



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

GRUPO INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

INFORME ACCIDENTE DE AVIACIÓN

INTRODUCCIÓN

TITULO

MATRICULA:	HK-4183
MARCA:	BELL
MODELO:	206 B
PROPIETARIO:	CATA AIR S.A.
EXPLOTADOR:	AEROLINEAS DEL PACIFICO LTDA. (ALPA LTDA.)
LUGAR DEL ACCIDENTE:	02 MN AL SUR DE PLANADAS N-03°09'10" W-75°38'54" MPIO. PLANADAS-TOLIMA
FECHA DEL ACCIDENTE:	15-OCTUBRE-2008
HORA DEL ACCIDENTE:	10:40 H.L.



ADVERTENCIA

El presente INFORME FINAL es un documento que refleja los resultados de la investigación técnica adelantada por la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil, en relación con las circunstancias en que se produjeron los eventos objeto de la misma, con sus causas y consecuencias.

De conformidad con los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC) Parte Octava y el Anexo 13 de OACI, “El único objetivo de las investigaciones de accidentes o incidentes será la prevención de futuros accidentes e incidentes. El propósito de esta actividad no es determinar la culpa o la responsabilidad”.

Consecuentemente, el uso que se haga de este INFORME FINAL para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes e incidentes aéreos asociados a la causa establecida, puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.



SINOPSIS

Durante la ejecución de un vuelo comercial no regular de transporte de pasajeros para el Ejército Nacional, el día 15 de Octubre de 2008, la aeronave Bell 206 B HK-4183 operada por AEROVIAS DEL PACIFICO S.A., fue programada para la ejecución del itinerario Ibagué-Planadas-Gaitanía-Planadas-Neiva.

Durante el trayecto Gaitanía-Planadas, con 4 personas abordo (Piloto, Técnico de vuelo y 02 Militares), siendo aproximadamente las 10:40 H.L. la aeronave se precipitó a tierra en un área abierta y quebrada, produciéndose su destrucción total por impacto contra el terreno. De inmediato, habitantes de la zona acudieron al lugar encontrando a tres de sus ocupantes sin vida y uno aún con algunos signos de vida. Aunque intentaron su rescate, este fue imposible debido a su aprisionamiento con las partes de la aeronave, falleciendo minutos más tarde.

La investigación concluyó que el accidente se produjo por la fractura de la línea de presión de aceite que da lubricación a las balineras # 1 y #2 (Sección del compresor) produciendo el escape de aceite en el motor y la ausencia de lubricación en la balinera # 2, seguida de la balinera #8 (Sección de ruedas productoras de gas), ocasionando la destrucción de las mismas y la pérdida de potencia en el motor.

Igualmente contribuyeron al accidente la ejecución por parte del Piloto de un vuelo con discrepancias en el mantenimiento que afectaban seriamente la aeronavegabilidad de la aeronave, relacionada con la línea de presión de lubricación externa de las balineras # 1 y # 2 del compresor, el deficiente criterio de mantenimiento por parte del Técnico de vuelo al permitir la ejecución del vuelo con escape de aceite y deficiencias graves en la lubricación del motor y la ejecución de reparaciones provisionales de mantenimiento por parte el Técnico de vuelo, con materiales no aeronáuticos por fuera de los parámetros técnicos de mantenimiento de la aeronave.



1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 ANTECEDENTES DEL VUELO

Durante la ejecución de un vuelo comercial no regular de transporte de pasajeros para el Ejército Nacional, el día 15 de Octubre de 2008, la aeronave Bell 206 B HK-4183 operada por AEROVIAS DEL PACIFICO S.A., fue programada para la ejecución del itinerario Ibagué-Planadas-Gaitánia-Planadas-Neiva.

Durante el trayecto Gaitánia-Planadas, con 4 personas abordo (Piloto, Técnico de vuelo y 02 Militares), siendo aproximadamente las 10:40 H.L. la aeronave se precipitó a tierra en un área abierta y quebrada, produciéndose su destrucción total por impacto contra el terreno. De inmediato, habitantes de la zona acudieron al lugar encontrando a tres de sus ocupantes sin vida y uno aún con algunos signos de vida. Aunque intentaron su rescate, este fue imposible debido a su aprisionamiento con las partes de la aeronave, falleciendo minutos más tarde.

De acuerdo a la declarante que efectuó el vuelo Ibagué-Planadas, existió una comunicación entre el Piloto y el Técnico, en donde se ponía en duda la ejecución o no del vuelo, ya que existía un goteo sin determinar por la declarante de 3 a 4 gotas por segundo, sin embargo, la decisión final por parte de la tripulación fue la de efectuar el vuelo, el cual se desarrolló sin novedad aparente para los pasajeros; una vez la aeronave llegó a Planadas, el Militar de rango Coronel del Ejército Nacional que recibió a los pasajeros, recibió el comentario por parte del Piloto que viajaba con Técnico de vuelo (lo cual no era usual), debido a que tenía una fuga de aceite y a su vez el Militar le expresó al Técnico que había una mancha de aceite por ambos lados del helicóptero, a lo cual este le preguntó que si tenía cinta de teflón, la cual fue mandada a comprar por parte del Coronel y fue suministrada al Técnico. Este último finalmente efectuó reparaciones y ajustes en la línea de aceite durante el tiempo transcurrido en tierra.

La aeronave quedó compacta con claras evidencias de destrucción total, sin indicios de incendio.

El accidente no tuvo capacidad de supervivencia, sus cuatro ocupantes fallecieron a causa de la severidad del impacto.



1.2 LESIONES A PERSONAS

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-2-	-2-	-4-	--
Graves	--	--	--	--
Leves/ilesos	--	--	--	--
TOTAL	-2-	-2-	-4-	--

1.2.1 NACIONALIDAD DE LA TRIPULACIÓN Y LOS PASAJEROS

Tanto los tripulantes como los pasajeros eran de Nacionalidad Colombiana.

1.3 DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE



Vista general del estado de destrucción de la aeronave

La aeronave sufrió destrucción total por impacto, No se presentó incendio post-impacto.



Célula de Tripulación y Pasajeros, Sección Motor y Transmisión

1.4 OTROS DAÑOS

Daño ecológico mínimo en área silvestre perteneciente a una finca de la zona.

1.5 INFORMACIÓN PERSONAL

PILOTO

LICENCIA:	PCH
NACIONALIDAD:	COLOMBIANA
EDAD:	52 AÑOS
CERTIFICADO MEDICO:	0104695 Vigente 9-Dic-08
EQUIPOS VOLADOS COMO PILOTO:	Robinson 22, 44, Bell 204, 205, 407, 206, 212, AS-350
ÚLTIMO CHEQUEO EN EL EQUIPO:	27-Diciembre-07
TOTAL HORAS DE VUELO:	3.666:39 HORAS
TOTAL HORAS EN EL EQUIPO:	1.378:24 HORAS

Handwritten signature or initials, possibly 'AVS'.



HORAS DE VUELO ÚLTIMOS 90 DÍAS:	91:54 HORAS
HORAS DE VUELO ÚLTIMOS 30 DÍAS:	29:48 HORAS
HORAS DE VUELO ÚLTIMOS 3 DÍAS:	03:06 HORAS

1.6 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

MARCA:	BELL
MODELO:	206 B
SERIE No.:	1166
MATRICULA:	HK-4183
FECHA DE FABRICACIÓN:	1.973
CERTIFICADO MATRICULA:	ROO304
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD:	003101
FECHA ÚLTIMA INSPECCIÓN Y TIPO:	06-Oct-08 / Insp. 25 HORAS
FECHA ÚLTIMO SERVICIO:	31-Jul-08 / 100 HORAS
TOTAL HORAS DE VUELO:	10.991,4 HORAS
TOTAL HORAS DURG:	N/A

MOTOR

MARCA:	ALLISON
MODELO:	250 C 20
SERIE MOTOR:	CAE 802090BA
TOTAL HORAS DE VUELO MOTORES:	9.508,4 HORAS
TOTAL HORAS DURG MOTOR:	N/A
ULTIMO SERVICIO MOTOR:	31-Jul-08 Inspección 100 Hrs

**ROTORES****ROTOR PRINCIPAL**

MARCA:	BELL
MODELO:	206 B
HUB HORAS:	276,3 HORAS
SERIE HUB:	JILM 2104
PALAS HORAS:	2.083,0 / 2.083,0 HORAS C/U
SERIE PALAS:	5685 / 5687
TOTAL HORAS:	2.083,0 HORAS

ROTOR DE COLA

MARCA:	BELL
MODELO:	206 B
HUB HORAS:	1.518,4 HORAS
SERIE HUB:	CHL6-50584
PALAS HORAS:	2.089,0 / 2.089,0 HORAS C/U
SERIE PALAS:	CS-1698 / CS-1687
TOTAL HORAS:	2.089,0 HORAS

1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

Estas correspondían a condiciones adecuadas para la operación, con cielo despejado, viento en calma y sin presencia de ningún fenómeno meteorológico significativo para el desarrollo de la presente investigación.



1.8 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

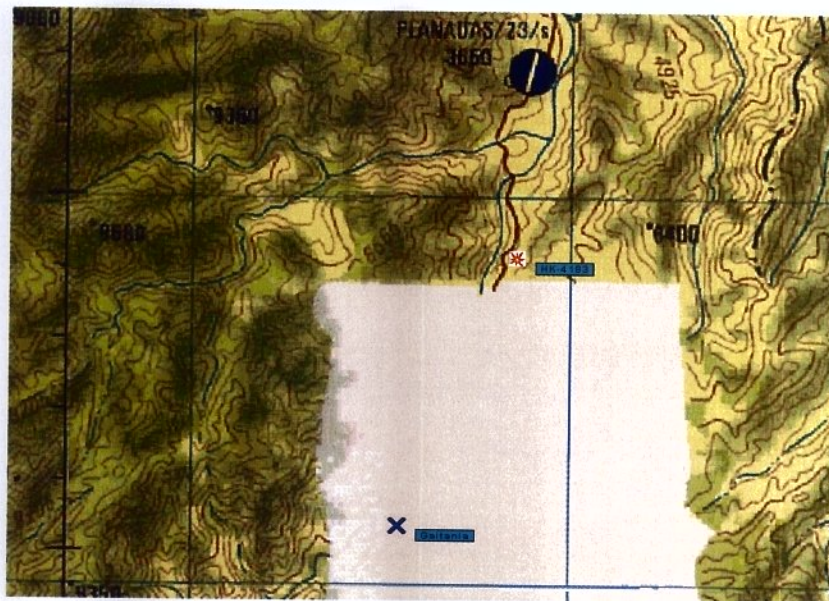
No tuvieron incidencia en la ocurrencia del accidente, este se desarrollaba bajo Reglas de Vuelo Visual (VFR) en Condiciones Meteorológicas Visuales (VMC).

1.9 COMUNICACIONES

Las comunicaciones se desarrollaron de acuerdo a lo establecido en las normas para la radiotelefonía. Estas fueron normales y no tuvieron incidencia antes o durante la ocurrencia del accidente.

1.10 INFORMACIÓN DE AERÓDROMO

El accidente se produjo en un campo abierto en predios de una finca de la región, en cercanías del Rio Ata, Municipio de Planadas (Tolima) ubicado en coordenadas N-03°09'10" W-75°38'54", aproximadamente a 2 MN al Sur de la población de Planadas a 4.600 pies aproximadamente sobre el nivel medio del mar.



Ubicación geográfica del lugar del accidente (a aproximadamente 2 MN al Sur de Planadas / Tolima)



1.11 REGISTRADORES DE VUELO

La aeronave no poseía estos equipos, ni eran requeridos para la operación de este tipo de aeronaves de acuerdo al Reglamento Aeronáutico Colombiano parte cuarta, 4.5.6.26 y 4.5.6.34.

1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO

La aeronave una vez impactó con el terreno se produjo su destrucción total debido al severo impacto contra el mismo. Las huellas dejadas por la aeronave no evidenciaron mayor desplazamiento en tierra, igualmente no se observaron impactos previos con obstáculos tales como líneas de tendidos eléctricos, aves o vegetación antes del contacto con el terreno que produjo su destrucción.

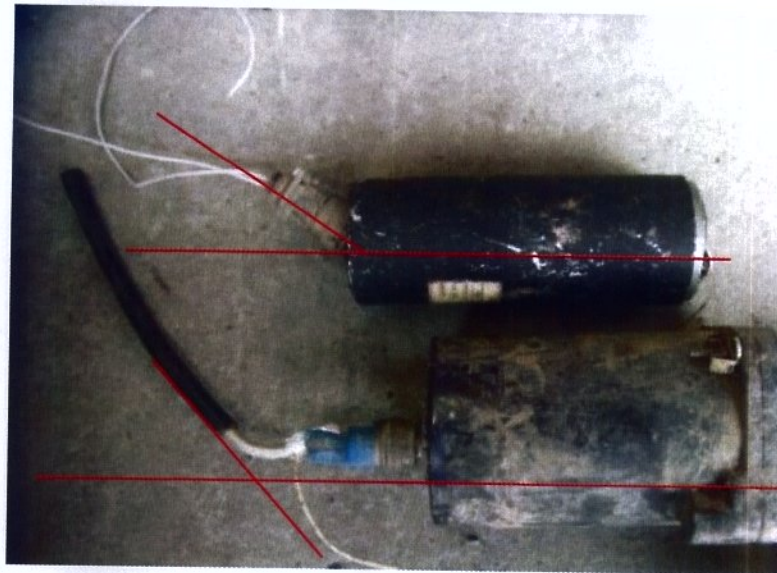


Panorámica general del área del accidente



Indicadores de descenso y giróscopo direccional

El ángulo en que se evidencia el impacto en la parte posterior de los instrumentos correspondió a un promedio de 39°.



Angulo marcado en la parte posterior de los instrumentos

Se recuperó el eje flotante del rotor de cola, sin evidencia de daños por rotación y con un ligero dobléz en su cuerpo además de una abolladura en el acople, los dientes de los engranajes no tienen daños visibles ni tienen evidencia de parada súbita.



Estas indicaciones permiten suponer que este eje giraba a bajas revoluciones en el momento del impacto y que salió despedido en la secuencia de impacto luego del contacto principal con el terreno.



Eje flotante impulsor del rotor de cola

La transmisión de esta aeronave se encontró sin daños evidentes en los engranajes internos ni en la cubierta exterior; de la misma manera no se observaron decoloraciones o daños en la pintura por cambios termales.

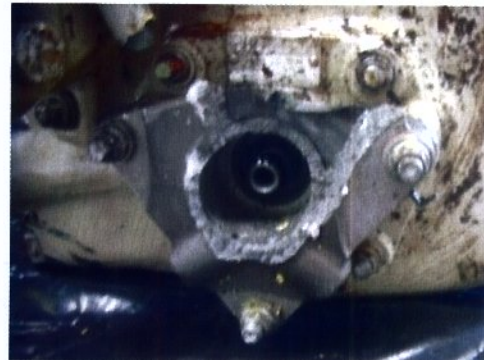


El montante izquierdo estaba suelto y ausente mientras que el derecho estaba aún en su sitio con evidentes deformaciones por el impacto.



Estado final de la transmisión principal

El acople del eje impulsor principal se mueve con la mano y está libre de daños aparentes. El acople para la caja de accesorios está dañado pero no muestra evidencia de que hayan sido realizado por rotación, el eje de acople si presenta ligera evidencia de daños en sus dientes.



Acoples de accesorios y del eje impulsor principal



Las varillas que están montadas sobre ellas para los controles de vuelo estaban fracturadas con señales de fallas súbitas, propias de la separación del rotor principal en la secuencia del impacto.



Detalle de las fracturas de las varillas de controles

El detector de partículas metálicas se encontró limpio y sin evidencia de activación por este motivo, aún poseía aceite y estaba correctamente colocado en su lugar.



Detector de partículas metálicas de la transmisión

El conjunto del rotor de cola se encontró completo y unido aún a su estructura, las palas exhibían dobleces opuestos, similares a los observados en un impacto a baja velocidad de rotación.



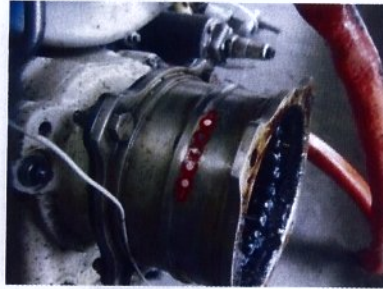
Esta teórica de baja velocidad de rotación también se observa en la ausencia de daños por rotación en el cuerpo de las palas y los bordes de ataque, a pesar de que este rotor quedó separado del resto de la aeronave a unos 6 metros de distancia. El estabilizador vertical muestra daños en su costado derecho indicando que lo abolló una fuerza desde esa dirección, ya sea por rotación de la aeronave a la izquierda o por producirse daños focalizados durante el accidente. El protector de la cola de forma tubular no mostró daños mayores a la estructura, sugiriendo que la actitud de impacto no fue de una nariz arriba pronunciada o más allá del toque de la cola con el piso que es de unos 6° a 7° en condiciones normales.



Rotor de cola

El motor estaba desacoplado del resto de la aeronave y mostraba daños en la tobera izquierda y desconexión de las líneas que lo unen a la estructura. El acople del motor a la transmisión estaba libre de rotación y el embrague funcionó de manera normal al ser girado con la mano, las calcomanías de temperatura muestran que al menos dos de los cuatro elementos termo sensibles habían cambiado de color en la cinta de categoría roja y los cuatro de los elementos habían cambiado de color en la cinta de categoría amarilla (ver fotografías); la otra calcomanía de categoría roja tenía los cuatro elementos de color blanco (condición normal).

Esto puede indicar un aumento en la temperatura del embrague a un rango mayor del permitido por el manual de mantenimiento.



Cambios de color en los elementos termo sensibles (calcomanía roja con dos sensores oscuros y calcomanía amarilla con los cuatro sensores oscuros)



Condiciones normales de los cuatro sensores termo sensibles de la calcomanía roja

El compresor y su entrada se encontraron sin mayores daños o deformaciones, había presencia de algún tipo de suciedad y aceite, los alabes no muestran daños aparentes en sus cuerpos y al intentar mover las ruedas no fue posible.



Aspecto del compresor



1.13 INFORMACIÓN MEDICA Y PATOLÓGICA

El Piloto tenía su certificado médico vigente y sin anotaciones de cumplimiento. La investigación no conoció evidencia alguna de factores psico-físicos que hubiesen afectado antes o durante el vuelo para la ocurrencia del accidente.

1.14 INCENDIO

No se presentó incendio post-impacto.

1.15 ASPECTOS DE SUPERVIVENCIA

El accidente no tuvo capacidad de supervivencia, el Piloto, el Técnico de vuelo y sus dos pasajeros fallecieron en el accidente por causa de politraumatismos severos esencialmente mortales producto de la fuerza del impacto y desaceleración súbita sufrida contra el terreno.

1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES

Teniendo en cuenta las declaraciones de los testigos en relación a un reparaciones de escapes en el motor antes de iniciar el vuelo y a la estela de humo dejada por la aeronave en vuelo, la investigación enfocó su análisis en el funcionamiento del motor, para ello se efectuó una inspección post-accidente del mismo en los laboratorios de la casa fabricante (Rolls-Royce), en la ciudad de Indianápolis, Indiana (EEUU), arrojando los siguientes resultados:

Información del Motor:

Motor marca Allison, Modelo 250-C20, S/N CAE 802090BA. Durante la inspección preliminar en el sitio del accidente no existió evidencia alguna de que el compresor estuviera girando en el momento del accidente. Este había sido instalado el 30 de noviembre de 1983 con 4.296.0 horas y en el momento del accidente tenía 9.508.4 horas, sus últimas inspecciones correspondían a la inspección de 300 horas efectuada a las 9.305.7 horas y a la de 100 horas efectuada a las 9.413:1 horas.

COMPONENTE	No. DE SERIE	No. PARTE	TSO	TIEMPO TOTAL
Motor	CAE 802090BA	23038244	6274,4	9508,4
Caja de Accesorios	CAG36378	6894171	Nueva	7427,6
compresor	CAC38515	6890550	2673,6	9220,4
Turbina	CAT34636	6898735	Nueva	1763,3
Control de Combustible	BR55739	23070606	59,2	Desconocido
Governador	17928	23065121	141,7	Desconocido
Bomba de Combustible	T105906	6899253	2299,5	Desconocido
Válvula de Combustible	AG47183	23077068	171 .1	Desconocido
Válvula Aire Sangrado	FF32848	23053176	1161,5	Desconocido

**Inspección del Motor:**

El motor fue desensamblado entre el 8 y el 9 de abril 2009 en la casa fabricante Rolls-Royce en Indianápolis, Indiana.

El motor fue recibido y no se observaron daños a causa del envío, la entrada del motor estaba libre de escombros. El sistema rotor de N1 y N2 estaba frenado y no se pudo girar.

Sección del Compresor:

Tanto el compresor como los tubos de descarga (Tubos gemelos), presentaban múltiples abolladuras, todas las venas guías de entrada estaban en su lugar y no presentaron daños; el compresor se examinó y todas las ruedas y alabes estaban en el lugar y sin daño.

Sección de la Caja de Accesorios:

La caja de accesorios fue girada con la mano, tanto N1 como N2 giraron libremente, después de que la sección del compresor y turbinas fueron removidas, la caja de accesorios fue abierta y todos los ejes de engranajes estaban en su lugar y con aceite, estos fueron girados con la mano.

La carcasa de la caja de accesorios no mostró daños evidentes, todos los ejes de la caja estaban en su lugar y con aceite, el filtro de aceite no mostro daños evidentes, el detector de partículas metálicas superior e inferior, revelaron partículas metálicas aparentemente de material de los rodamientos o balineras.

Sección de combustión:

La carcasa de combustión externa mostró múltiples marcas, el liner o forro de la cámara de combustión mostró marcas de combustión en su parte exterior.

Sección de la turbina:

La boquilla de la línea de presión de aceite G/P-1 reveló señas de aluminio fundido a la parte exterior de la boquilla de la línea, las ruedas de turbina de N1 estaban sin marcas ni fueron notados daños, las ruedas de turbina de N2 estaban sin marcas y no fueron notados daños.

Ejes del motor:

El acoplamiento entre las ruedas de turbina y el compresor estaban intactos con las indicaciones moderadas de exposición a temperatura en la superficie exterior debido a falta de aceite, el piñón de acoplamiento a la turbina estaba intacto y en su lugar.

Sistema de aceite del motor y rodamientos:

Se removieron las líneas de abastecimiento de aceite de las balineras #6 / #7. El sumidero únicamente tenía una cantidad residual de aceite del sistema.

- El aceite mostró un color oscuro, pero no tenía olor a quemado.
- La balinera #1 fue examinada y encontrada intacta con minino aceite y muestras de haber sido expuesta al calor.



- La balinera #2 fue encontrada frenada por exposición a alta temperatura por falta de aceite.
- La balinera #2 ^{1/2} estaba en su lugar, giró libremente y estaba húmeda con aceite.
- La balinera # 5 estaba en su lugar, giró libremente y estaba húmeda con aceite.
- Las balineras # 6 y #7 estaban en su lugar con mínimo aceite.
- La balinera #8 fue encontrada frenada por exposición a alta temperatura por falta de aceite.
- Bomba de excavación: Los elementos de excavación y cavidades correspondientes a las balineras # 6, #7, #1 y# 8 tenían marcas mínimas.

Sistema de Combustible:

Al remover las líneas de suministro de combustible, mostraron residuos de combustible a través del sistema, todas las líneas estaban ajustadas, estaban ensambladas y sin marcas visuales. Estas no fueron desensambladas.

Caja de Accesorios del Motor:

El Gobernador del motor se encontró fracturado de la caja de accesorios en dos de sus tres montantes, el eje impulsor estaba ligeramente doblado, pero giró libremente, el montante derecho de la unidad de control de combustible fue fracturado durante la secuencia del accidente, la carcasa del filtro de la bomba de combustible estaba fracturada en la parte baja como consecuencia de la secuencia del accidente. Combustible no fue visto en el ensamble de la bomba.

La válvula de alivio del compresor fue encontrada intacta sin señales de daños, esta se movió libremente de full abierta y full cerrada con la presión de la mano.

Sistema Neumático:

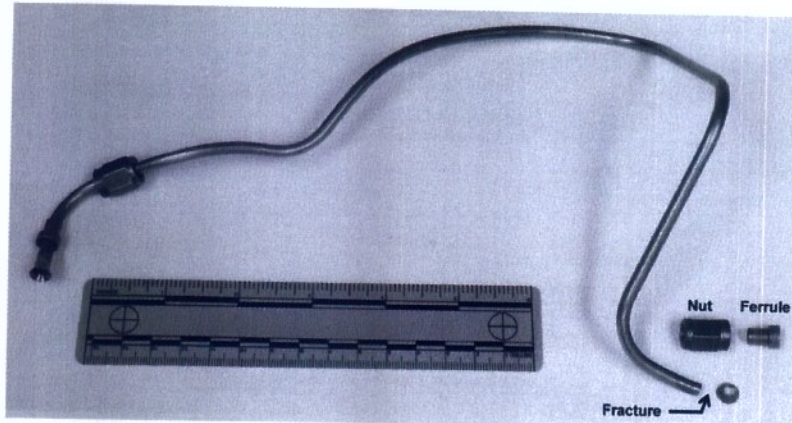
El sistema neumático no fue probado, todas las líneas del sistema y acoples estaban apretadas.

Resumen de conclusiones

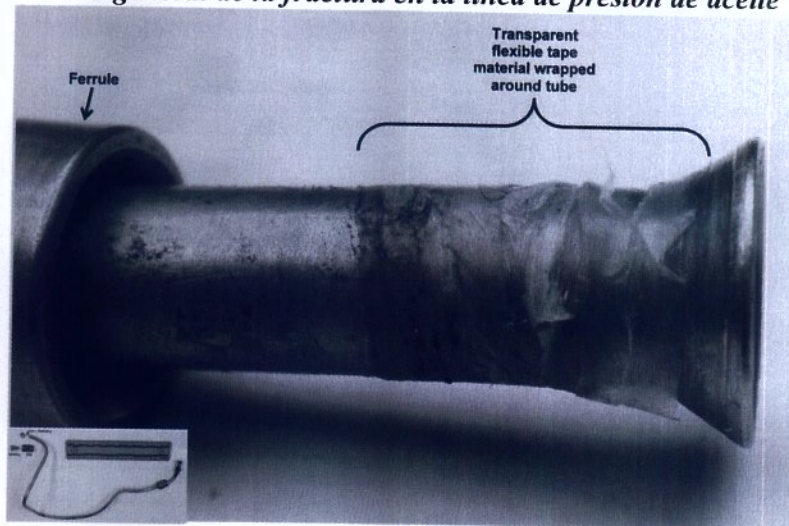
1. la línea de presión de aceite de la caja de accesorios a la parte frontal, presentó fractura por fatiga de altos ciclos, la fatiga fue progresiva casi en sus 360° antes de que la fractura final ocurriera por sobre torque.
2. Marcas en la superficie exterior del diámetro del tubo cerca del origen de la fractura fue observada.
3. La micro estructura química del tubo estaba conformada de acuerdo a los requerimientos de ingeniería.
4. Las balineras #2 y #8 mostraron daños térmicos consistentes en reducción del flujo de aceite en las mismas.
5. El daño en la balinera # 2 fue esperado debido a la falta de aceite por la fractura del tubo de presión de la caja de accesorios.



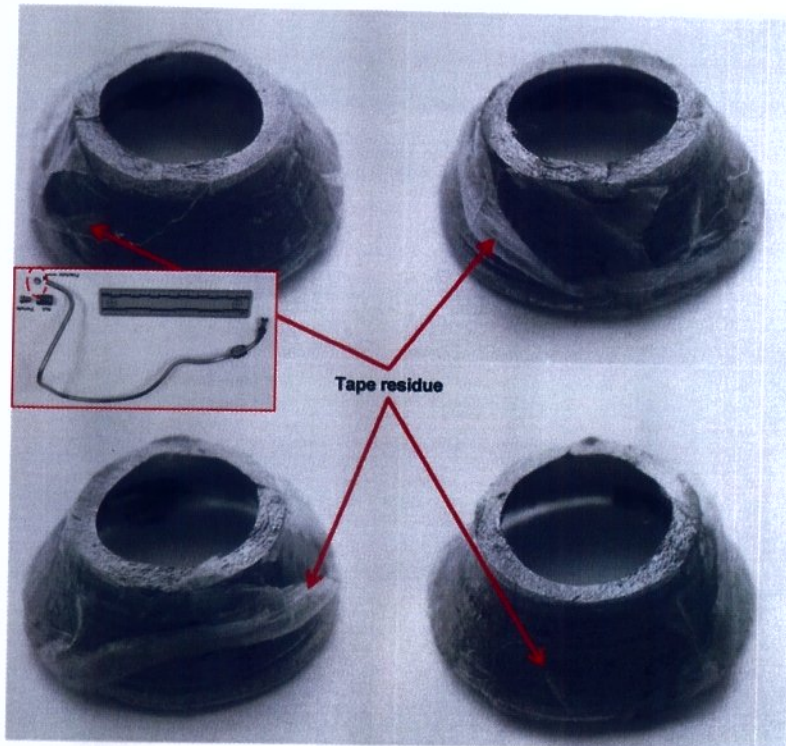
6. La balinera #8 sufrió daño inmediatamente después de la balinera #2 debido a la falta de aceite causada por la fractura del tubo de presión de aceite.



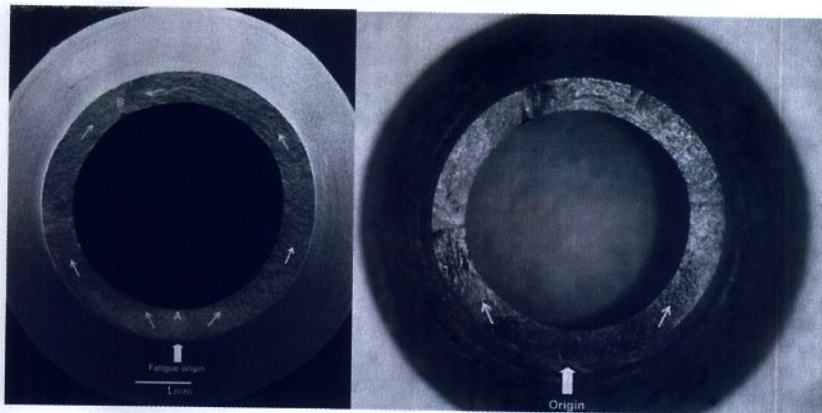
Vista general de la fractura en la línea de presión de aceite



Fotografía del lado opuesto al fracturado en la línea de presión de aceite, el diámetro del lado exterior del tubo fue cubierto con una cinta flexible



Extremo de la línea fracturada, se observan residuos de cinta flexible, igualmente que el otro extremo de la línea había sido reforzado y aumentado el diámetro con cinta



Extremo final de la línea fracturada, la flecha grande indica el inicio de la fatiga y las flechas pequeñas la dirección de la progresión de la misma (Lente de 20X)

***Balinera # 2******Balinera # 8***

Condición final de las balineras # 2 y # 8 del motor (después de desensambladas)

1.17 INFORMACIÓN SOBRE ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN

La empresa ALPA LTDA (Aerolíneas del Pacífico Ltda.), ofrece servicios de transporte de carga y pasajeros en la modalidad de taxi aéreo no regular; La empresa posee una Gerencia que reporta a la Junta de Socios y en su parte administrativa cuenta con una Dirección Administrativa, Dirección de Operaciones, Representante Técnico ante la UAEAC y un Departamento de Seguridad.

Fue Fundada en el año de 1991 y sus bases principales de operación son el aeropuerto Enrique Olaya Herrera de Medellín y el aeropuerto José Celestino Mutis de Bahía Solano; Actualmente cuenta con 4 aeronaves comprendidas por dos helicópteros y dos aviones tipo Cessna 206.

Las tripulaciones de vuelo están conformadas por 5 Pilotos.



1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL

No requerida.

1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES

No requerida.

2. ANÁLISIS

2.1. GENERALIDADES

El resultado de la investigación del presente accidente se obtuvo luego del análisis de los documentos relacionados con la aeronave, las declaraciones de los testigos, la experiencia de la tripulación, el patrón de impacto, el análisis del motor y las evidencias encontradas, entre los principales datos.

2.2. OPERACIONES DE VUELO

2.2.1. CALIFICACIONES DE LA TRIPULACIÓN

El Piloto de acuerdo a su registro de horas contaba con una adecuada experiencia de vuelo tanto general como en el equipo, último chequeo de vuelo estaba vigente hasta el 27 de Diciembre de 2008 y su continuidad de vuelo en los últimos 90, 60 y 30 días era igualmente adecuada.

2.2.2. PROCEDIMIENTOS OPERACIONALES

De acuerdo a la información factual de la presente investigación, los procedimientos operacionales efectuados por el Piloto, se analizan básicamente en dos fases importantes del vuelo:

a) Ejecución del vuelo con discrepancias de mantenimiento que afectaban la aeronavegabilidad:

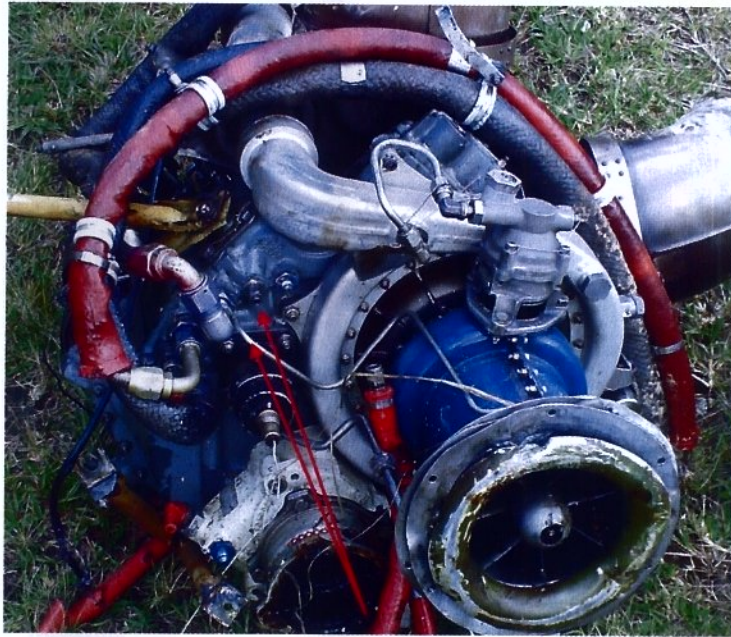
Teniendo en cuenta las declaraciones de los dos pasajeros que efectuaron el vuelo Ibagué-Planadas, las declaraciones de cuatro (04) militares en la población de Planadas y los resultados de la inspección post-accidente efectuada al motor en las instalaciones de Rolls-Royce en EEUU, se evidenció que la aeronave desde el inicio de su itinerario se encontraba con un escape de aceite en la línea de presión que da lubricación a las balineras # 1 y #2 del motor, lo cual finalmente ocasionó falta de lubricación en las balineras # 2 y # 8 produciéndose su destrucción interna y por ende las consecuencias en el



funcionamiento de la sección del compresor y ruedas de turbina de N_1 o productoras de gas, con la respectiva pérdida de potencia en el motor.

Finalmente durante la inspección post-accidente efectuada al motor se evidenció la fractura de la línea debido a fatiga de material y la presencia de residuos de cinta de teflón en la misma.

Teniendo en cuenta lo registrado en las declaraciones de los testigos, se evidencia de manera clara como el vuelo fue ejecutado con una grave y sensible novedad en la aeronavegabilidad del helicóptero, la cual fue asumida por la tripulación bajo un deficiente criterio técnico y operativo el cual finalmente terminó en insuficiencia en la lubricación de las balineras # 2 y # 8 (Sección del compresor y Sección de ruedas de turbina de N_1) lo cual produjo pérdida de potencia en el motor.



Línea de presión de aceite que presentaba el escape antes del accidente, la cual evidenció residuos de cinta de teflón en su superficie exterior

b) Ejecución de la maniobra de autorrotación:

En relación a las evidencias del impacto, teniendo en cuenta el estado de destrucción de la aeronave y su limitado desplazamiento, se entiende que el Piloto efectuó un contacto con la tierra con mínima velocidad horizontal y alto régimen de descenso, relacionándose este ya sea con mínima aplicación de colectivo produciendo un alto régimen de descenso y mínima o nula amortiguación del impacto o por lo contrario con alta aplicación de colectivo a una altura mayor a 200 pies sobre el terreno, produciéndose la disminución de



las revoluciones requeridas para una autorrotación y generando el impacto contra el terreno sin sustentación.



Evidencias de impacto con alto régimen de descenso, mínima velocidad horizontal y escasa o nula amortiguación del impacto

2.2.3. CONDICIONES METEOROLÓGICAS

Estas no tuvieron incidencia en el accidente, las condiciones correspondían a las adecuadas para la operación segura de la aeronave.

2.2.4. CONTROL DE TRANSITO AÉREO

El control de tránsito aéreo actuó bajo las normas establecidas y no tuvo incidencia en la ocurrencia del presente accidente. El Piloto de la aeronave realizó sus reportes de posición normales hasta antes del accidente y no existió comunicación alguna que pudiera indicar la ocurrencia de algún tipo de anomalía en vuelo.

HE4183	A1041	1310Z	065	055.		RVA.	PLA	CPL	PLA	
A206	0700					1320	1406	1529	1600	
SEIB						CPL	1505	1537		
PLANABAS				(ND)		1324				

Faja de progreso del vuelo del HK-4183



2.2.5. COMUNICACIONES

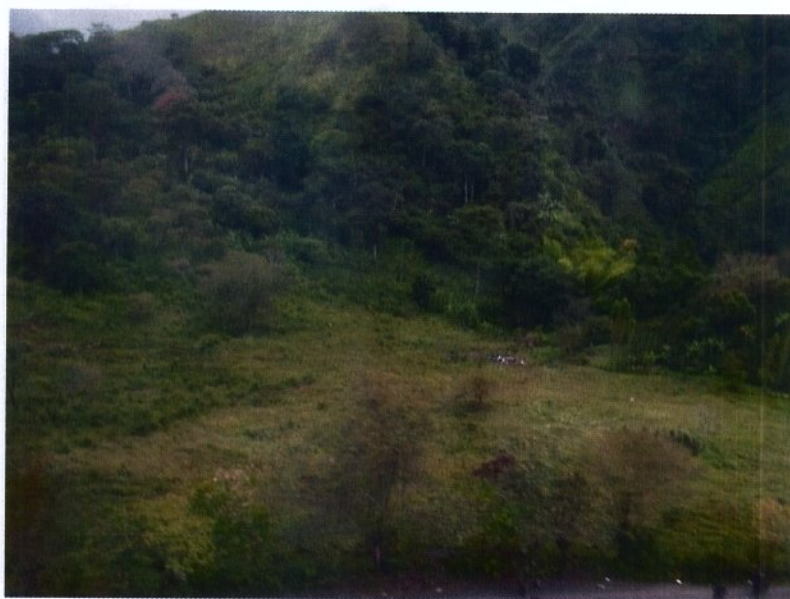
Estas no tuvieron incidencia en la ocurrencia del presente accidente.

2.2.6. AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

No eran requeridas, no tuvieron incidencia en el presente accidente.

2.2.7. AERÓDROMOS

El accidente ocurrió en campo abierto a aproximadamente 02 MN de la población de Planadas (Tolima) a 4.600 pies sobre el nivel medio del mar. De acuerdo a las declaraciones de habitantes de la zona observaron a la aeronave cruzar cerca a la cima de un cerro en un descenso pronunciado hasta perderse de su campo visual y luego escucharse el sonido de un fuerte impacto con el terreno.



Topografía general del área accidente en campo abierto a 4.600 Ft.

2.3. AERONAVE

2.3.1. MANTENIMIENTO DE AERONAVE

El Mantenimiento venía siendo atendido por el TAR HELISERVICE Ltda., Base Aeropuerto Enrique Olaya Herrera de la Ciudad de Medellín, con contrato vigente



hasta: Agosto 14 de 2009. De acuerdo a los registros el HK-4183 cumplía con el mantenimiento preventivo ordenado por el fabricante en el manual de mantenimiento, bajo las guías de inspección para sus servicios regulares, igualmente, cumplía con las respectivas AD's correspondientes a la aeronave, motor y rotores; con fecha 31 de Julio de 2008 se le había cumplido con el servicio de 100 horas realizado a la aeronave, motor y rotores y con fecha 06 de octubre (9 días antes del accidente) el servicio de 25 horas; finalmente, los records (Páginas del libro de Vuelo de la Aeronave) correspondientes al año 2008 entregados por ALPA, respecto al Mantenimiento, se relacionaban con lo siguiente:

DIA	MES	AÑO	EVENTO DE MANTO. EFECTUADO Y RELACIONADO EN LIBRO DE VUELO	T.T. (A/C)	PÁG. DEL LIBRO DE VUELO A/VE
13	01	08	Servicio de 100 Horas A/ve y Motor	10596.6	2631
16	01	08	Cambio de Main Drive Shaft / Cambio de Drag Pin.	10602.6	2636
28	01	08	Cambio de Gobernador	10618.8	2644
06	02	08	Lavado de Compresor	10636.7	2812
12	02	08	Servicio de Lubricación 50 Horas	10646.7	2818
15	02	08	Lavado de Compresor	10658.2	2821
20	02	08	Lubricación eje Flotante y Primer segmento eje Impulsor	10667.1	2825
14	03	08	Servicio de 100 Horas A/ve y Motor	10692.8	2846
03	04	08	Cambio de Compresor T.T.: 8944, TSO: 2397.2	10716.9	2757
26	04	08	Servicio de Lubricación 50 Horas	10741.2	2771
02	05	08	Inspección chip detector, cambio filtro de aceite facet, flushing radiador de aceite	10746.0	2774
11	05	08	Lavado de Compresor	10770.8	2783
04	06	08	Servicio de 100 Horas y 300 Horas A/ve y Motor	10795.2	3452
27	06	08	Lavado de Compresor	10831.5	3473
02	07	08	Cambio de Fuel Nozzle por condición	10841.2	3481
03	07	08	Cambio de Gobernador, Cambio de Main Drive Shaft	10844.6	3482
09	07	08	Servicio de Lubricación 50 Horas	10852.8	3484
10	07	08	Lavado de Compresor	10855.8	3485
31	07	08	Servicio de 100 Horas, Cambio de Palas del Rotor de Cola	10896.1	3499
22	08	08	Lavado de Compresor	10922.8	3613
27	08	08	Cambio de Fuel Control	10931.1	3616
26	09	08	Inspección de 12 Meses e Inspección de 12 Meses a Operación de Componentes	10977.1	3643
07	10	08	Lavado de Compresor, Lubricación ejes Rotor de Cola (Impulsores).	10987.2	3648

Registros de mantenimiento correspondientes al último año (2.008)

2.3.2. RENDIMIENTO DE LA AERONAVE

Este no tuvo incidencia en la ocurrencia del presente accidente, la aeronave se encontraba dentro de los parámetros de peso y balance para la ejecución del vuelo dentro de las capacidades de la misma.

2.3.3. PESO Y BALANCE



Este no afectó el desarrollo del vuelo ni fue causal de la ocurrencia del accidente.

2.3.4. INSTRUMENTOS DE LA AERONAVE

Estos no tuvieron influencia en la ocurrencia del presente accidente.

2.3.5. SISTEMAS DE LA AERONAVE

Debido a la fractura de la línea de presión de lubricación externa de las balineras del compresor, el sistema de lubricación del motor falló produciendo insuficiente o nula lubricación a las balineras # 2 y # 8, lo cual causó la destrucción de las mismas con las correspondientes consecuencias en la rotación del compresor y ruedas de turbina de N_1 o productoras de gases ocasionando finalmente la pérdida de potencia en el motor.

2.4. FACTORES HUMANOS

2.4.1. FACTORES PSICOLÓGICOS Y FISIOLÓGICOS QUE AFECTABAN AL PERSONAL.

No se conocieron aspectos psicológicos ni fisiológicos en el Piloto que pudieran haber influido para la toma de la decisión de efectuar un vuelo con deficiencias en el sistema de lubricación del motor de la aeronave, sin embargo la asesoría de su Técnico de mantenimiento le transmitió seguridad y tranquilidad para la ejecución del vuelo bajo esas condiciones el cual en su primer trayecto fue efectuado satisfactoriamente y con mayor tranquilidad para el segundo trayecto debido a mejoras aparentes en el escape de aceite, ya que los trabajos efectuados por el Técnico en la población de Planadas mejoraban las condiciones teniendo en cuenta la corrección de mantenimiento efectuada por este último.

2.4.2 La cadena del error se eslabonó en los siguientes aspectos:

- 1. Ejecución de un vuelo con discrepancias graves en el mantenimiento que afectaban su aeronavegabilidad.**
- 2. Equivocado criterio de mantenimiento por parte del Técnico de vuelo.**
- 3. Deficiente criterio Operativo por parte del Piloto de la aeronave.**
- 4. Reparaciones de mantenimiento efectuadas de manera inapropiada.**
- 5. Empleo de materiales no aeronáuticos para correcciones de mantenimiento.**

2.5. SUPERVIVENCIA

2.5.1. RESPUESTA DEL SAR Y DE EXTINCIÓN DE INCENDIOS

Una vez se tuvo conocimiento del accidente, en el sitio efectuó presencia tropas del Ejército Nacional, las cuales brindaron seguridad durante las labores de extracción de las víctimas y traslado de los restos de la aeronave vía terrestre previa autorización de la autoridad aeronáutica hasta la base militar de Planadas (Tolima), la cual se encontraba aproximadamente a 2 millas náuticas del lugar del accidente y de allí vía aérea hasta las instalaciones de la compañía TACA en el aeropuerto de Guaymaral en donde se efectuó la inspección de los mismos, siendo finalmente dejados en custodia en dichas instalaciones.

2.5.2. ANÁLISIS DE LESIONES Y VICTIMAS

El Piloto, el Técnico y sus dos pasajeros registraron su muerte por politraumatismo severo con lesiones craneoencefálicas y viscerales internas esencialmente mortales, las cuales desencadenan la muerte de forma inmediata.

2.5.3. ASPECTOS DE SUPERVIVENCIA

El accidente no tuvo capacidad de supervivencia, una vez ocurrido el accidente, al sitio del accidente acudieron habitantes de la zona encontrando tres de sus cuatro ocupantes sin vida y uno de ellos con escasos signos de vida, sin embargo, aunque intentaron remover algunas partes de los restos de la aeronave para evacuarlo, las condiciones en cuanto equipo de rescate y facilidades para remoción de los componentes fueron imposibles produciéndose su fallecimiento a los pocos minutos.

3.0 CONCLUSIÓN

3.1 CONCLUSIONES

El Piloto de acuerdo a su registro de horas contaba con una adecuada experiencia de vuelo tanto general como en el equipo, último chequeo de vuelo estaba vigente y su continuidad de vuelo era igualmente adecuada.

El control de tránsito aéreo actuó bajo las normas establecidas y no tuvo incidencia en la ocurrencia del presente accidente.

Las ayudas para la navegación no eran requeridas ni tuvieron incidencia en el presente accidente, se trataba de un vuelo bajo reglas VFR.



La aeronave cumplía con el mantenimiento preventivo ordenado por el fabricante en el manual de mantenimiento, bajo las guías de inspección para sus servicios regulares, igualmente, cumplía con las respectivas AD's correspondientes a la aeronave, motor y rotores.

Los últimos servicios realizados a la aeronave, motor y rotores correspondieron a un servicio de 100 horas cumplido el 31 de Julio de 2008 y a un servicio de 25 horas cumplido 9 días antes del accidente.

El rendimiento y condiciones de peso y balance no tuvieron incidencia en el accidente.

El vuelo desde su inicio se ejecutó con discrepancias graves en el mantenimiento que afectaban seriamente la aeronavegabilidad.

La aeronave presentaba una fuga de aceite en la línea exterior de lubricación hacia las balineras del compresor.

El primer trayecto de vuelo fue ejecutado en la ruta Ibagué-Planadas.

Al llegar a la población de Planadas la aeronave llegó con escape de aceite visible en su fuselaje exterior trasero, el cual fue limpiado por el Técnico de vuelo.

El escape fue conocido tanto por el personal comprometido con la operación en Planadas, como por los pasajeros que desabordaron la aeronave.

El Técnico efectuó trabajos con la cinta de teflón en la línea que suministra lubricación a presión a las balineras delanteras del compresor del motor.

Durante la ejecución del segundo itinerario (Planadas-Gaitanía-Planadas) en el último trayecto, a aproximadamente 2 MN de la base militar de Planadas la línea de lubricación de aceite permitió el escape de aceite y falta de lubricación, afectando las balineras # 2 y # 8 del motor, produciéndose finalmente la pérdida de potencia del motor.

La maniobra de autorrotación fue efectuada por el Piloto con mínima velocidad horizontal y alto régimen de descenso.

De acuerdo al estado de destrucción de la aeronave, esta impactó el terreno con mínima la aplicación de colectivo o con prematura aplicación del mismo, hasta producirse el impacto severo contra el terreno.

El accidente no tuvo capacidad de supervivencia y no se presentó incendio post-impacto.



2.1 CAUSAS

Fractura de la línea de presión de aceite que da lubricación a las balineras # 1 y #2 (Sección del compresor) produciendo el escape de aceite en el motor y la ausencia de lubricación en la balinera # 2, seguida de la balinera #8 (Sección de ruedas productoras de gas), ocasionando la destrucción de las mismas y la pérdida de potencia en el motor.

Contribuyentes:

- Ejecución por parte del Piloto de un vuelo con discrepancias en el mantenimiento que afectaban seriamente la aeronavegabilidad de la aeronave, relacionada con la línea de presión de lubricación externa de las balineras # 1 y # 2 del compresor.
- Deficiente criterio de mantenimiento por parte del Técnico de vuelo al permitir la ejecución del vuelo con escape de aceite y deficiencias graves en la lubricación del motor.
- Ejecución de reparaciones provisionales de mantenimiento por parte el Técnico de vuelo, con materiales no aeronáuticos y fuera de todo parámetro técnico.

Taxonomía Común OACI

De acuerdo con la OACI el presente suceso de aviación se clasifica a continuación:

FALLA O MAL FUNCIONAMIENTO DEL SISTEMA /COMPONENTE (NO DEL GRUPO MOTOR) (SCF-PP)

3.0 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

A LA EMPRESA ALPA LTDA:

Para que a través del Departamento de Operaciones y Seguridad Aérea se recuerde al personal de Pilotos la gravedad de ejecutar vuelos con discrepancias en el mantenimiento que afecten seriamente la aeronavegabilidad.

Para que a través del Departamento de Mantenimiento socializar a los Técnicos y personal de mantenimiento lo relacionado con la parte VII del RAC Régimen Sancionatorio, especialmente en lo relacionado con la gravedad de autorizar un vuelo con discrepancias en el mantenimiento que afecten seriamente la aeronavegabilidad.



Para que a través del Departamento de Entrenamiento se entrene a los Pilotos respecto a la técnica de ejecución de maniobras de autorrotación.

A LA U.A.E. DE AERONÁUTICA CIVIL:

A través del Grupo Prevención de Accidentes se haga un seguimiento efectivo a las recomendaciones efectuadas en el presente informe.


GUILLERMO ALFONSO CIFUENTES MAHECHA
Jefe Grupo Investigación de Accidentes (D)

