DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
DEPARTAMENTO PREVENCIÓN DE ACCIDENTES

DGAC
CHILE

DPA

Departamento
Prevención de
Accidentes

INFORME FINAL
ACCIDENTE DE AVIACIÓN
Nº 1736AE

Aeronave	:	Aeroespatiale SA 315B.
Lugar	:	Quebrada Hilario, al Este de San Fernando, Región del Libertador General Bernardo O'Higgins.
Fecha	:	12 de marzo de 2015.

ANTECEDENTES

La metodología de la Investigación considera las Normas y Métodos Recomendados (SARPS) establecidos en el Anexo 13, "Investigación de Accidentes de Aviación", al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, y lo establecido en el "Reglamento sobre Investigaciones de Accidentes e Incidentes de Aviación" (DAR-13), aprobado por Decreto Supremo Nº 216 de fecha 03 de diciembre del 2003.

DESCRIPCIÓN DEL ACCIDENTE

El día 12 de marzo de 2015, el helicóptero marca Aeroespatiale, modelo SA 315B, al mando de un piloto comercial de helicóptero, durante la aproximación hacia un lugar cordillerano, a un área de posada donde debía dejar una carga colgante, se precipitó a tierra. A consecuencia del accidente, la aeronave resultó destruida por efecto del impacto contra el terreno y la acción del fuego. El piloto y único ocupante del helicóptero falleció en el lugar del accidente.

1. INFORMACIÓN DE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

1.1.1. El 12 de marzo de 2015, a las 07:24 horas local aproximadamente, despegaron dos helicópteros desde la localidad de Machalí, de la ciudad de Rancagua, con destino al Ventisquero Universidad (punto Stock), arribando en ese punto a las 08:00 horas aproximadamente. La aeronave Aerospatiale SA315B iba al mando del piloto afectado. El propósito del vuelo era trasladar carga externa hacia un campamento de prospección minera ubicado en un lugar cordillerano al Este de la ciudad de San Fernando, en las coordenadas 34°43'27"S - 70°21'47"O, con una elevación de aproximadamente 12.427 pies.

1.1.2. A las 08:36 hora local, el helicóptero SA 315B, efectuó un primer vuelo hacia el campamento, con carga externa. En ese lugar dejó la carga sin problemas y bajó otra carga al punto "Stock".

1.1.3. A las 08:45 hora local, en un segundo vuelo, el helicóptero regresó al campamento transportando nuevamente carga colgante. Los testigos ubicados en el lugar, indicaron que cuando el helicóptero comenzó la aproximación al punto donde iba a dejar la carga, sintieron un ruido extraño del motor que les llamó la atención. Los testigos señalaron que unos tres segundos después, vieron que desde la tobera de escape del motor salía fuego. Ver anexo "A" fotografía.

1.1.4. La aeronave rehusó la aproximación al punto de descarga y realizó un giro amplio hacia la derecha, logrando virar unos 180°. Los testigos ubicados en el lugar señalaron además, que la aeronave se desplazaba en forma lenta. Al final del viraje, la aeronave aumentó su razón de descenso y su velocidad, perdiéndose de vista cuando el helicóptero ingresó a una quebrada. Agregaron los testigos, que el piloto no liberó la carga externa.

1.1.5. Segundos después, los testigos vieron salir humo desde la quebrada. El segundo helicóptero, que estaba operando en la zona, al ser alertado del accidente, sobrevoló el lugar, constatando que el helicóptero se había estrellado e incendiado, quedando en el fondo de la denominada Quebrada Hilario.

1.1.6. A consecuencia del accidente, el piloto y único ocupante del helicóptero, falleció en el lugar del accidente y la aeronave resultó destruida por la acción del fuego y el impacto.

1.2. LESIONES

LESIONES	TRIPULACIÓN	PASAJEROS	OTROS	TOTAL
MORTALES	1			1
GRAVES				
MENORES				
NINGUNA				
TOTAL	1			1

1.3. DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

A consecuencia del accidente, la aeronave resultó destruida debido al impacto contra el terreno y a la acción del fuego.

1.4. OTROS DAÑOS

No hubo.

1.5. INFORMACIÓN SOBRE LA TRIPULACIÓN

1.5.1. Piloto

EDAD	42 años.
R.U.T.	22.884.219-2
LICENCIA	Piloto Comercial Helicóptero.
HABILITACIONES	Tipo: Bell 204/205/UH1 Series, Lama, SA-350/350B3. Función: Combate de Incendios Forestales.
REGISTRA ACC/INCID.	No.

1.5.2. Experiencia de vuelo en helicópteros

ANTECEDENTES	HORAS DE VUELO
HRS. DE VUELO EN EL MATERIAL	837:02 Horas.
HRS. DE VUELO 30 DÍAS PREVIOS	00:00 Horas
HRS. DE VUELO 60 DÍAS PREVIOS	14:07 Horas.
HRS. DE VUELO 90 DÍAS PREVIOS	49:04 Horas.
HRS. DE VUELO DÍA DEL SUCESO	00:50 Horas.
HRS. DE VUELO TOTALES	3.728:06 Horas.

1.6. INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

1.6.1. Antecedentes de la aeronave

MARCA		Aerospatiale.
MODELO		SA 315B
Nº SERIE		2.553
HORAS DE VUELO AL DÍA DEL SUCESO		6.449,3 horas.
PLAZAS AUTORIZADAS		1 piloto y 4 pasajeros.
ÚLTIMA REVISIÓN		De 50 horas, 05-03-2015 a las 6.443,0
AÑO DE FABRICACIÓN		1979
PESOS CERTIFICADOS	P.V.[1]	2.431,45 Lb.
	P.M.D[2]	4.300 Lb. con carga interna, 5.070 Lb, con carga externa.

[1]P.V.: Peso Vacío.
[2]P.M.D.: Peso Máximo de Despegue

1.6.2. Antecedentes del motor

ANTECEDENTES	MOTOR
MARCA	Turbomeca.
MODELO	Artouste IIIB-1
Nº SERIE	984
T.S.O.(time since overhaul)	2.246,6 hrs.
T.B.O.(time between overhaul)	3.000 horas o 15 años.
ÚLTIMA INSPECCIÓN	Tipo T1, de 200 horas, el día 16 de febrero de 2015, a las 2.202,6 horas.

1.6.3 Antecedentes del rotor principal y rotor de cola

Ver anexo "B" Informe Técnico.

1.6.4 Documentación a bordo

DOCUMENTACIÓN	CONDICIÓN
CERTIFICADO MATRÍCULA	No encontrado.
CERTIFICADO AERONAVEGABILIDAD	No encontrado.
MANUAL DE VUELO DE LA AERONAVE	No encontrado.
BITÁCORA DE VUELO	No encontrado.

Nota: La documentación referida en este punto, se presume destruida producto del incendio que afectó a la aeronave.

1.6.5 Historial de Mantenimiento

El programa de inspecciones establecido por el fabricante y aprobado por la DGAC era realizado por un centro de mantenimiento (CMA) autorizado por la DGAC. De igual modo, la cartilla de Peso y Balance, Plan de Reemplazo de Componentes, aplicación y cumplimiento de Directivas de Aeronavegabilidad (AD's y DA's) y el control de inspecciones, se encontraban actualizados.

Ver anexo "B" Informe Técnico.

1.6.5.1 Información principal obtenida del Informe Técnico

1.6.5.1.1 Inspección a los Registros de Mantenimiento

Las anotaciones por concepto del control de erosión de los álabes (Ref. Manual de Mantenimiento del Motor 72.30.01) fueron registrados en las revisiones T1, realizada el día 16 de mayo de 2014 a las 1.803,6 horas de motor y T2 realizada el día 18 de diciembre de 2014 a las 2002 horas de motor. No hay registros de control de erosión de los álabes entre estas dos inspecciones, que se deben realizar cada 25 horas, cuando la aeronave es operada en lugares con atmósfera contaminadas, tal como lo indica el manual de mantenimiento del motor.

Tampoco se encontraron registros por concepto de lavado del compresor del motor entre las últimas inspecciones T1 y T2, toda vez que la aeronave operó en lugares de atmósfera contaminada o arenosa.

No se encontró registro de la prueba de motor (T4), que debió haber sido efectuada durante la aplicación del Service Bulletin, que se hizo en el mes de enero del año 2014.

La información consignada en la bitácora de vuelo durante los últimos 5 meses previos a la ocurrencia del suceso, entre el 07 de octubre de 2014 y el 6 de marzo de 2015, registra que la aeronave realizó un total de 92 operaciones, con un total de 360 horas de vuelo, de las cuales 52 operaciones corresponden a

vuelos de magnetometría en zona montañosa, 21 operaciones de combate de incendios y 19 operaciones de otro tipo.

En este período se realizaron varias acciones de mantenimiento a la aeronave y al motor, por operación en zona montañosa, y una acción de lavado de compresor al motor, registrada el día 13 de febrero de 2015.

De acuerdo a lo verificado en las copias de bitácora de vuelo y mantenimiento del período indicado, no hubo reportes de pilotos o discrepancias de mantenimiento, respecto a problemas de potencia, sobre temperatura, presión de aceite del motor, u otro tipo de falla.

1.6.5.1.2 Inspecciones realizadas a la aeronave en el lugar del suceso

En el lugar del suceso, el equipo investigador efectuó una inspección física a la aeronave y un registro fotográfico de su estado:

1.6.5.1.2.1 **Cabina y estructura central**

La totalidad de los componentes que forman parte de esta sección, resultaron destruidos debido al impacto de la aeronave contra el terreno y la acción del fuego que se produjo en forma inmediata.

Todos los instrumentos, equipos de navegación y de comunicaciones, resultaron destruidos.

El parabrisas de la cúpula frontal, parte superior y la puerta izquierda, resultaron destruidas.

Los daños que presentan las palas del rotor principal se asocian a impacto con bajas RPM. Dos de ellas presentan daños en su revestimiento y con indicios de haber sido afectadas por el incendio. La tercera pala presentaba separación de la piel.

El conjunto del rotor de cola presentaba daños por la acción del fuego. Las palas del rotor de cola presentaban daños por golpes contra el terreno.

Ambos esquíes presentaban daños por impacto contra el terreno, con indicio de alta energía.}

Ver Anexo "B"

1.6.5.1.3 Peritaje realizado al motor en Turbomeca (Francia)

Se envió el motor a la fábrica para ser sometido a un peritaje. Este trabajo estuvo bajo la supervisión del organismo Francés de Investigación de Accidentes de Aviación (BEA), de un investigador técnico de la DGAC Chile, de un representante de la empresa propietaria de la aeronave y de un equipo de ingeniería del fabricante del motor.

En el proceso del desarme, se comprobó alta presencia de suciedad y erosión en las paredes internas del motor, afectando ambos compresores y los álabes de las turbinas. El revestimiento (de color azul) no era visible, debido a la presencia de suciedad.

El compresor axial estaba completamente cubierto de hollín y polvo. Al ser medida esta erosión mediante un instrumento (calibre), indicó que estaba fuera de tolerancia, según los criterios especificados en el manual, señalando con ello, que el motor había alcanzado el límite para su remoción.

En la inspección realizada en un laboratorio de la fábrica, se confirmó una erosión importante en las puntas y en los bordes de salida de la cara de presión de todos los álabes. Adicionalmente, fue observada la pérdida del "Hypalon" (adhesivo que se instala entre el impeller y el inductor de la rueda del compresor y sirve como amortiguador por vibraciones que se produce entre las partes).

Todos los rodamientos estaban en buenas condiciones, sin evidencia de atascamiento y sobre temperatura. La lubricación habría sido efectiva hasta el momento del impacto.

La inspección visual del compresor centrífugo detectó una alta erosión sobre el borde de ataque de los álabes del inductor. Al efectuar una medición de ellos, se encontraron todos fuera de tolerancia. Los bordes de ataque de los álabes del difusor, estaban muy desgastados por la erosión. Esto hizo que los bordes de los álabes se desgastaran, lo que habría generado trizaduras y pérdidas de fragmentos de algunos de ellos.

La cámara de combustión estaba en buenas condiciones, la inspección visual pudo comprobar que no estuvo sometida a altas temperatura. El perno de fijación del plano frontal "Swirl" se encontró muy erosionado.

Las tres etapas de la turbina se encontraron quemadas. El informe estimó que la temperatura que alcanzó el motor, fue de aproximadamente de 1.300 °C (superando el máximo admisible en prueba de motor de 680 °C durante dos segundos).

El difusor de salida de los gases de escape se encontró deformado y las superficies internas cubiertas parcialmente con material fundido proveniente de los álabes y difusores sobre fundidos.

La unidad de control de combustible (FCU) y la bomba de combustible fueron probadas en banco de prueba, con el propósito de obtener un comportamiento general y el flujo máximo de combustible entregado, algunos resultados de prueba no tuvieron en conformidad con las especificaciones técnicas de Turbomeca, no obstante el resultado funcional estuvo acorde con las unidades que operan en terreno.

El peritaje, concluye que la cantidad de suciedad encontrada en las paredes internas del motor por donde circula el flujo de aire y la erosión fuera de los

límites aceptables en los compresores, provocaron una importante reducción y alteración del flujo de aire. La reducción del flujo de aire, durante la última parte del vuelo, habría generado una disminución de potencia, lo que fue compensado con un aumento en la cantidad de combustible, generando una alta temperatura interior, como lo revelaron los indicios de sobre temperatura en la sección generadora de gas. El daño observado se asocia a una operación del motor más allá de los límites de temperatura. Además, la reducción y alteración del flujo de aire podría haber producido una pulsación "surging" del motor, lo que generó el ruido que escucharon los testigos del accidente.

1.6.6 Peso y Balance

Peso vacío de la aeronave	2.431,4	Lb
Piloto	176,3	Lb
Combustible	396,8	Lb
Peso carga colgante	771,6	Lb
Total	3.776,1	Lb

Según las tablas de performance del manual de vuelo de la aeronave, para cálculo de estacionario fuera de efecto tierra, el helicóptero estaba dentro del rango para operar en la altitud en que se accidentó.

1.7. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

El informe emitido por la Dirección Meteorológica según informe oficial Nº 133/15 señala en sus conclusiones que el día 12 de marzo de 2015, en particular a las 08:30 y las 08:49 hora local, sobre la Quebrada Hilario, se presentó un predominio de altas presiones.

De acuerdo a lo observado en las imágenes satelitales, el cielo se presentó despejado.

La información de viento, correspondiente al punto de entrega de la carga externa, era del Este, con una intensidad bajo 8 nudos al momento del accidente y la temperatura era de 7 a 8 grados. Esta información era obtenida desde el campamento minero de la empresa que realizaba trabajos de prospección en el lugar.

1.8. AYUDAS A LA NAVEGACIÓN

No aplicable.

1.9. COMUNICACIONES

Durante el vuelo del accidente hubo comunicación entre el piloto y el campamento minero (coordinación), pero al momento de producirse la emergencia y previo a la caída del helicóptero, el piloto no comunicó emergencia.

1.10. INFORMACIÓN DEL LUGAR DEL ACCIDENTE

El lugar del accidente corresponde a una quebrada en una zona montañosa. La aeronave quedó en el fondo de la quebrada denominada Hilario, que tiene una elevación de 12.427 pies. Este lugar está ubicado al Este de la ciudad de San Fernando, Región del Libertador General Bernardo O´Higgins, en las coordenadas 34°45'28"S - 70°21'47"O.

Anexo "C" Fotografía del lugar del lugar del accidente.

1.11. INCENDIO

Al precipitarse la aeronave e impactar contra el terreno se incendió, resultando destruida.

1.12. SUPERVIVENCIA

El piloto y único ocupante de la aeronave falleció en el lugar del accidente. La causa de muerte del piloto según el Protocolo de Autopsia, señala en su conclusión que fue compatible con accidente aéreo.

1.13. RELATOS

1.13.1. Extracto del relato de testigo (N°1) del accidente

Este testigo indicó que cuando el helicóptero comenzó a realizar la aproximación al punto de descarga, levantó la nariz, en ese momento el testigo escuchó un ruido que a su juicio no era normal, lo describió como roce de fierro con fierro. Señaló que unos tres segundos después, tomó una fotografía a la aeronave. El testigo observó que desde el escape del motor salía fuego y el largo de la llama aumentaba y disminuía. El color de la llama era naranja. Más adelante señaló que cuando el helicóptero pasó frente a su posición, comenzó a perder altura, no sintió el ruido típico de las palas del helicóptero, luego giró hacia la derecha hasta que lo perdieron de vista, ya que la aeronave ingresó a una quebrada. Segundos después, vieron salir humo del lugar. El testigo señaló que siempre vio a la aeronave con la carga colgante hasta que lo perdió de vista.

1.13.2. Extracto del relato de testigo (N°2) del accidente

A las 08:45 horas local, se aproximó por segunda vez el helicóptero, trasladando carga colgante, que consistía en un recipiente de plástico donde traía botellas de agua, y víveres. La aeronave volaba hacia el punto de descarga, fue en ese momento cuando el testigo sintió tres ruidos que para él fueron totalmente anormales. El testigo señaló que el helicóptero giró hacia la derecha, en dirección de la quebrada. Todo esto ocurrió muy rápido y lo perdieron de vista.

Este testigo señaló que la altura del helicóptero con respecto al terreno, al momento que éste pasó al frente de su posición, fue de aproximadamente a unos

45 metros del terreno. Esto, basado en que el largo de la eslinga mide 30 metros y la carga pasó sobre el terreno a unos 15 metros. La velocidad del helicóptero le pareció al testigo un poco baja comparada con la normal. Al momento que la aeronave giró hacia la derecha tomó más velocidad, perdiéndose en la quebrada.

1.13.3. Extracto de relato del piloto del segundo helicóptero

Este piloto señaló que el día miércoles 11 de marzo de 2015, se reunió con el piloto afectado por el accidente, a fin de planificar una operación de traslado de carga desde punto Stock y el campamento de una empresa minera y viceversa.

A las 07:24 hora local, ambos helicópteros despegaron hacia el punto Stock, que tiene una elevación de 7.890 pies.

Las condiciones meteorológicas en el campamento, eran de viento del Este, bajo 8 nudos de intensidad y con una temperatura de 7 a 8 grados, aproximadamente.

A las 08:36 hora local aproximadamente, el piloto afectado efectuó el primer vuelo con carga desde "Stock" al campamento, regresando y tomando una segunda carga en "Stock", despegando nuevamente hacia al campamento.

A las 08:42 hora local, el segundo piloto comenzó con el procedimiento de puesta en marcha del helicóptero, para realizar su primer ascenso al campamento, señalando que no tuvo comunicaciones radiales con el otro helicóptero.

Durante el ascenso del segundo vuelo desde el punto "Stock" hacia el campamento, este piloto trató de tomar contacto con el piloto afectado, pero no fue posible. Luego desde el campamento le comunicaron vía radial que el helicóptero SA 315B, se había precipitado a tierra.

1.13.4. Relato del testigo (N°3) ubicado en la plataforma de sondaje

Este testigo señaló que el día del accidente estaba en la plataforma de sondaje, ubicada 400 metros más arriba del campamento de la empresa minera. El tiempo

era ideal para efectuar movimientos de carga suspendida. A eso de las 08:50 hora local, en el segundo vuelo que realizaba el helicóptero con mercaderías hacia el campamento y al aproximarse a éste, sintió un ruido muy extraño que emitió el helicóptero, en fracciones de segundos se desvió hacia la quebrada, viéndose una llamarada de fuego en su turbina.

El testigo recuerda que el piloto del helicóptero no soltó la carga que llevaba en ese momento y tampoco hubo comunicación radial entre el piloto y el testigo. El testigo era la persona que tenía un equipo de comunicaciones.

1.13.5. Extracto del Relato del Gerente de Mantenimiento

Señaló que en los últimos seis meses no se reportó ninguna discrepancia por parte de los pilotos que operaron la aeronave, ni del supervisor encargado del mantenimiento de la aeronave, relacionadas con falla de potencia u otro tipo de discrepancia del motor.

Respecto a la inspección del compresor del motor, éste indicó que se deben realizar inspecciones periódicas cada 200 horas, dejando registro de ello en las respectivas bitácoras. Esta inspección consiste en verificar, entre otras cosas, la erosión de los álabes, lo que se hace con una herramienta especial, que permite verificar que estos no estén fuera de tolerancia. Indicó además, que hay registro en el cual se indica que se hizo una inspección de 200 horas, que incluye la inspección de los álabes del compresor.

Respecto a la condición en la cual se encontró el compresor del motor, posterior al accidente, el testigo señaló que esto se debe principalmente a la ingestión de material abrasivo, tierra, polvo y por no usar filtros. Agregó que, la erosión encontrada en los álabes de la turbina, como también del compresor, no ocurrieron repentinamente, sino con el tiempo. Señaló que, con respecto al compresor centrífugo, no fue posible verificar su condición, ya que esto sólo se logra desarmando el compresor.

Con respecto a la prueba de T4[3], indicó que es de responsabilidad del piloto que va a operar la aeronave y, a través de este procedimiento, se puede determinar algún problema del motor. Agregó que, si el piloto advierte una situación de alta temperatura, la aeronave debe quedar en tierra. Además, indicó que la prueba T4 está indicada en el manual de operación de la aeronave.

Respecto a los lugares donde operaba normalmente la aeronave, indicó que no tiene conocimiento. Agregó que, en la eventualidad de haber operado en una atmósfera contaminada, se debe efectuar un enjuague o lavado de compresor y con mayor frecuencia a la que se indica en el manual. No recordó si antes de ocurrir el suceso se hizo este tipo de trabajo, y señaló que, de haberse realizado, tendría que estar registrado.

Respecto al uso de los filtros, indicó que su uso es opcional. Agregó que la aeronave estaba operando sin filtros, señalando que la aeronave, mientras estuvo en la empresa, nunca operó con filtros.

1.13.6. Extracto de declaración del Mecánico (N°1)

Este mecánico indicó que la aeronave nunca ha usado filtros, y que las rejillas son parte del helicóptero.

Manifestó que esta aeronave tendría que haber operado con filtros en algunas zonas contaminadas, para evitar daños en el motor.

Señaló que el día 13 de febrero de 2015, mientras se encontraba el helicóptero en Palena, le realizó a la aeronave la inspección de 200 horas. Entre los ítems que considera esta inspección está el revisar el compresor (T1). Además, según lo que explica, en la inspección verificó que algunos álabes presentaban, a simple vista, desgastes en sus bordes de ataque, que a su juicio estaban dentro de tolerancia. Luego señaló, que por medio de una herramienta especial, verificó el grado de erosión de los álabes, los cuales se encontraban dentro del rango de

tolerancia. Agregó además que, en la revisión de 200 horas, se hizo una corrida de motor, comprobándose que los parámetros de éste estaban en rango verde.

Este mecánico señaló que este trabajo no fue supervisado en el lugar, por un Supervisor de Mantenimiento.

1.13.7. Extracto de declaración del Supervisor de Mantenimiento

Este Supervisor indicó que, respecto a la utilización de filtros de aire de entrada de la turbina, nunca se le instalaron y que el uso de este componente es necesario, de acuerdo al tipo de operación y al tipo de zona donde se va a operar, lo anterior para proteger el motor.

Respecto a los registros de lavado de compresor, señaló que a esta aeronave se le realizaba este procedimiento, y que, cuando regresó la aeronave desde Palena a Rancagua, se le había efectuado un lavado de compresor, sin embargo, agregó que no hay anotaciones que demostraran este tipo de mantención al motor.

1.13.8. Extracto de declaración de mecánico (N°2) que despachó la aeronave el día del accidente

Señala que el día del accidente le correspondió hacer el chequeo diario a la aeronave. Este chequeo lo hizo en conjunto con el piloto, cargaron combustible, verificó que las entradas de aire tenían sus rejillas, pero sin los filtros en la entrada de aire al motor, dejando nota del despacho en la bitácora del helicóptero, y que la aeronave estaba aeronavegable.

Posteriormente, acompañó en vuelo al piloto hasta el punto denominado "Stock" o Ventisquero Universidad. A ese lugar llegaron a las 08:00 hora local aproximadamente. Indicó que este tramo se realizó sin problemas y el funcionamiento de la aeronave fue sin observaciones.

Respecto de trabajos realizados al helicóptero, luego de haber regresado desde Palena, a fines de febrero aproximadamente, señaló que el mecánico que trabajó

en Palena, le pidió que le ayudara a lavar el compresor del helicóptero Lama, ya que habría operado en incendios forestales en Palena. Señaló además, que se hizo un lavado de compresor de motor, pero no se registró este trabajo en la bitácora.

1.13.9. Extracto de declaración de piloto que voló la aeronave antes del accidente

Este piloto señaló que cinco días antes del suceso, operó la aeronave accidentada en una zona próxima a San Andrés (Betolio), en las Termas del Flaco, haciendo carga externa, trasladando cemento preparado para la construcción de unas líneas de alta tensión y otras cargas generales. En ese tiempo, no advirtió ninguna anomalía en cuanto a temperatura de turbina, por cambios de potencia. La aeronave operó dentro de rangos normales en todo ese tiempo. Los carguíos de combustible se hacían en lugares que se regaban en la mañana y además al ser un espacio verde no se levantaba polvo. Señaló que en los lugares donde se sacaba la carga en vuelo estacionario, el polvo que se levantaba no alcanzaba al helicóptero debido a la altura de éste con respecto al terreno.

En cuanto al mantenimiento señaló que el mecánico designado inspeccionaba la aeronave y la limpiaba.

Finalmente expone que durante esos días no efectuó chequeo de potencia.

1.14 INFORMACIÓN ADICIONAL

1.14.1 SITUACIÓN ORGANIZACIONAL

Se consultaron las Especificaciones Operativas y el Manual de Operaciones de la empresa explotadora, en función de lo cual se obtuvo lo siguiente:

La aeronave marca Aerospatiale, modelo SA 315B, se encontraba declarada en las Especificaciones Operativas y en el Manual de Operaciones de la empresa, y además estaba autorizada para efectuar lo siguiente:

Transporte no regular de pasajeros.
Extinción de Incendios.
Prevención de heladas.
Producción de aire turbulento.
Prospección y Patrullaje Aéreo.
Prospección magnética.
Otras actividades de mediciones y búsqueda desde el aire.
Construcción.
Carga Externa.
Publicidad.
Lanzamiento de volantes y objetos livianos de publicidad.

El piloto al mando se encontraba incorporado en el Manual de Operaciones, en la dotación de pilotos permanentes.

1.14.2 Limpieza, Lavado y Protección del Compresor de Aire

Según el Manual de Mantenimiento del motor Artouste IIIB1 Turbomeca, indica que la degradación de la performance de un motor puede ser producto de la suciedad o corrosión de las paredes del conducto de aire y los compresores (modificación de las características aerodinámicas).

Para evitar una reducción de performances del motor, el explotador debe llevar a cabo la acción correctiva de limpiar el conducto de aire.

La frecuencia definida más adelante ha de ser corregida por el explotador de conformidad con el tipo de atmósfera y las condiciones operacionales en que se opera el motor.

1.14.3 Pruebas de potencia T4

El valor T4, es un valor de calibración de temperatura del motor que se obtiene mediante una prueba que realiza un piloto, posterior al cambio de motor, overhaul, o discrepancia de temperatura del motor, y este valor se utiliza en pruebas de potencia posteriores, de acuerdo al procedimiento que señala el manual de vuelo de la aeronave y que el piloto debe registrar.

1.14.4 Procedimiento de Emergencia

Falla de motor con carga externa

En la eventualidad de una falla de motor con carga externa, establezca vuelo en autorrotación, libere inmediatamente la carga, por medio del control ubicado en el colectivo.

Manual de Vuelo, Capítulo 3, Emergency Procedures.

2. ANÁLISIS

2.1. El piloto al mando, contaba con la licencia y habilitaciones requeridas para operar la aeronave.

2.2. La aeronave se encontraba con su certificado de aeronavegabilidad dentro de su período de vigencia y autorizada para el tipo de operación en que ocurrió el suceso.

2.3. Lo observado por los testigos presentes en el área del accidente, quienes señalaron que, durante la aproximación al punto de descarga, sintieron un ruido y que luego vieron que desde la tobera de escape del motor salía fuego, podría ser asociado a una falla coincidente con los daños observados durante el peritaje del motor.

2.4. La falla del motor ocurrió en un momento crítico de la aproximación, ya que se encontraba próximo al punto de descarga, con carga externa, a baja velocidad y baja altura, condiciones que están dentro del área achurada en el diagrama "Velocidad Altura". Ver figura Velocidad Altura en Anexo "D".

2.5. Las características del lugar, de una altitud de 12.600 pies aproximadamente, en un terreno montañoso, presentaba dificultades para la ejecución de un aterrizaje de emergencia.

2.6. Conforme a los antecedentes, se pudo establecer que durante la emergencia el piloto no liberó la carga externa.

2.7. En la inspección realizada a la aeronave en el lugar del accidente, se verificó que el primer impacto de la aeronave, fue contra la ladera de una quebrada, volcándose hacia la izquierda, quedando en el fondo de ésta. La no dispersión de partes de la aeronave, indica que se habría precipitado contra el terreno en forma casi vertical. Las marcas y daños que presentaban las palas del rotor principal, se asocian a que éstas se encontraban con bajas RPM al momento del impacto.

2.8. El peritaje, realizado al motor señala que la cantidad de suciedad encontrada en las paredes internas del motor por donde circula el flujo de aire y la erosión fuera de los límites aceptables en los compresores, provocaron una importante reducción y alteración del flujo de aire. La reducción del flujo de aire, durante la última parte del vuelo, habría generado una disminución de potencia, lo que fue compensado con un aumento en la cantidad de combustible, generando una alta temperatura interior, como lo revelaron los indicios de sobre temperatura en la sección de turbina de potencia. El daño observado se asocia a una operación del motor más allá de los límites de temperatura. Además, la reducción y alteración del flujo de aire podría haber producido una pulsación "surge" del motor.

2.9. De acuerdo a los antecedentes, esta degradación del motor no se habría producido en un breve período, sino que se habría originado en el tiempo.

2.10. El Manual de Mantenimiento del motor señala, en general, que la degradación de la performance del motor puede ser producto de la suciedad o corrosión de las paredes internas del conducto de aire y los compresores, novedades que fueron encontradas en el motor de la aeronave accidentada, durante el peritaje realizado.

2.11. El manual de mantenimiento del motor recomienda el uso de filtros (sand filter) para protegerlo cuando se opera en ambientes contaminados, evitando la ingesta de arena y/o polvo. Éstos, son absorbidos por el motor, principalmente, durante los aterrizajes y despegues. El personal de mantenimiento de la empresa entrevistado, coincidió en señalar que a esta aeronave nunca se le instalaron los filtros y que su uso era necesario, en consideración al tipo de operación y al tipo de zona donde operó la aeronave, la cual, conforme a los antecedentes recabados durante la investigación, habría operado en zonas desérticas, montañosas y en combates de incendios, vale decir, dentro de atmósferas contaminadas o arenosas, por lo que habría estado expuesta en el tiempo, a la ingesta de material abrasivo, especialmente durante los aterrizajes y despegues.

2.12. Relacionado con lo anterior, dentro de los antecedentes de mantenimiento de la aeronave, no se encontraron registros por concepto de control de erosión de los álabes. Esto cobra importancia al considerar que, según el manual del motor, cuando se opera en atmósferas contaminadas (como ocurrió en este caso), este tipo de controles debe ser realizado cada 25 horas.

2.13. Durante la aplicación del Service Bulletin (por remoción y reinstalación del motor), realizado el 28 de enero de 2014, no fue efectuada la prueba T4, la cual por indicaciones del manual del motor, debió ser efectuada.

2.14. Tampoco se encontraron registros por concepto de lavado o enjuague del compresor del motor entre las últimas inspecciones T1 y T2, toda vez que la aeronave operó en atmósferas contaminadas, sobre superficies de arena y polvo, situación que contribuyó al daño interno del motor en el tiempo.

2.15. Según lo relatado por el mecánico de mantenimiento que realizó la última inspección de 200 horas (T1) al motor, en la localidad de Palena, los álabes del compresor fueron inspeccionados, oportunidad en la cual, si bien presentaban erosión, éstos se encontraban dentro de tolerancia. Cabe señalar que esta verificación fue realizada por el mecánico de la aeronave, 44 horas antes del accidente, sin contar con la supervisión presencial de un supervisor de mantenimiento.

No obstante lo anterior, el peritaje realizado al motor, señaló que el compresor axial estaba cubierto de hollín y polvo, y que la capa de erosión estaba fuera de tolerancia, concluyéndose que el motor había alcanzado el límite para su remoción.

2.16. Basado en todos los antecedentes analizados, se puede señalar que la degradación de las performances del motor se produjeron por el ensuciamiento de las paredes del conducto de aire y erosión de los compresores, en el tiempo, lo que finalmente provocó una alta temperatura de operación y el colapso del motor.

3. CONCLUSIONES

3.1 El piloto mantenía su licencia y habilitaciones vigentes.

3.2 El helicóptero se encontraba con su certificado de aeronavegabilidad y de matrícula vigentes.

3.3 La aeronave se accidentó mientras efectuaba un traslado de carga externa en un sector cordillerano.

3.4 El peritaje realizado al motor estableció que el compresor axial estaba cubierto de hollín y polvo y la capa de erosión estaba fuera de tolerancia, concluyéndose que el motor había alcanzado el límite para su remoción.

3.5 La degradación del motor se produjo en el tiempo lo que finalmente provocó una alta temperatura de operación y el colapso del motor.

3.6 El helicóptero estaba siendo operado sin filtros (sand filters), en atmósfera contaminada, lo que contribuyó a la degradación del motor.

3.7 No se encontraron registros de control de erosión de los álabes cada 25 horas, ni de lavado o enjuague de compresor entre las últimas inspecciones T1 y T2, ni de pruebas de potencia de motor, T4.

3.8 La última inspección realizada a la aeronave T1, no fue asistida por un Supervisor de Mantenimiento.

3.9 La aeronave se precipitó a tierra en la aproximación al punto de descarga, debido a una falla de motor, originado por una degradación interna, que provocó el colapso de éste.

3.10 A consecuencia de la caída, la aeronave resultó destruida por el impacto y la acción del fuego, falleciendo el piloto en el lugar del suceso.

4 CAUSA DEL ACCIDENTE

Falla de motor en vuelo, producto de la degradación de las performances del motor por el ensuciamiento o erosión de las paredes del conducto de aire y los compresores, en el tiempo, lo que finalmente provocó una alta temperatura de operación y el colapso del motor.

5 FACTORES CONTRIBUYENTES

5.1 No utilización de filtros de aire en atmósferas contaminadas.

5.2 Falta de registro de las actividades de mantenimiento, que permitieran verificar el control, cumplimiento, seguimiento y aplicación de acciones correctivas.

6 RECOMENDACIÓN

Se recomienda el cumplimiento de lo indicado en el manual de mantenimiento de la aeronave, sobre el uso de filtros (sand filters) cuándo se opere en atmósferas contaminadas o atmósferas cargadas con arena, con el propósito de evitar la degradación de las performances del motor producto de ensuciamiento o corrosión de las paredes del conducto de aire y los compresores.

Registrar detalladamente todos los trabajos e inspecciones que el programa del fabricante tiene establecido, con el propósito de verificar adecuadamente el control y cumplimiento del proceso del mantenimiento de las aeronaves.

Difundir esta investigación por medios institucionales, con fines de prevención.

CARLOS RIQUELME SANDOVAL
INVESTIGADOR TÉCNICO

ÁNGEL ESPINOZA REYES
INVESTIGADOR ENCARGADO

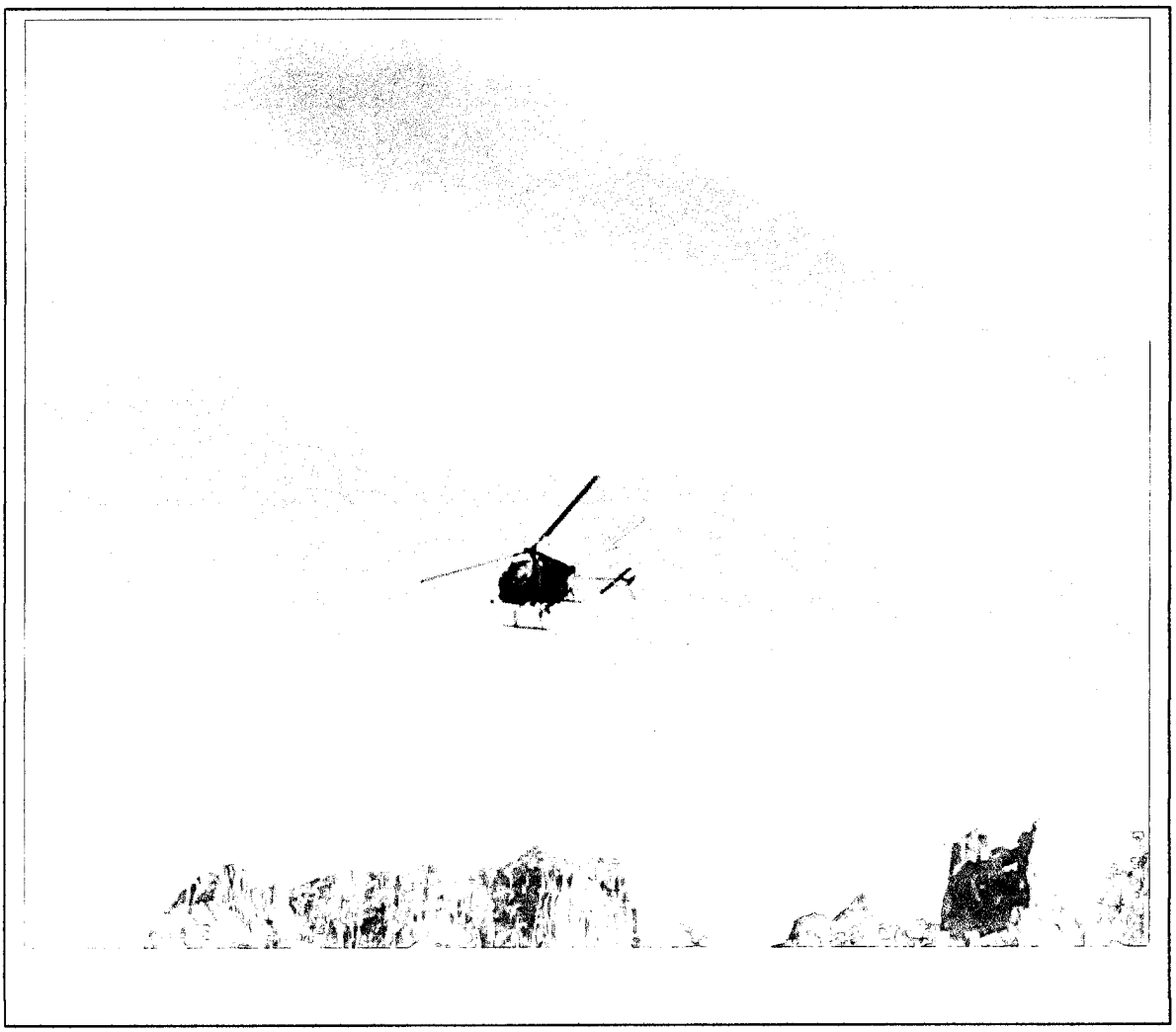
ANEXOS

ANEXO "A" Fotografia obtenida por un testigo del accidente.
ANEXO "B" Informe Técnico y fotografias de daños.
ANEXO "C" Fotografia lugar del accidente.
ANEXO "D" Diagrama Velocidad Altura.

ANEXO “A”

ANEXO "A" /

FOTOGRAFÍA TOMADA POR UN TESTIGO



Se indica el fuego saliendo por la tobera del escape del motor.

ANEXO “B”

INFORME TÉCNICO

1. ANTECEDENTES GENERALES DEL SUCESO, CASO N° 1736AE

LUGAR, FECHA Y HORA LOCAL	:	Quebrada Hilario, al Este de la ciudad de San Fernando, sector cordillerano Región del Libertador Bernardo O'Higgins, el 12 de marzo de 2015, a las 08:48 hrs.
TIPO DE AERONAVE	:	Helicóptero monomotor, turbo eje marca Aerospatiale, modelo SA.315B tren de aterrizaje, tipo skid.
TIPO DE SUCESO	:	Accidente de aviación.
SÍNTESIS DEL SUCESO	:	Durante un vuelo de trabajo aéreo con carga externa, en un sector cordillerano al Este de la ciudad de San Fernando durante la aproximación a un punto donde iba a depositar la carga, el motor del helicóptero emitió ruidos y luego llamas continuas a través de la tobera de escape, para luego descender hasta impactar en el fondo de una quebrada a unos 300 metros de distancia de un campamento de geología.
CONSECUENCIAS	:	El piloto de la aeronave resultó fallecido, el helicóptero destruido y quemado casi en su totalidad.

2. PROPÓSITO Y ALCANCE

2.1. Establecer las posibles causas técnicas que hubiesen provocado o contribuido al suceso de aviación investigado.

2.2. Proponer recomendaciones de orden técnico, para evitar su repetición.

3. DAÑOS DE LAS AERONAVE

3.1. Fuselaje y estructura central

3.1.1. Cabina totalmente destruida tanto por el impacto contra el terreno, como por el incendio producido posterior a este.

3.1.2. El cubo principal, tenía todos sus componentes unidos al cuerpo central y sólo estaban afectados por el incendio.

3.1.3. Las palas principales se encontraron unidas al cubo, presentaban deformaciones a lo largo de sus estructura y sus bordes de fuga despegados.

3.1.4. La transmisión principal estaba unida a su base, dos de sus montantes quebrados, no presentaba daños externos, sólo estaba afectada por el incendio.

3.1.5. El mástil estaba ennegrecido y afectado por la temperatura generada en el incendio.

3.1.6. El conjunto de embrague estaba sin daños externos, sólo una parte de éste estaba desacoplado al motor.

3.1.7. Tren de aterrizaje: ambos Skies, derecho e izquierdo, quebrados.

3.1.8. Todos los instrumentos y equipos de comunicación carbonizados.

3.1.9. Los controles tanto de la aeronave (cíclico y colectivo) como los de motor, afectados por la alta temperatura del incendio.

3.1.10. Los asientos y el equipamiento interno de cabina estaban calcinados.

3.2. Estructura de cola

3.2.1. La unión al fuselaje central deformada, con varios tubos quebrados y doblados. Resto de la estructura ennegrecida por la acción del fuego.

3.3. Conjunto del cono de cola

3.3.1. El eje de transmisión de movimiento al rotor de cola se encontró desprendido de la transmisión, no presentaba deformaciones y se encontrada afectado por la alta temperatura.

3.3.2. Las tres palas se encontraron unidas al cubo, pero con diversos daños, una de ellas quebrada en la mitad de su estructura y la otras dobladas en la mitad de su superficie, con deformaciones y pérdida de material.

3.3.3. La transmisión de cola y el cubo estaban con hollín, pero sin daños en sus carcasas.

3.4. **Motor**

3.4.1. Desprendido de su bancada. Toda su carcasa afectada por la alta temperatura producida por el incendio.
3.4.2. Ambas tomas de aire deformadas.
3.4.3. La tobera de escape deformada y con varias partiduras.
3.4.4. El estanque de aceite presentaba una rotura en su parte inferior.
3.4.5. El conjunto del filtro de aceite quebrado.
3.4.6. Caja de engranajes, quebrada en la parte superior izquierda.
3.4.7. Montantes delanteros quebrados.
3.4.8. Los ductos de goma y cables eléctricos quemados por el incendio.
3.4.9. Todos los accesorios afectados por el incendio.

4. INSPECCIONES, PERITAJES Y/O PRUEBAS FUNCIONALES

En el sitio del suceso, se pudo constatar lo siguiente:

4.1. Cabina y estructura central

4.1.1. La totalidad de los componentes que forman parte de esta sección, estuvieron afectados en primera instancia por las fuerzas y cargas de impacto y el fuego que en forma inmediata se produjo, quemando y (o) calcinando todo el material liviano, la documentación reglamentaria y de vuelo, además de los asientos.

4.1.2. La totalidad de los instrumentos y equipos de navegación se encontraron con alto, de grado de destrucción.

4.1.3. La cúpula frontal (parabrisas), parte superior y de la puerta izquierda destruidas, por los fenómenos presentes en el suceso (la puerta derecha había sido removida, para mejor visión del piloto en la función de carga).

4.1.4. La condición final de las palas principales, demostraron que éstas impactaron a bajas rpm, dos de ellas presentaban daños de partiduras de su revestimiento en varias partes de su estructura, además de ser afectadas por el incendio, la tercera tenía separación de la piel del intradós y extradós en sentido longitudinal.

4.1.5. Las palas del rotor de cola y los daños observados, se debieron al impacto contra el terreno.

4.1.6. Ambos Skies, derecho e izquierdo, con daños de impacto con alta energía.

4.1.7. En atención a la anormalidad ocurrida durante el vuelo, y que afectó al motor, se determinó efectuar un peritaje preliminar a este componente mayor. Este trabajo se

efectuó en las instalaciones del CMA del operador, con la participación del Investigador Técnico que suscribe este informe, el Gerente de mantenimiento y dos mecánicos del CMA. La verificación efectuada, pudo determinar:

4.1.7.1. El motor estaba con gran cantidad de hollín producto del fuego y su carcasa afectada por la alta temperatura generada en el incendio, además de abolladuras diversas en gran parte de ella. Presentaba además, una partidura en la parte superior de la carcasa en forma de ángulo recto de 12 x 10 cm y una perforación en el revestimiento exterior del compresor axial, lado izquierdo de una pulgada de diámetro.

4.1.7.2. El fitting de fijación del Chip detector al motor estaba quebrado en su parte superior, no obstante pudo ser removido, verificando que no tenía partículas metálicas.

4.1.7.3. La entrada del compresor axial se encontró con bastante hollín, producto del fuego post accidente, además de suciedad y polvo en los primeros alabes. No se observaron elementos, o partes sueltas hacia el interior de esta sección.

4.1.7.4. Se trató de mover el compresor del motor manualmente, encontrándose trabado.

4.1.7.5. Se removió la tobera de escape, teniendo acceso a la última etapa de la turbina, verificando que la totalidad de sus álabes tenían pérdida de material en los extremos. De igual modo, los álabes estatores tenían pérdida de material en las parte media de ellos.

4.1.7.6. Se removieron primeramente la bujía-inyector de combustible izquierda (Torch igniter) y luego la toma de aire P3, introduciendo la guía del equipo del boroscopio, verificando que la cámara de combustión no presentaba daños y el compresor centrífugo presentaba un desalineamiento y marcas de golpes, en la parte difusora, además de erosiones en su estructura.

4.1.7.7. Adicionalmente se tomaron muestras de combustible usado por el motor de la aeronave afectada, proveniente del estanque que posee la empresa en la base principal y la otra del camión repostador que la empresa operadora mantenía en la zona cordillerana, en un punto de aterrizaje eventual, denominado "Stock". Las muestras obtenidas fueron analizadas en un laboratorio especializado, encontrándose ambas sin observaciones, de acuerdo a la norma ASTM D1655-14A.

4.1.7.8. No se dispuso combustible de la aeronave para su testeo, en virtud de la rotura del estanque debido al impacto, el cual se inflamó y quemó totalmente.

5. ESTADO DE MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE

5.1. La revisión a los registros de mantenimiento de la aeronave pudo establecer:

5.1.1. El Programa de Inspecciones establecido por el fabricante, era realizado por el operador a través de un Centro de Mantenimiento Aeronáutico (CMA), autorizado por la DGAC. De igual modo, el Peso y balance, Plan de reemplazo de componentes, aplicación y cumplimiento de Directivas de aeronavegabilidad (AD's y DA´s).

5.1.2. El manual de mantenimiento de la aeronave, establece una inspección básica de 400 hrs., además de otras inspecciones especiales las cuales están referidas a diversos ítemes, entre otras:

- Limpieza del elemento del filtro de metal de combustible. : cada 800 hrs.
- Chequeo de presencia de agua en el aceite. : cada 6 meses.
- Verificación de unión cabina-estructura. : cada 50 hrs.
- Inspección por trizaduras a los cuff (manguitos) de las palas
- principales. : cada 400 hrs.

5.1.3. Relación de inspecciones efectuadas durante el año 2015:

5.1.4. Aeronave:

- 15 de enero : Aplicación AD N° 1998-288-042A R1 inspec. Palas T/R) e inspección de 50 hr/1 mes (verificación de unión cabina/estructura.)
- 22 de enero : Inspección periódica de 400hrs/12 meses, aplicación de AD N°1998-288-042A R1, e inspección de 100 hr al load Cell onboard (6.305,1 h).
- 24 de enero : Inspección de 200 y 100 hrs. (6.309,2 h).
- 28 de enero : Inspección de 100 hrs./6 meses a Main Rotor Blades y Cumplimiento de los AD's 1998-288.042-A-R1 y 1998-171-039 (A) R2 (6.323,1 hrs.)
- 10 de febrero : Inspección de 100 hrs./12 meses a ELT (6.385,0 h).
- 11 de febrero : Inspección de 50 hrs./1 mes, unión cabina-estructura. Cumplimiento AD 1998-288-042-A-R1 (6. 392,0 hr).
- 13 de febrero : Inspección de 200 hrs. y aplicación AD 1998-288-042-A-R1 (6.403,0 hr).
- 14 de febrero : Inspección de 100 h y cumplimiento AD's 98.277.040 (A) R1 y 05-14 lubricación a main drive shaft (6.410,0 h).
- 16 de febrero : Inspección de 100 h/6meses a M/R blades y cumplimiento AD's 1898-288-042 (A) RI T/R y 98-171-039 M/R blades (6424,0).

- 05 de marzo : Inspección de 50 hrs./1mes, unión cabina/estructura (6.443,0 hr).
- 08 de marzo : Inspección de 6 meses a Main Gear Box-fire extinguisher.

En las inspecciones referidas en este punto, fueron realizadas sin encontrar observaciones referidas al control de la aeronave principalmente

5.2. **Motor:**

5.2.1. El mantenimiento de este motor está definido en el manual del fabricante, N° de parte 21800937 revisión N° 37 de fecha octubre 2014. Las inspecciones están clasificadas en tres grupos:

5.2.2. Chequeos de rutina, el cual comprende los siguientes chequeos:
- Check antes del primer vuelo del día.
- Check de pre-vuelo.
- Check de post-vuelo.
- Check después del último vuelo del día.

5.2.3. Inspecciones periódicas.
Son de 2 tipos, una cada 200 (T1) y otra cada 400 hrs. (T2) Las últimas inspecciones efectuadas al motor por parte del CMA, durante los años 2014 y 2015, fueron:
- 16-de mayo de 2014 : Inspección T1, 200 h a las 1.803,6 hrs.
- 18 de diciembre de 2014 : Inspección T2, 400 h a las 2.002,3 hrs.
- 13 de febrero de 2015 : Inspección T1, 200 h a las 2.203,6 hrs.

5.2.4. La inspección que indica el manual, después del último vuelo del día, contempla verificar:
- Filtraciones desde el rodamiento del soporte trasero.
- Revisión del chip detector.
- Chequeo de la condición de la carcasa y del difusor de salida por trizaduras.
- Condición de la 3ra. Etapa (última) de la turbina.
- Chequeo de los filtros en las tomas de aire (al estar instalados).

5.2.5. La Bitácora de vuelo en los 6 últimos meses, no consigna notas u observaciones referidas a los ítems antes descritos.

5.2.6. La revisión de los registros de mantenimiento no se encontraron anotaciones por discrepancias relativas a fallas de motor respecto a potencia, alta temperatura, u otras relacionadas con la performance de la aeronave, por parte de pilotos

5.2.7. Eventos técnicos de mantenimiento mayor efectuados al motor afectado:
- 07 de septiembre de 2009 : Overhaul a las 5.949 hrs. de la aeronave.

- 13 de marzo de 2013 : Cambio de sello del porta inyector por filtración, realizado por personal Turbomeca, en CMA 233, a las 1.016 hrs. desde overhaul.
- 28 de enero de 2014 : Remoción del motor para la aplicación del Service Bulletin N°218720100, inspección de sello de laberinto central, por la aplicación del AD 2004-016 (A) por parte de personal Turbomeca en el CMA 233, a las 1.749,1hrs. desde overhaul.
- 25 Abril de 2014 : Instalación de motor por el trabajo realizado anteriormente.

5.2.8. El estatus de AD's había sido cumplido por parte del operador a través del CMA contratado, teniendo a la fecha solo tres directivas que le afectaban, dos de ellos fueron incorporados en las inspecciones diarias (Nrs. F-1996-071-035 (B) R1 y F-2004-016 (A). El tercero (F-2004-016(A) es aplicado cada 1.750 hrs, siendo su último cumplimiento el 28-01-2014.

5.2.9. El manual del motor contempla además, acciones de mantenimiento que permiten mantener el rendimiento mecánico, mediante el control y la eliminación de suciedad, materias abrasivas y formación de corrosión, las cuales al introducirse al interior del motor y adherirse en los álabes de los compresores, los degradan alterando su rendimiento mecánico. Estos trabajos consisten en la limpieza, lavado y protección interna del motor (Ref. manual de Turbomeca 72-00-08, octubre 2014).

5.2.10. Otra de las inspecciones que señala el manual, es la verificación del grado de erosión de los álabes del compresor axial, mediante un calibre, o una herramienta especial, la cual establece el nivel de erosión y según su resultado, indica el procedimiento a seguir, desde efectuar acciones de limpieza y lavado de los compresores, hasta la remoción del motor, cuando la erosión se encuentra fuera de los límites de tolerancia. Cuando la aeronave vuela en atmósferas arenosas, esta inspección debe efectuarse cada 25 hrs. En vuelos de atmósferas normales, o sin contaminación la periodicidad de inspección mediante este calibre, será cada 200 hrs. (Ref MM Turbomeca cap. 72-30-01. Pag. 601/606).

5.2.11. El cuadro que se indica más abajo, resume la periodicidad respecto a la protección del motor (Ref. MM Turbomeca cap. 72-00-8, pág. 201 a 216).

a) Operación en atmosferas contaminadas:

Frecuencia	Enjuague	Lavado	Limpieza	Protección externa
Diariamente, después del último Vlo. del día		X		
Semanalmente, o cada 50 horas			X	X

b) Operación en atmosferas corrosivas o salinas.

Frecuencia	Enjuague	Lavado	Limpieza	Protección externa
Diariamente, después del último Vuelo del día	X			
Semanalmente, o cada 50 horas			X	X

c) Operación en atmosferas cargadas de arena.

Frecuencia	Enjuague	Lavado	Limpieza
Diariamente, después del último Vuelo del día	X		
Semanalmente, o cada 25 horas.		X	
Mensualmente o cada 50 horas.			X

- Otros procedimientos recomendados por el fabricante que permiten detectar problemas de la performance del motor, son:
- Corridas en tierra (Ground test run-up) al término de cada inspección, según procedimiento que describe el manual (Cap.72-00-5).
- Pruebas de potencia (T4), en los casos que indica el manual de mantenimiento: al overhaul; cuando es cambiado; cuando es reparado; por discrepancias de pilotos, o de mantenimiento referidas a potencia o temperatura, u otros de tipo relevante que estime el operador.
  El valor T4, es un valor de calibración de temperatura del motor que se obtiene mediante una prueba que realiza el piloto, posterior a las acciones de mantenimiento antes mencionadas, registrándose en Bitácoras su resultado.
  No se verificaron anotaciones por concepto de las acciones antes indicadas.
- Análisis Espectrométrico del aceite (SOAP), sugerido.

5.2.12. El control de erosión de los álabes del compresor axial, fueron efectuadas en las revisiones T1 y T2, sin embargo, no hay registros de inspecciones que debieron haberse efectuado cada 25 hrs. cuando la aeronave operó en ambientes arenosos o contaminados, tal como lo indica el manual de mantenimiento del motor (72-30-01, pag. 603).

5.2.13. No hay registros por concepto de lavado del compresor del motor entre las inspecciones antes mencionadas, cuando la aeronave realizó trabajos en ambientes arenosos o contaminados, entre los meses de octubre 2014 y enero 2015.

5.2.14. No hay registro de la prueba de potencia (T4) del motor (Nro. de serie 984) a su instalación, por la aplicación del Service Bulletin N°218720100, inspección de sello de laberinto central (AD 2004-016 (A). Este motor fue removido para realizar este trabajo y posteriormente instalado.

5.2.15. El cambio de aceite de acuerdo a lo que está establecido en el manual es cada 1.500 hrs., o 2 años, como tiempo máximo. El último cambio fue realizado en el mes de abril de 2014, a las 1.749,1 de motor, transcurriendo 500 hrs. a la fecha del suceso.

5.2.16. Sobre la base de la información de vuelo consignada en la Bitácora de vuelo, y mantenimiento, durante los 5 meses previos a la ocurrencia del suceso, entre el 07 de Octubre de 2014 y el 06 de marzo de 2015, la aeronave realizó un total de 92 operaciones, con un total de 360 horas, efectuando 52 vuelos en operación de magnetometría en zona montañosa (concentración de arena, o polvo flotante en el aire), 21 vuelos en combate de incendios y 19 otros tipos de vuelos.

5.2.17. En dicho período hubo varias acciones de mantenimiento respecto a inspección de limpieza de la aeronave (palas principales y de rotor de cola, etc) y una acción de lavado a los compresores del motor (13 de febrero de 2015).

5.2.18. De acuerdo a lo verificado en las copias de la Bitácora de vuelo y mantenimiento, del período indicado, no hubo reportes de pilotos o discrepancias de mantenimiento, en cuanto a problemas de potencia, sobre temperatura, presión de aceite, u otro tipo de discrepancias del motor.

5.2.19. Los filtros para uso en zonas arenosas, el fabricante los define como equipamiento opcional. A la aeronave siniestrada, nunca le fueron instalados este tipo de filtros.

6. Peritaje del motor realizado en Francia

6.1. Con el propósito de establecer los factores, o elementos mecánicos que provocaron la falla, este componente fue enviado a la fábrica Turbomeca (Francia) para un peritaje. Dicho trabajo técnico estuvo bajo la supervisión del organismo francés de Investigación de Accidentes de aviación (BEA), un representante del Departamento Prevención de Accidentes de la DGAC de Chile, un representante del propietario de la aeronave y un equipo de ingeniería de Turbomeca, a cargo del trabajo. El informe del organismo francés, determinó:

6.1.1. En el proceso desarme, se comprobó una gran presencia de suciedad en las paredes internas del motor (trayectoria del aire), erosión generalizada de las partes internas del motor, especialmente erosión fuera de tolerancia de las etapas de los

compresores y los álabes de las tres etapas de la turbina quemados. La capa de protección de color azul a partir de la admisión de aire estaba cubierta con una capa mezcla de polvo y aceite.

6.1.2. El compresor Axial estaba completamente cubierto de hollín y polvo, al ser medida esta capa de erosión mediante el calibre especial, indicó que ésta estaba fuera de la tolerancia según los criterios que el manual tiene establecido, alcanzado el límite máximo lo cual implica remover el motor, para una inspección detallada.

6.1.3. En la inspección realizada en un laboratorio de la fábrica, se confirmó una erosión importante en las puntas y en los bordes de salida de la cara de presión de todos los álabes. Adicionalmente fue observado la pérdida del "Hypalon" (adhesivo que se instala entre el impeller y el inductor de la rueda del compresor que absorbe las vibraciones que se producen entre las partes).

6.1.4. Todos los rodamientos fueron encontrados en buenas condiciones, sin evidencias de atascamiento o sobre temperatura. La lubricación de ellos siempre fue efectiva hasta el momento del impacto.

6.1.5. La inspección visual del compresor centrífugo detectó una gran erosión en el borde de ataque de los álabes del Inductor y en la cara de presión de los álabes del Impulsor, al efectuar una dimensión de ellos se encontraron todos fuera de tolerancia. El borde de ataque de los álabes del difusor estaban muy desgastados por la erosión. Este fenómeno, hizo que estos bordes se desgastaran, por lo que habría generado trizaduras y eventualmente pérdidas de material en algunos de ellos.

6.1.6. La cámara de combustión estaba en buenas condiciones. La inspección visual pudo comprobar que no estuvo sometida a elevadas temperaturas. El perno de fijación de la placa de turbulencia "Swirl", se encontró muy erosionado.

6.1.7. Las tres etapas de la turbina se encontraron muy quemadas, comprobando:

6.1.7.1. La 1era. etapa tenía todos los álabes quemados, los estatores no mostraban signos de sobrecalentamiento.
6.1.7.2. La 2da. Etapa, mostraba una fusión parcial de los álabes estatores.
6.1.7.3. La 3ra. Etapa, con fusión total de los álabes del estator.

6.1.8. El informe indica además, que dada la condición de los componentes del motor, se estima que la temperatura alcanzada por este componente mayor, al momento de la falla, fue de 1.300°C. aproximadamente (la temperatura máxima aceptada durante la partida en prueba T4, es de 680°C por 2 segundos, la temperatura normal de partida en esta prueba es entre 500° a 550° C).

6.1.9. El difusor de salida de los gases de escape, se encontró deformado y las superficies internas cubiertas parcialmente con material fundido proveniente de los álabes y los difusores.

6.1.10. La unidad de control de combustible (FCU) y la bomba de combustible fueron probadas en banco de prueba, con el propósito de obtener un comportamiento general y el flujo máximo de combustible entregado, algunos resultados de prueba no estuvieron en conformidad con las especificaciones técnicas de Turbomeca, no obstante el resultado funcional estuvo acorde con las unidades que operan en terreno.

6.1.11. La conclusión a que llega este informe, es que de acuerdo a la cantidad de suciedad encontrado en las paredes internas del motor (trayectoria del aire), sumado a la erosión fuera de los límites aceptables en los compresores, alteraron y redujeron el flujo de aire, situación que hizo aumentar la cantidad de combustible, generando un fuerte aumento de la temperatura interior, lo que quedó reflejado en la condición de sobre temperatura en las etapas de la turbina.

6.1.12. En el caso de la reducción y alteración del flujo de aire a través de su trayectoria, habría generado un fenómeno denominado "Surge" (fluctuaciones y variaciones del aire hacia el interior del motor), alterando su performance y disminuyendo la potencia, repercutiendo notoriamente en el vuelo de la aeronave. Este fenómeno es percibido como fuertes ruidos desde el exterior, aspecto que sintieron los testigos que estaban en tierra.

7. INFORMACIÓN ADICIONAL

En atención a lo expuesto en los párrafos precedentes, algunos integrantes del CMA, manifestaron por escrito aspectos específicos de mantenimiento de la aeronave afectada:

7.1. En primer término uno de los Supervisores responsables del control de calidad de los trabajos, según lo indica el Manual de Procedimientos de Mantenimiento (MPM), señaló que en los últimos 6 meses no había reporte de pilotos, respecto a fallas de motor y que a éste nunca se le habían instalados filtros para operar en zonas arenosas.

7.2. El segundo Supervisor de mantenimiento y como suplente para el control de calidad de los trabajos del CMA, señaló en cuanto al lavado de compresor que no existen anotaciones por este concepto en los registros. Además, acotó que el mecánico que realizó la última inspección al motor encontró que algunos álabes de la turbina, en sus bordes de ataque presentaban desgaste, pero que al verificar el grado de erosión de los álabes con la herramienta especial, éstos se encontraban dentro de tolerancia.

7.3. En cuanto al mecánico que efectuó la última inspección al motor, el día 13 de febrero de 2015, señaló que el motor de la aeronave mientras estuvo en la empresa, nunca usó filtros anti arena. Además, relató que realizó la inspección de 200 hrs al motor y que verificó el desgaste de algunos álabes de la turbina, los cuales presentaban a simple vista un desgaste en sus bordes de ataque. Luego, señaló que verificó por medio de una herramienta especial el grado de erosión de los álabes, cuyo resultado fue que estos estaban en tolerancia.

8. ANÁLISIS

En atención a lo señalado en los párrafos precedentes, es factible señalar que:

8.1. El peritaje realizado al motor en la fábrica Turbomeca comprobó que la formación de materia abrasiva, compuesta de polvo y aceite que se adhirió a las paredes internas en ambos compresores, en el curso del tiempo, la cual erosionó y dañó los álabes de ellos especialmente los bordes de ataque, distorsionando su condición aerodinámica, aspecto que disminuyó el rendimiento efectivo de este componente.

8.3. Asociado con lo anterior, la capa de suciedad al estar fuera de la tolerancia establecida por el manual, alteró y redujo el flujo de aire en su trayectoria a través del ducto de aire, lo que habría contribuido a la formación del fenómeno "Surge", lo que produjo que la cámara de combustión no recibiera un fluido homogéneo en cuanto a cantidad, presión y temperatura en forma constante.

8.4. La reducción del flujo de aire, fue compensada con el aumento de la cantidad de combustible en el proceso de combustión, situación que generó elevadas temperaturas del motor, calor suficiente para que gran parte de los álabes rotores y parte de los vanes de los estatores se fundieran lo que se vio reflejado en la condición final de las ruedas de turbina. Esta situación provocó la pérdida de la potencia del motor, produciendo el colapso total de este componente.

8.5. De acuerdo a las declaraciones efectuadas por el personal de mantenimiento del CMA, coinciden en señalar que si el motor hubiese estado dotado con filtros anti-arena para su protección en las operaciones en ambientes arenosos o contaminados, habría constituido una de las barreras que hubiese impedido la formación de la suciedad interna detectada.

8.6. Los registros de mantenimiento indicaban que el operador de la aeronave habría estado realizando el mantenimiento de acuerdo a lo señalado en el párrafo 5.1.1.de este informe.

8.7. Las operaciones de la aeronave efectuadas en zonas arenosas y (o) contaminadas, demandaba inspecciones a los álabes del compresor axial y lavado de los

compresores cada 25 hrs. según lo indica el manual de mantenimiento, pudiendo establecer que no habían anotaciones en los registros de mantenimiento, por este concepto con la periodicidad antes señalada. Además de lo anterior no había registros de pruebas de potencia del motor (T4), especialmente en el trabajo de aplicación del Service Bulletin de fecha 28 de enero de 2014.

9. CONCLUSIONES

9.1. El operador aplicaba el mantenimiento diseñado por el fabricante según lo señalado en el párrafo 5.1.1. de este informe.

9.2. La falta de control de erosión del compresor axial entre las inspecciones T1 y T2 del motor, cada 25 hrs., por operaciones en ambientes arenosos, o contaminados, habría contribuido a su degradación.

9.3. La falta de registros por pruebas de potencia T4, habría permitido monitorear en forma más adecuada el comportamiento del motor.

9.4. Las acciones no efectuadas en cuanto a limpieza y lavado a los compresores cada 25 hrs., durante las operaciones en zonas arenosas, o contaminadas, pudieron haber disminuido la formación de erosión del motor.

9.5. El peritaje realizado al motor en la fábrica Turbomeca determinó que alta erosión y suciedad en las paredes internas en ambos compresores, llevaron a la degradación del motor, lo que finalmente provocó la falla.

9.6. Las operaciones realizadas por la aeronave, durante los últimos 5 meses en ambientes contaminados sin filtros anti-arena, habrían contribuido a la degradación del motor.

10. RECOMENDACIONES

10.1. Mediante charlas dirigidas a los operadores y personal de mantenimiento, donde se destaque la importancia de las prácticas de mantenimiento, señaladas por el fabricante en cuanto a la protección de los motores, dotándolos de filtros adecuados para operaciones en zonas arenosas, o contaminadas y el lavado de los compresores con la frecuencia según el ambiente donde operan.

10.2. Registrar detalladamente todos los trabajos e inspecciones que el programa del fabricante tiene establecido, con el propósito de verificar adecuadamente el control y cumplimiento del proceso de mantenimiento de las aeronaves.

CARLOS RIQUELME SANDOVAL
INVESTIGADOR TÉCNICO

APENDICE 1

A.- ANTECEDENTES DE LA AERONAVE.			
MARCA	Aerospatiale.		
MODELO	SA.315B		
NÚMERO DE SERIE	2553		
AÑO FABRICACIÓN	1979		
PESO BÁSICO VACÍO	2.431,45 lb		
PESO MÁXIMO DESPEGUE	4.300 lb, con carga interna. 5070 lb, con carga externa.		
PLAZAS	**TRIPULACIÓN** 1	**PASAJEROS** 4	
HORAS DE VUELO AL DÍA SUCESO	**HRS. DE VUELO** 6449,3	**FUENTE** Registros de mantenimiento	
ÚLTIMA INSPECCIÓN	**FECHA** 05-03-2015	**HRS VLO** 6.443,0	**TIPO** 50 hrs./1 mes

B.- ANTECEDENTES DEL MOTOR	
MARCA	TURBOMECA
MODELO	Artouste IIIB-1
NÚMERO DE SERIE	984
T.S.O. (Tiempo desde Overhaul)	2.246,6 hrs.
T.B.O. (Time Between Overhaul)	3.000 hrs.
ÚLTIMA INSPECCIÓN, FECHA, TIPO	200 hrs., el 16-02-2015, a las 2.202,6; T1

C.- ANTECEDENTES DE LA TRANSMISIÓN PRINCIPAL	
MARCA	Aerospatiale.
N° DE PARTE	319A62-00-000-4
NÚMERO DE SERIE	3-10509
TSO (Time Since Overhaul)	1.178,5 hrs.
TBO (Time Between Overhaul)	1.200 hrs.
ÚLTIMO OVERHAUL, FECHA	16 de abril 2012
ÚLTIMA INSPECCIÓN, FECHA, TIPO	50 hrs./1 mes, el 05-03-2015

D.- ANTECEDENTES DE LAS PALAS PRINCIPALES	
MARCA	Aerospatiale.
N° DE PARTE	3160S11-55-000-00
NÚMEROS DE SERIES	14759 / 12595 / 14886
LIMITE DE VIDA	6.000 hrs.
ÚLTIMA INSPECCIÓN, FECHA, TIPO	100 hrs./6 meses, 16-02-2015, a las 6.424 hrs.

E.- ANTECEDENTES DE LAS PALAS DEL ROTOR DE COLA	
MARCA	Aerospatiale.
N° DE PARTE	3160S34-11-000-00
NÚMEROS DE SERIES	22585 / 24642 / 23710
LÍMITE DE VIDA	2.500 hrs.
ÚLTIMA INSPECCIÓN, FECHA, TIPO	100 hrs./6 meses, 16-02-2015, a las 6.424 hrs.

E.- DOCUMENTACIÓN A BORDO.				
CERTIFICADO DE MATRÍCULA	SI	OBSERVACIONES No encontrada .		
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD.	EMISIÓN	VENCIMIENTO	USO	
	No encontrado			
	CATEGORIA	Normal		
BITÁCORA DE VUELO	SI	OBSERVACIONES No encontrada.		

Nota: La documentación reglamentaria referida en este punto, se presume destruida, producto del incendio que afectó a la aeronave, no obstante en los registros que dispone la DGAC, indican que ambos certificados se encontraban vigentes.

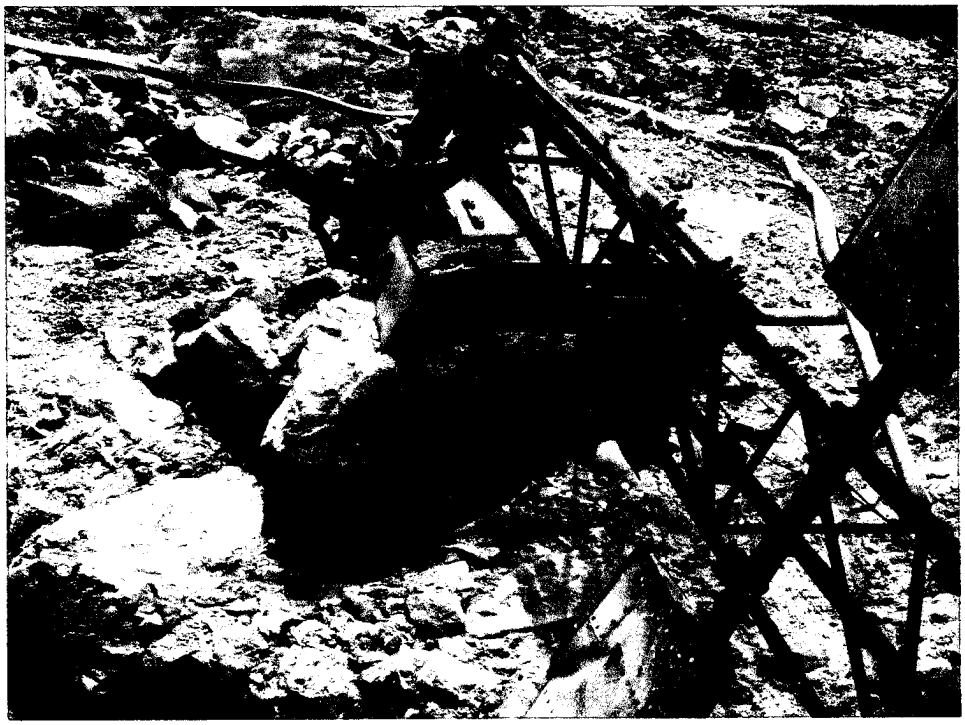
F.- DOCUMENTACIÓN AERONAVEGABILIDAD.			
PROGRAMA DE INSPECCIONES	Conforme a lo establecido en el manual de mantenimiento del fabricante y aprobado por la DGAC.		
HABILITACIÓN CMA	CLASES	TIPOS AERONAVES	
	Estructura 3, Motores 3, accesorios 1	Bell 205; Eurocopter: AS 355N; AS350B; SA 315B, otros.	
MANUAL MANTENIMIENTO	NÚMERO	FECHA	
	No tiene.	Rev.N° 29, Junio 2014	
CARTILLA DE INSPECCIÓN ÚLTIMA PERIÓDICA	NÚMERO	FECHA	
	100 hrs. N° 233CLD/025/2015	16 -Febrero -2015	
ÚLTIMA INSPECCIÓN POR PROGR. MANTENIMIENTO	TIPO	HORAS	FECHA
	50 hrs.	6.443,0	05-marzo-2015
ÚLTIMA INSPECCIÓN A LA ACFT POR PROGRAMA	El 14-04-2015, de 100 hrs. a las 6.410 hrs.		

F.- DOCUMENTACIÓN AERONAVEGABILIDAD.			
ÚLTIMA INSPECCIÓN POR RENOV. CERT. AERONAVEG.	Inspección especial por renovación, el 09-05-2013, a las 5.499,3 hrs.		
ÚLTIMA INSPECCIÓN AVIÓNICA / INSTRUMENTOS			
PLACA DE IDENTIFICACIÓN DE MATRICULA, INCOMBUSTIBLE	INSTALADA EN LA AERONAVE	SI	
PLACA DE DATOS (DATA PLATE) SEGÚN CERTIFICADO TIPO	AERONAVE	MOTOR	TRANSMISIÓN
	SI	SI	SI

MATERIA	REGISTROS		OBSERVACIONES
PROGRAMA DE INSPECCIONES.	SI		Sin observaciones.
PLAN DE REEMPLAZOS	SI		Sin observaciones.
DIRECTIVAS DE AERONAVEGABILIDAD, ADs Y DA´s).	SI		Sin observaciones.
ALTERACIONES Y REPARACIONES	SI		Sin observaciones.
PESO Y BALANCE	SI		Sin observaciones.

Fototécnica N° 1: vista general de los daños de la aeronave, teniendo relevancia los causados por el incendio.

FOTOTECNICA N° 2 Restos de la aeronave afectados por alud, quedando gran parte de su estructura, bajo material pesado.



FOTOTECNICA N° 3, conjunto de rotor de cola, distinguiéndose la condición de las 3 palas y el eje de mando hacia la caja de cola.

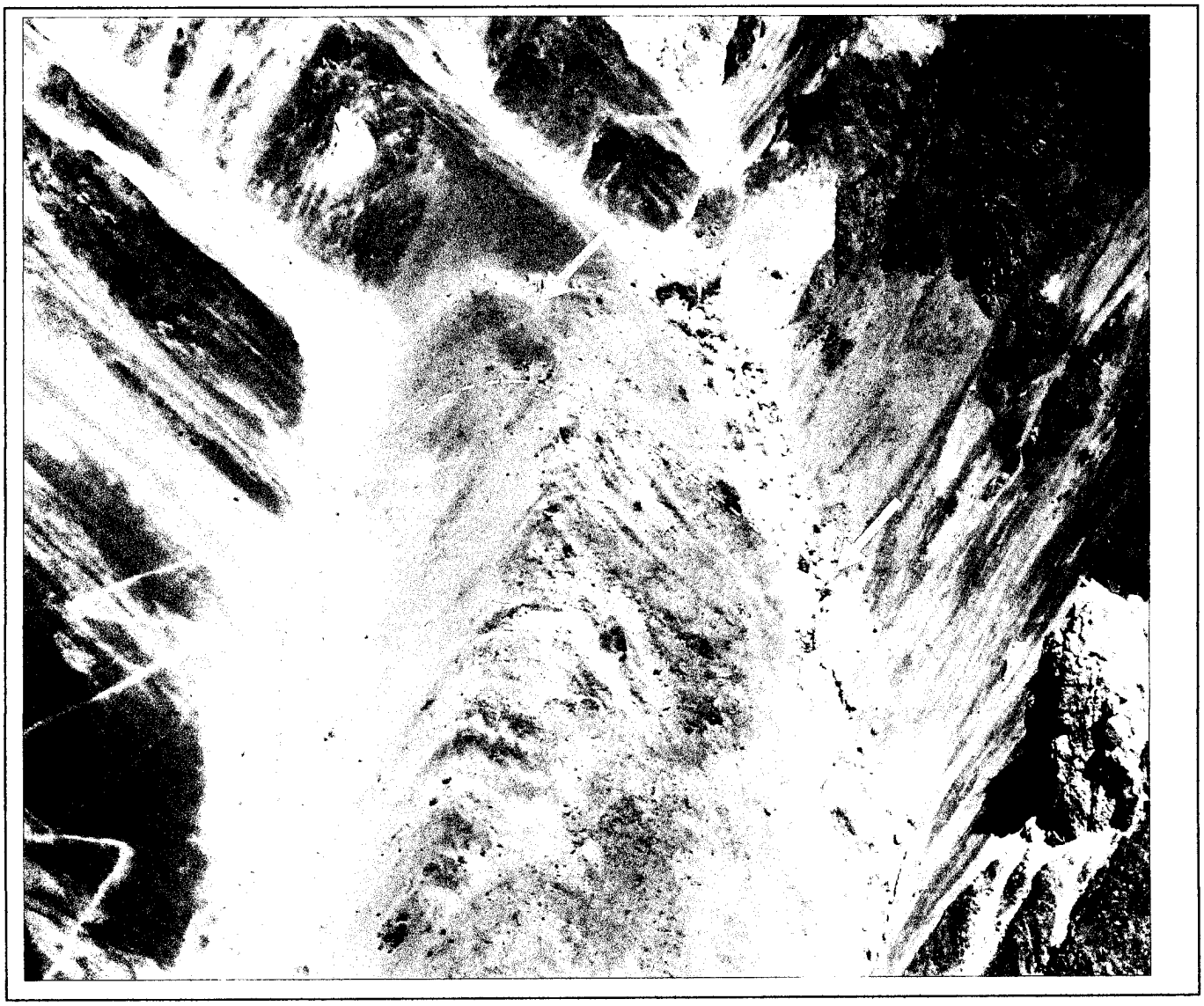
FOTOTECNICA Nº 4 Condición de los álabes de la tercera etapa de la turbina, vistos en inspección post- accidente.

ANEXO “C”

EJEMPLAR Nº 1 / HOJA Nº 1 /

A E N E X O ___"C"_____/

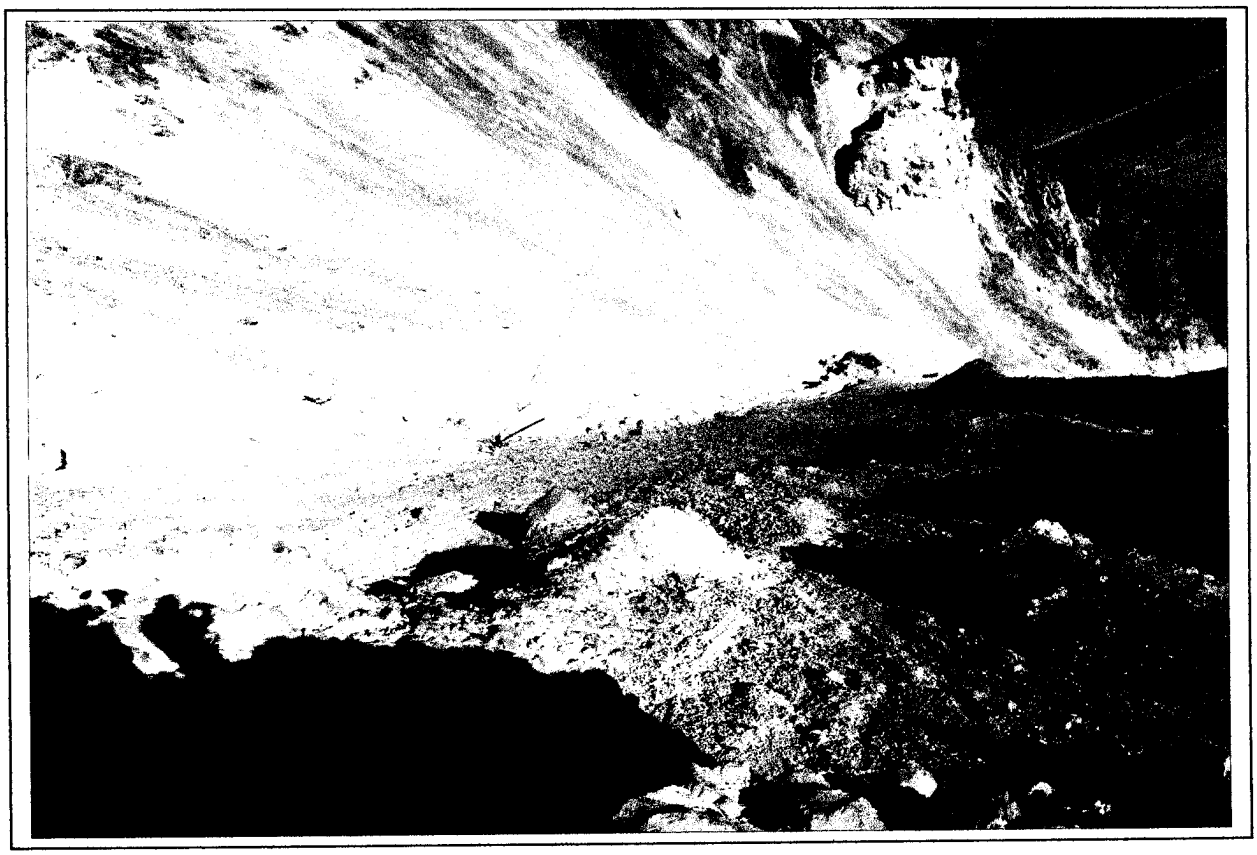
Lugar del accidente



Flecha superior indica la posición en que se encontraban los testigos.
La línea segmentada indica la trayectoria de la aeronave.
La flecha inferior indica la ubicación de los restos de la aeronave.

ANEXO _"C"___/

LUGAR DEL ACCIDENTE

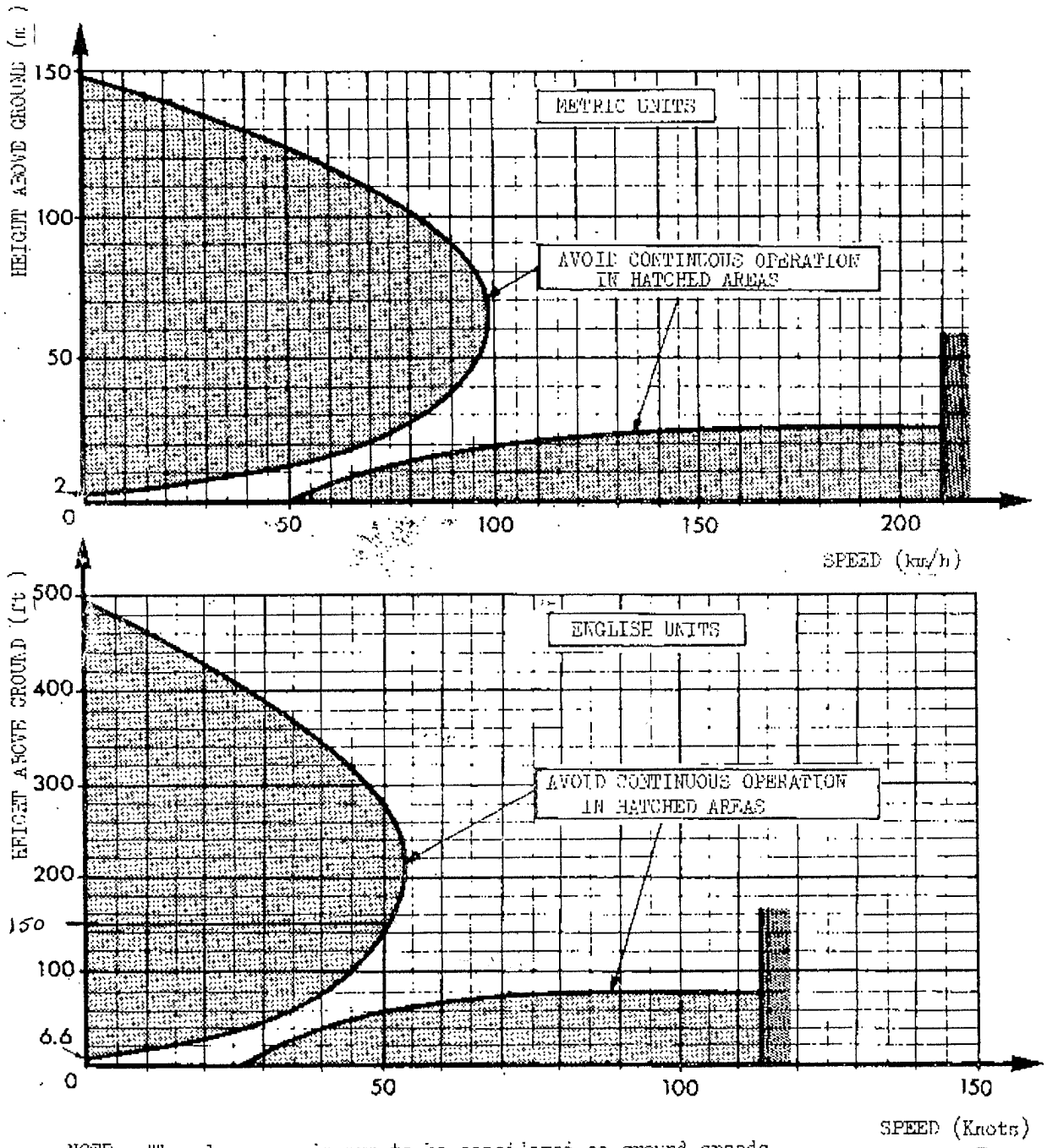


Se indica la posición en la cual quedó el helicóptero en el fondo de la quebrada.

ANEXO “D”

EJEMPLAR Nº 1 / HOJA Nº 1

Aircraft in flight, head into wind



NOTE = The above speeds are to be considered as ground speeds.

Speed - Altitude envelope

Figure 4-1

Printed in France