPLIMIENTOS DE DIRECTIVAS DE AERONAVEGABILIDAD.

La aeronave CESSNA 208B, fue fabricada en el año 1997 y aplican las siguientes Directivas de Aeronavegabilidad:

AD #.	Titulo	Cumplimiento		OBSERVACIÓN
		Horas	Fecha	
AERONAVE				
2006-01-11 R1	Cargo pod and landing gear fairings	No se encuentra registrada en el record de cumplimiento de AD's, remitida a la DGAC con fecha 28 de febrero-06. Fecha de efectividad del AD Febrero-22/06		
2004-17-01	Flap bell cranks	Se registra en el libro de la aeronave el cumplimiento de este AD el 29-Marzo-04, cuando este AD es publicado el 5 de agosto del 2004 y fecha de efectividad sep-26/04.		
2002-22-17	Inboard forward flap bellcranks	3.416,9 horas / 5.628 Aterrizajes	Jun-10/03	Esta AD debía cumplirse cuando la aeronave tenía 4.000 aterrizajes. Sustituida por la AD 2004-17-01
		3.700,6 horas / 6166 aterrizajes	Nov-10/03	No existe Documento que respalde el cumplimiento.

AD #.	Titulo	Cumplimiento		OBSERVACIÓN
		Horas	Fecha	
AERONAVE				
97-25-04	Airplane Flight Manual (AFM) - Limitations - Power Levers	-----	Nov-11/03	S/N
97-01-13	Fuel, Oil and Hydraulic Hoses	Con reporte de cumplimiento de AD's de Abril-14/04, se registra que este AD fue cumplido en EEUU.		
MOTOR				
2001-20-01	Compressor Bleed Valve Assembly	Cumplido por la CIA. WOOD GROUP TURBOPOWER INC		
97-04-12	Compressor Bleed-off Valve			
HÉLICE no existe AD's aplicables				

Durante la verificación del cumplimiento de Directivas de Aeronavegabilidad se pudo observar que la compañía no cumple con el procedimiento descrito en su Manual General de Mantenimiento Capítulo Sexto numeral 6.04 literales A, B y C, donde se describe que se registrarán en los libros de vida de aeronave, motor y hélice las Directivas de Aeronavegabilidad y Boletines de Servicio.

En el Capítulo 6, numeral 6.01 literal B, del MGM de la compañía, describe que dispondrá de suscripciones con el fabricante CESSNA para la aeronave, Pratt & Whitney para el motor y McCauley para la hélice, se pudo verificar que no se cuenta con las mencionadas suscripciones, manteniendo desactualizado el manual de mantenimiento de la aeronave CESSNA 208B, lo que origina que el Programa de Mantenimiento Aprobado para la aeronave se encuentre desactualizado.

En el Capítulo 6 numeral 6.04 literal A, del MGM, se describe la forma cronológica de los datos que deben ser llenados en el libro de vida de la aeronave, motor y hélice, dicho procedimiento no se cumple ya que se anotan inspecciones cumplidas, encima del texto existente en los libros o en espacios reducidos, así como también, las fechas y horas de las inspecciones realizadas no son iguales a las anotadas en las Guías de Inspección y el libro de vida de la aeronave.

El gobernador de la hélice con numero de parte 8210-002 y serie 12220948AE, se₂₈

instala en el motor PT6A-114A con 1.443,8 horas desde overhaul, es decir con 45,3 horas más que los demás componentes listados en el punto 5.2.3 de este informe, por lo que el gobernador de la hélice debía ser enviado a overhaul antes que el motor.

Los pilotos no registraban los parámetros de operación del motor, en las bitácoras de vuelo de la aeronave, por lo cual no existen datos que permitan establecer estadísticamente el estado del motor antes del accidente

Con fecha 30 de enero del 2006, la compañía operadora solicitó la extensión de 200 horas al TBO al Motor P&WC PT6A-114 A, luego de las verificaciones correspondientes con la Pratt & Whitney, recibiendo la autorización correspondiente.

Se comprobó que las válvulas de combustible de la aeronave estuvieron en la posición abiertas descartándose por lo tanto que la pérdida de potencia del motor se haya debido a una falta de combustible por una errada selección en las llaves desde cabina.

Debido a las fracturas de las alas y los tanques durante el impacto y el derrame de combustible posterior al accidente, no fue factible tomar muestras de combustible de la aeronave sin embargo el combustible que fue suministrado a la aeronave, también fue abastecido a las aeronaves de las compañías TAME, AEROGAL e ICARO en vuelos anteriores, sin que exista alguna novedad reportada por el consumo de este combustible en las aeronaves de las compañías antes mencionadas.

De los exámenes toxicológicos a los que cuales fueron sometidos los pilotos de la aeronave, cuyas muestras fueron remitidas al Instituto Nacional de Higiene, para las pruebas respectivas los resultados fueron negativos, es decir los pilotos no se encontraban bajo el efecto de algún tipo de droga al momento del accidente.

De la documentación proporcionada por la compañía se pudo comprobar que la tripulación se encontraba actualizada en los chequeos.

INFORMACION ORGANICA Y DIRECCION.

La compañía operadora se encuentra autorizada para operar como Transportador Aéreo y a conducir operaciones comerciales de transporte Aéreo Publico, Domestico, No Regular (Taxi Aéreo) de pasajeros, carga y correo. Cuenta con un Certificado de Operador Aéreo.

ANALISIS

FACTOR HUMANO

CALIFICACION DE LOS PILOTOS.

La capacitación de los dos pilotos, quienes eran poseedores de habilitaciones vigentes para el tipo de avión, la ruta y el aeropuerto en el que operaban y el hecho de que ambos estaban capacitados para volar como capitanes de nave da como resultado una conformación apropiada para el vuelo y especialmente para manejar cualquier situación anormal y de emergencia que se presentare durante este.

Sin embargo, lo súbito de la falla presentada en el único motor de la aeronave y la poca altura que tenían (300 pies), y la presencia de edificaciones y avenidas en la trayectoria de despegue imposibilitó que la tripulación pueda intentar un aterrizaje de emergencia evitando o minimizando las consecuencias del accidente.”

Los testimonios de quienes atendieron el vuelo (despachador y mecánico) certifican que el estado de ánimo y/o las condiciones de los pilotos correspondían a un comportamiento normal.

En función de los análisis realizados a los pilotos y la revisión de sus historias clínicas, no se ha encontrado pruebas de incapacidad o de factores fisiológicos que hayan afectado la actuación de la tripulación durante el vuelo, los exámenes de laboratorio y pruebas toxicológicas realizados con posterioridad al accidente confirman que no estaban bajo el efecto de drogas o sufrieron algún trastorno físico que pudo mermar su capacidad física y mental.

SUPERVIVENCIA

La emergencia fue declarada inmediatamente por la torre de control una vez que la aeronave perdió potencia, los servicios de salvamento y extinción de incendios reaccionaron inmediatamente y se ejecutaron los procedimientos establecidos en el plan de emergencia local.

Sin embargo por motivos de procedimientos internos de seguridad con los que cuenta la empresa Ecuatoriana del Caucho, los servicios de rescate del aeropuerto no pudieron tomar el mando de la emergencia según lo estipula el plan de emergencia.

Los procedimientos internos de emergencia, los equipos, material y la pronta actuación de la brigada de bomberos con que cuenta la Empresa Ecuatoriana del Caucho permitieron que la aeronave no entre en un proceso de incendio en vista de que las alas se fracturaron y todo el combustible se estaba esparciendo por toda el área de impacto, la utilización de espumógeno permitió mantener controlado cualquier conato de incendio y de igual manera ayudó a la pronta recuperación de los sobrevivientes y de los fallecidos.

Los cinco ocupantes que fallecieron ocupaban los asientos posteriores de la aeronave

Las lesiones producidas y que causaron la muerte de dichas personas fueron fracturas craneo encefálicas, como consecuencia de la desaceleración brusca de la aeronave, el impacto y compresión de la estructura de la parte superior posterior (nivel de la cola) contra la pared de la bodega de almacenamiento.

Los sobrevivientes presentaron múltiples fracturas a nivel de cabeza y extremidades que no afectaron a partes vitales, su pronto rescate y posterior traslado a los hospitales de la ciudad ayudaron a su pronta recuperación.

FACTORES OPERACIONALES.

Los procedimientos operacionales de la empresa durante el vuelo el día del accidente fueron cumplidos según lo establece el capítulo cuatro del manual general de operaciones, especialmente se pudo verificar los procedimientos de uso de equipos embarque, peso y balance, distancia requerida, preparación del vuelo y procedimientos en cabina de mando.

MASA Y CENTRADO

Al verificar el peso y balance de la aeronave se pudo comprobar que esta a pesar de que el piloto no tomó en cuenta el remanente de combustible existente en la aeronave, esta no se encontraba fuera de los límites de operación ni de los máximos estructurales del fabricante.

CONTROL DE TRANSITO AEREO.

La prestación de los servicios de tránsito aéreo fue normal en todos los aspectos, la coordinación entre el controlador de aeródromo y la tripulación del vuelo fue normal con comunicaciones claras y sin interferencias hasta el momento de la pérdida de potencia de la aeronave.

Las coordinaciones del controlador con el servicio contra incendios del aeropuerto fue inmediata al momento que la aeronave sufrió el percance.

COMUNICACIONES

Las comunicaciones tanto con la aeronave como con las dependencias el día del accidente fueron normales, en ningún momento existió falta de comunicación entre las mismas, estas fueron fluidas y continuas durante la recepción, permanencia en plataforma, rodaje, despegue de la aeronave, de igual manera con los estamentos de socorro del aeropuerto una vez declarada la emergencia.

FACTOR METEOROLOGICO

Las condiciones meteorológicas existentes al momento del suceso eran apropiadas para el tipo de vuelo visual que la tripulación estaba realizando.

Los reportes meteorológicos METAR Y ESPECI, presentados por la sección meteorología del aeropuerto Mariscal Lamar no señalan la presencia de fenómenos meteorológicos que pudieran incidir en el accidente.

Las edificaciones y avenidas adyacentes al aeropuerto (medio ambiente artificial) se encuentran por debajo de la elevación de la superficie y trayectoria de despegue, no siendo por lo tanto obstáculos limitantes para la operación de la aeronave.

FACTOR MATERIAL.

En las pistas donde no existía planta externa, los arranques del motor eran realizados con la batería de la aeronave. En el Manual de Vuelo de la aeronave 208B, describe que se

debe monitorear el valor de la Temperatura Interna de la turbina (ITT) y parar el arranque si la temperatura ITT excede de 1090 °C, o si la temperatura esta próxima al limite indicado. Un arranque caliente (HOT START) es causa de excesivo flujo de combustible a normal revoluciones por minuto o normal flujo de combustible con insuficientes revoluciones por minuto, este ultimo es un usual problema, el cual es causado por intentar un arranque con un descarga parcial o baja de la batería.

En el Manual General de Mantenimiento de la compañía, Aceptado por la DGAC el 21 de octubre del 2004, en el Capitulo Segundo Entrenamiento, según lo descrito en este capitulo, la compañía no ha cumplido con los entrenamientos recurrentes en el equipo incumpliendo además con la RDAC 135.433.

Las inspecciones descritas en el Programa de Mantenimiento de la aeronave, no han sido cumplidas y algunas operaciones han sido omitidas, así también en el libro de vida de la aeronave no existe registro de ningún cambio de los componentes con Limitaciones de Aeronavegabilidad, finalmente no se reemplazan oportunamente los componentes con Tiempo Límite.

De acuerdo a las Especificaciones Operacionales de la compañía en la Parte D, en el párrafo D71, se puede observar que el tiempo para el overhaul del motor P&W PT6A-114A es de 3600 horas y la inspección HSI es de 1.800 horas, es decir que el motor no se encuentra dentro de un programa de monitoreo o similar que le permita realizar una extensión a su TBO, siendo obligatorio el cumplimiento de este en los tiempos establecidos.

En el formulario de prueba de motor realizado por el Director de Mantenimiento en la sección Anotaciones y Novedades reporta que las RPM de la hélice no dan 1900, sino que dan 1865 RPM. De acuerdo al Manual de Mantenimiento del Motor en el Capitulo 71-00-00 y de acuerdo al mencionado formulario, aceptado en el MGM, en el punto D (4) indica que la RPM de la hélice son 1900 como un valor constante, por lo que se debió ajustar el gobernador de la hélice para que de el valor de 1900 RPM y así realizar una nueva corrida del motor y verificar los valores obtenidos del Engine Performance cheching Curve, con lo que respecta al Torque, Fuel Flow, Ng y ITT. Cabe indicar que el gobernador de la hélice debió ser enviado a overhaul el 17 de enero del 2006 ya que cumplió con su TBO, estos requerimientos son de gran importancia en vista de que afectan los resultados al ingresar a la tabla de curva de performance del motor.

La compañía no cumplió con el Service Bulletin No. CAB01-15 de fecha 17 de diciembre del 2001, de categoría mandatoria, cuyo titulo se refiere a la Instalación del alambre de seguridad de la palanca de potencia de emergencia Emergency Power Level Shear Wire Installation, y la revisión al Manual de Mantenimiento.

En vista que los parámetros de operación del motor no han sido registrados en la bitácora de vuelo, por los pilotos de la compañía, no se puede determinar si la tripulación hacía uso de la palanca de potencia de emergencia (EPL), cuando se encontraban operando la aeronave. En el Manual Operación de la aeronave 208B se indica que la inapropiada utilización de la palanca de potencia de emergencia afecta adversamente la operación y la durabilidad del motor. El uso de la palanca de potencia de emergencia durante la

operación normal, excede la potencia del motor, la temperatura interna de la turbina (ITT), en el porcentaje de generación de gases(Ng) y la limitaciones del Torque.

Con la documentación presentada por la compañía para la autorización de la extensión de 200 horas al TBO del motor P&W PT6A-114 A no realizó las siguientes verificaciones:

- a. La actualización de los Service Bullentin 1002 que se encuentra en la revisión 24 desde el 29 de septiembre del 2004 y el boletín 1003 en la revisión 28 desde el 13 de noviembre del 2001.
- b. El formulario de corrida de motor no se percata que la altura del terreno es incorrecta, así como el Torque excesivo en relación al dado por el fabricante.
- c. La carta remitida por la Pratt & Whitney a la compañía, esta dirigida a una persona quien no tiene nada que ver con la compañía.
- d. Se suscribe el oficio DGAC-h5-O-06-043, del 2 de febrero del 2006, mediante el cual se aprueba la extensión, de 200 horas sin adjuntar análisis técnico alguno y concluye el oficio indicando el tiempo del motor de 3.507,06 horas al 31 de diciembre del 2005, cuando debió indicar 3. 599,8 horas al 2 de febrero del 2006, fecha en la que autoriza dicha extensión.
- e. No se considera el punto 3 D del Boletín de Servicio de la Pratt & Whitney No. 1703 Rev.2, donde describe que la inspección de sección caliente HSI no se incrementa si se extiende el TBO del motor. Indicando también que la frecuencia del HSI es de 1.800 Horas y debe cumplirse dentro de las 50 horas antes que se cumpla el tiempo establecido para la inspección, es decir que para autorizar la extensión de 200 horas se debió exigir el cumplimiento de la inspección HSI..

CONCLUSIONES

Los pilotos de la compañía no cumplieron lo establecido en el capitulo 4 numeral 4.02 literal f) bitácora de vuelo del manual general de operaciones así como también lo descrito en el Manual General de Mantenimiento en su Capitulo 4 numeral 4.09 y, por lo que no puede determinarse si existió durante la operación del motor arranques calientes y sobre temperatura en el motor.

La tripulación del vuelo tenía licencia y estaban calificados para el vuelo de conformidad con las regulaciones vigentes.

Los exámenes y estudio del historial clínico de la tripulación determino que no existió incapacidad o factores fisiológicos que podrían afectar la actuación de la misma.

El vuelo se lo realizo de acuerdo con los procedimientos establecidos en el capitulo cuatro del manual general de operaciones de la compañía.

La tripulación mantuvo radiocomunicaciones normales con la torre de control.

La pérdida de potencia y la baja altura en la que se produjo la misma no permitió ejecutar a cabalidad los procedimientos de emergencia estipulados en el manual de operaciones de la aeronave.

Posterior a la pérdida de potencia, la aeronave inició un viraje hacia la derecha con un desvío de la trayectoria de despegue de 30 grados.

Las condiciones meteorológicas presentes el día del accidente no influyeron en el mismo.

Las pruebas toxicológicas para drogas comunes fueron negativas.

La efectiva aplicación de los procedimientos internos de emergencia de la compañía Ecuatoriana del Caucho permitió, que no se produzca un incendio en la aeronave, así también, permitió la rápida y segura evacuación de los sobrevivientes.

Todos los ocupantes de la aeronave tuvieron que ser rescatados, ninguno de los sobrevivientes pudo salir por sus propios medios debido a las lesiones

Los arneses y cinturones de seguridad cumplieron su objetivo, fueron eficaces, así mismo ninguno de los asientos se desplazó por el impacto, tal es el caso que estos tuvieron que ser cortados para rescatar a los cadáveres.

La compañía no cumple con los procedimientos establecidos en el MGM de la misma, en lo referente al programa de entrenamiento dirigido al personal de mantenimiento, por lo que el personal de mantenimiento no ha recibido ningún curso recurrente desde el 25 de enero de 2003.

Fue aprobado el Programa de Mantenimiento para la aeronave Cessna de modelo 208B con manuales desactualizados.

No se cumplen las inspecciones en los tiempos establecidos por el Programa de Mantenimiento.

Las Directivas de Aeronavegabilidad no se encuentran asentadas en el libro de vida de la aeronave, motor y hélice, según su aplicación.

Los componentes con vida límite no fueron cambiados ni inspeccionados en los tiempos establecido por los fabricantes.

No se cumple con descrito Capítulo 4, Limitaciones de Aeronavegabilidad.

En el libro de vida de la aeronave se nota que se asientan improvisadamente el tipo de inspección realizada.

Las fechas y horas de las inspecciones realizadas no son iguales a las anotadas en las Guías de Inspección y el libro de vida de la aeronave.

El fabricante del motor P&W en su reporte 06-30 suplemento 1 de fecha 30 de enero

del 2007, concluye lo siguiente:

”El motor tuvo una pérdida de su potencia útil debido a la fractura y liberación de uno o más álabes de la turbina del compresor en el camino del flujo de gases del motor, y su subsiguiente impacto con los componentes adyacentes.. El daño colateral por impacto a los álabes impidieron determinar el mecanismo original de la fractura, el incipiente astillamineto y los micro orificios observados en la micro estructura de los álabes es una característica de que se presentó el fenómeno creep en el material, pero no pudo ser concluyentemente determinado que el creep haya iniciado el mecanismo de fractura, la quemadura del ducto mayor de salida es característica de un sobrecalentamiento, resultante de un patrón irregular de rociado del inyector de combustible, este daño puede que haya sido inducido en algún punto en la operación del motor siguiente a la inspección de la sección caliente.

El boletín de servicio P&W No 1703 recomienda una inspección en sección caliente a intervalos de 1800 horas y esto es independiente de los intervalos de overhaul.

El Manual de Mantenimiento de P&W PT6A-114A recomienda inspección boroscópica de la sección caliente concurrente con la limpieza de los inyectores de combustible y la inspección de la sección caliente para descubrir algún daño de los componentes, lo cual está mas allá de los límites aceptables y sujeto al descubrimiento de un patrón irregular del rociado de los inyectores de combustible”

Se autoriza una extensión 200 horas al TBO del motor P&W PT6A-114 A sin previo análisis del cumplimiento del programa de mantenimiento, y sin verificar el punto 3 D del Boletín de Servicio de la Pratt & Whitney No. 1703 Rev.2, donde describe que la inspección de sección caliente HSI no se incrementa (si) se extiende el TBO del motor. Indicando también que la frecuencia del HSI es de 1.800 Horas y debe cumplirse dentro de las 50 horas antes que se cumpla el tiempo establecido para la inspección, es decir que para dicha extensión la compañía debió realizar una inspección HSI.

No se verifica la existencia de información técnica actualizada, para poder controlar la documentación técnica de los operadores.

No se puede determinar si la tripulación hacia uso de la palanca de potencia cuando se encontraban operando la aeronave

El incumplimientos de los programas de mantenimiento aprobados para la aeronave, así como los procedimientos establecidos en el MGO (manual general de operaciones) y MGM (manual general de mantenimiento), demuestran que existía un marcado descuido de parte de quienes estaban al frente de esta área (la Gerencia de operaciones y la Jefatura de Mantenimiento), igualmente la Gerencia General no mantenía un programa de supervisión que garantice que las actividades en este campo se llevaban conforme lo manda el fabricante y las disposiciones de la Dirección General de Aviación Civil constantes en las RDAC parte 135 que rigen para las operaciones de las compañías dedicadas al servicio de taxi aéreo, pues estas regulaciones en la subparte J mantenimiento preventivo y modificaciones numeral 135.413 Responsabilidad de la aeronavegabilidad literal a dicen cada poseedor de un certificado de explotación bajo esta parte, es responsable de la

aeronavegabilidad de sus aeronaves incluyendo, estructuras, motores, hélices, rotores, accesorios, y partes y deberá mantener sus aeronaves según lo requerido por este reglamento, los defectos que se manifiesten entre periodos de inspección, deberán de ser reparados según lo establecido en la parte 43 de las RDAC.

Además, una vez que la compañía obtuvo su respectivo AOC (certificado de operación aérea) no se estableció un programa de vigilancia continua que permita monitorear el cumplimiento por parte de la mencionada compañía de las normas y procedimientos aprobados en sus respectivas especificaciones operacionales (OSPECS)

CAUSA PROBABLE

La comisión investigadora estima que la causa probable del accidente se debió a un colapso en los alabes de la turbina del compresor lo que presentó la condición de CREEP en los mismos.

FACTORES CONTRIBUYENTES.

Deficiencias de mantenimiento en la compañía.

Falta de control operacional de la compañía

El no cumplimiento de la inspección HSI A LAS 3600 horas.

Otorgamiento de 200 horas adicionales al TBO sin cumplir con todos los requerimientos técnicos que el caso ameritaba.

RECOMENDACIONES.

Que Estándares de Vuelo a través del área respectiva verifique la aplicación y actualización de los programas y controles operacionales de vigilancia continua para las compañías.

Que los Inspectores de Aeronavegabilidad, previo a la aprobación de extensión del TBO de un motor debería verificar lo siguiente:

1. Directivas Aeronavegabilidad aplicables
2. Consumo de aceite:
3. Historia del motor – tiempo calendario, inspecciones realizadas.
4. ¿como ha operado el motor?
5. Opinión de los pilotos sobre el motor: Certificación de los pilotos que el motor se encuentra dentro de los parámetros de operación,
6. Tipo de mantenimiento,

7. Condición del filtro de aceite: Pruebas espectrométricas
8. Corrida del motor: verificar con los parámetros dado por el fabricante
9. Condición de las bujías y arnés: y accesorios,
10. Tiempos recomendados por el fabricante instrucciones de servicio.
11. Operación en vuelo.

Que la Jefatura de Estándares de Vuelo verifique que los procedimientos descritos en el MGM por parte de los operadores sean cumplidos en la práctica, ya que se ha podido determinar que solo se presenta por cumplir un requisito de certificación.

Que se aplique y cumpla la Orden Administrativa 121/145-055, Programa Anual de Inspecciones de Vigilancia para operadores Aéreo, donde cada inspector encargado debe presentar su programa de vigilancia continua y su cumplimiento.

Para obtener mejores resultados en la Certificación y Vigilancia Continua de los Operadores bajo la RDAC 121 y 135, se debería capacitar y entrenar al personal que conforma los grupos de certificación y vigilancia.

Estándares de Vuelo debería dar atención o trámite únicamente a las solicitudes presentadas por los representantes técnicos de las compañías ante la DGAC par realizar las debidas coordinaciones con los mismos, y de esta manera evitar que documentación e información sea manejada por personal que no tiene que ver con el área ni con la compañía