



INFORME FINAL

EXPEDIENTE 064/2011

ACCIDENTE

AERONAVE MARCA M.BOLKOW.

MODELO BO-105S

MATRÍCULA YV2717

EXPLOTADOR PUENTES AÉREOS DE VENEZUELA, C.A

LUGAR: CONJUNTO RESIDENCIAL LA BLANQUILLA, PUERTO

ORDAZ, ESTADO BOLÍVAR

FECHA: 15 DE DICIEMBRE DE 2011

HORA: 16:45

ACLARATORIA

El presente informe es un documento técnico que refleja las conclusiones de la **DIRECCIÓN GENERAL PARA LA PREVENCIÓN E INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES AÉREOS DEL MINISTERIO DEL PODER POPULAR PARA TRANSPORTE ACUÁTICO Y AÉREO**, con relación a las circunstancias en que se produjo el suceso, objeto de la presente investigación, con sus causas y sus consecuencias.

El Anexo 13, derivado del Convenio sobre Aviación Civil Internacional (Chicago/44), ratificado por la Ley aprobatoria del Convenio sobre Aviación Civil Internacional, publicado en Gaceta Oficial de la República de Venezuela N° 1976 de fecha 22 de febrero de 1977, indica en el Capítulo 3, Generalidades, 3.1 Objetivo de la Investigación, "El único objetivo de la investigación 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."

De acuerdo con lo establecido en el art. 97 de la Ley de Aeronáutica Civil, publicada en Gaceta Oficial N° 39.140 de fecha 17 de marzo de 2009, el objeto de la investigación de los accidentes e incidentes de aviación es determinar las causas y factores que contribuyeron al suceso, para implementar las acciones correctivas que impidan su repetición; sin perjuicio de las responsabilidades civiles, penales y administrativas a que hubiere lugar, establecidas de conformidad con el ordenamiento jurídico.

Nota. A los efectos del presente informe, se utilizará de preferencia la indicación horaria en tiempo universal coordinado UTC (Z), todas las alturas serán expresadas en referencia al nivel medio del mar (MSL) y todos los rumbos en referencia al norte magnético, a menos que expresamente se indique otra cosa.

Este informe consta de cuatro partes:

- 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.**
- 2. ANÁLISIS.**
- 3. CONCLUSIONES.**
- 4. RECOMENDACIONES.**



ÍNDICE

	Página
LISTA DE ABREVIATURAS	iv
SINOPSIS	1
1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS	2
1.1 RESEÑA DEL VUELO	2
1.1.1 El suceso	2
1.2 LESIONES A PERSONAS	2
1.3 DAÑOS A LA AERONAVE	2
1.4 OTROS DAÑOS	2
1.5 INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL	4
1.5.1 Piloto al mando	4
1.6 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE	4
1.6.1 Aeronave	4
1.6.2 Certificado de Matrícula	4
1.6.3 Certificado de Aeronavegabilidad	4
1.6.4 Registros de mantenimiento	5
1.6.5 Motor	5
1.6.6 Rotor Principal	6
1.6.8 Masa y Centrado	6
1.6.8 Tipo de combustible utilizado	6
1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA	6
1.8 AYUDAS A LA NAVEGACIÓN	6
1.9 COMUNICACIONES	7
1.10 INFORMACIÓN SOBRE EL LUGAR DEL SUCESO	7
1.11 REGISTRADORES DE VUELO	7
1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO	7
1.13 INFORMACIÓN MÉDICA	11
1.14 INCENDIO	11
1.15 SUPERVIVENCIA	11
1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES	11
1.16.1 Resultado del Análisis Espectrométrico del Aceite de la Transmisión modelo FS72B S/N 1005	13
1.16.2 Detalle del funcionamiento del Sistema de lubricación de la Transmisión	17
1.17 INFORMACIÓN ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN	19
1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL	19
1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES	20
2. ANÁLISIS	20
2.1 Análisis del suceso	20
3. CONCLUSIONES	23
3.1 Hechos definidos	23
3.2 Causas	24
4. RECOMENDACIONES	24



LISTA DE ABREVIATURAS:

AIS	Servicio de Información Aeronáutica
ARO	Oficina de Notificación de los Servicios de Tránsito Aéreo
ATC	Control de Tránsito Aéreo
ATS	Servicios de Tránsito Aéreo
CG	Centro de Gravedad
°C,F,M,T	Grados Centígrados, Fahrenheit, Magnético y Verdadero
FL	Nivel de vuelo
Ft	Pies (medida de altitud)
Gls	Galones (medida de capacidad)
HLV	Hora Legal de Venezuela
Hp	Caballos de Fuerza (medida de potencia)
Hrs	Horas, tiempo de vuelo de piloto o producto aeronáutico
In	Pulgadas (medida)
INAC	Instituto Nacional de Aeronáutica Civil
JIAA	Junta Investigadora de Accidentes de Aviación (Venezuela)
JP1	Combustible utilizado en motores a turbina
kg	Kilogramo (medida de peso)
Kts	Nudos (medida de velocidad)
Lbs	Libras (medida de peso)
lts	Litros (medida de capacidad)
m	Metros (medida de distancia)
min	Minutos (medida de tiempo)
NM	Millas náuticas (Medida de distancia)
OMAC	Organización de Mantenimiento Aeronáutico Certificada
QNH	Indicación de medida de presión - sobre el nivel medio del mar
QRH	Libreta de Referencia Rápida
Qts	Cuartos de galón (medida de capacidad)
Rpm	Revoluciones por minuto
TMA	Control de Área Terminal
TSN	Tiempo desde nuevo
TSO	Tiempo desde reacondicionamiento
TT	Tiempo Total
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VFR	Reglas de vuelo visual
SHP	Caballos de Potencia en el eje.



SINOPSIS

La Dirección General para la Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos del Ministerio del Poder Popular para Transporte Acuático y Aéreo, presenta el Proyecto del Informe Final correspondiente a la investigación realizada con ocasión del accidente de la aeronave YV2717, de uso privado, ocurrido en el sector El Guamo, Conjunto Residencial La Blanquilla, Puerto Ordaz, Estado Bolívar.

La aeronave en ruta a nivel de crucero, pierde sustentación por falta de potencia e impactó contra la azotea de un edificio, resultando el piloto al mando con lesiones graves, un pasajero fallecido y la aeronave totalmente destruida. La Dirección General para la Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos determina que la causa más probable fue la obstrucción parcial del paso de aceite hacia el sistema de engranaje de la transmisión, por la colocación de un plug o tapón de tipo Teflón PTFE en el diámetro interno de la conexión de la línea que va hacia el fitting de la transmisión, elevando la temperatura por rozamiento en el Engranaje Solar (Sungear), perdiendo la capacidad para transmitir potencia al rotor principal. El factor contribuyente fue la utilización de componentes no autorizados en la realización de ordenes técnicas de mantenimiento.

El accidente fue informado por el Centro Coordinador de Rescate del Aeropuerto de Maiquetía, a esta Dirección, como organismo encargado de la investigación, de acuerdo a lo dispuesto en el artículo 99 de la ley de Aeronáutica Civil vigente de la República Bolivariana de Venezuela, y la Dirección a su vez produjo la notificación del mismo a través del registro JIAAC/NAI N° 066/2011.



1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 RESEÑA DEL VUELO

1.1.1 El suceso

Aproximadamente, a las 16:45 del día 15 de diciembre, la aeronave efectuó el despegue del Aeropuerto Internacional "Manuel Carlos Piar" SVPR, Puerto Ordaz, estado Bolívar, para realizar un vuelo de verificación por mantenimiento (local) con dos (2) personas a bordo, con tiempo estimado de arribo al mismo aeropuerto a las 17:00. A las 16:52, el piloto al mando reporta a la torre de control que se está dirigiendo a la estación. El último contacto que tuvo el piloto con el controlador fue a las 16:54 cuando se declaró en emergencia. La aeronave finalmente se precipitó a 1,2 millas del Aeropuerto Internacional "Manuel Carlos Piar", en el Conjunto Residencial La Blanquilla, Sector El Guamo, Puerto Ordaz, Estado Bolívar, resultando el piloto al mando con lesiones graves, un pasajero fallecido y la aeronave totalmente destruida.

1.2 LESIONES A PERSONAS

LESIONES	TRIPULACIÓN	PASAJEROS	OTROS
MORTALES	0	1	0
GRAVES	1	0	0
LEVES	0	0	n/a
NINGUNA	0	0	n/a

1.3 DAÑOS A LA AERONAVE

El fuselaje, las toberas de escape de ambos motores y las palas de ambos rotores (principal y de cola) quedaron totalmente destruidas producto del impacto y posteriormente por el incendio.

1.4 OTROS DAÑOS

La aeronave, luego de precipitarse a tierra, produjo daños en la azotea de las torres Q y P del Conjunto Residencial La Blanquilla, Puerto Ordaz, Estado Bolívar, el cual desprendió las tejas parcialmente de ambas torres. Posterior a la precipitación de la aeronave, el derrame de combustible en el área del estacionamiento y la explosión que se produjo como consecuencia del impacto, generó que el fuego alcanzara un poste de electricidad, áreas verdes de ambas torres, dos (2) vehículos estacionados, el portón de entrada y salida del estacionamiento (ver figuras de la 1 a la 6).



Figura 1



Figura 2

Detalles de los daños causados por las palas tanto del rotor principal como el rotor de cola de la aeronave (Fuente DGPIAAE 2011).



Figuras 3



Figura 4

Detalle de los daños que causó el impacto de la aeronave en algunas áreas de la zona residencial "Las Blanquillas" Puerto Ordaz, estado Bolívar (Fuente DGPIAAE 2011)



Figuras 5



Figuras 6

Figuras 5 y 6 Detalle de los daños causados por el fuego a los autos estacionados cerca del sitio de impacto. Fuente DGPIAAE 2011.



1.5 INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL

1.5.1 Piloto al mando

Sexo: Masculino

Nacionalidad: Venezolano

Edad: 43

Tipo de Licencia: Piloto Comercial- Helicóptero

Fecha de Expedición: 27/11/2004

Fecha de Vencimiento: 01/11/2012

Antecedentes Médicos: Lentes Correctores

Habilitaciones: Vuelo Instrumental, BO-105, B-206, H500, B-230

1.6 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

1.6.1 Aeronave

Marca: M.Bolkow.

Modelo: BO-105S

Serial: S343

Matrícula: YV2717

Año de Fabricación: 1977

Certificado Tipo: H3EU

Peso Máximo de Despegue: 5291 lbs

Asientos (capacidad): 05

Horas totales de la Aeronave: 5.518.2

Última inspección de Mantenimiento: 600 hs 17/06/2011

1.6.2 Certificado de Matrícula

Número: 3791

Fecha de expedición: 31/03/2011

1.6.3 Certificado de Aeronavegabilidad

Número: 06811

Fecha de Expedición: 07/11/2011

Fecha de Vencimiento: 07/11/2013

Tipo: Estándar



La Directiva de Aeronavegabilidad (AD) No. 96-08-04 que ordena *CHEQUEAR POSIBLES FALLAS EN EL SWITCHE OVER DEL SISTEMA HIDRÁULICO* no había sido cumplida.

TINAC
INSTITUTO NACIONAL DE AERONAVEGABILIDAD

REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA - VICERRECTORÍA DE LA REPÚBLICA
GERENCIA GENERAL DE SEGURIDAD AERONÁUTICA
DIVISION DE AERONAVEGABILIDAD

CONTROL DE DIRECTIVAS DE AERONAVEGABILIDAD

AERONAVE ☒ PLANTAS DE PODER ☐ HELICES ☐ DISPOSITIVOS ☐

FORMA TINAC-39-001

MATRÍCULA	MARCA	MODELO	SERIAL	HORAS TOTALES	CICLOS TOTALES
YV-2717	EUROCOPTER	BO-105	S-343	5.518,2	

AD NÚMERO	DESCRIPCIÓN	DOCUMENTO REFERENCIA	METODO DE CUMPLIMIENTO	FECHA DE CUMPLIMIENTO	RECURRENCIA HS, CIC, DIAS	CUMPLIMIENTO HS, CIC, DIAS	PRÓXIMO CUMPLIMIENTO
87-19-01	PREVENIR INGESTION DE ETRICULIAS POR EL COMPRESOR	No Tiene	Inspección	15-08-08	No Aplica	5.448,3	No Aplica
87-26-02 R1	PREVENIR FATIGA Y JUEGO EN LOS PITCH LINKS DEL ROTOR PRINCIPAL	ASB-10-103	Inspección y reparación	15-05-08 31-09-08	Pre-vuelo No Aplica	5.448,3 5.416,8	Pre-vuelo No Aplica
90-23-08	PREVENIR STALL COMPRESOR POR INGESTION DE NIEVE EN SISTEMAS DE REFRIGERACION	SB-80-106	No Aplica	No Aplica	No Aplica	No Aplica	No Aplica
96-08-04	CHEQUEAR POSIBLES FALLAS EN EL SWITCHE OVER DEL SISTEMA HIDRAULICO.	ASB-40-102	Inspección	27-06-07	Anual	5.478,4	27-08-08
97-26-02	DETECTAR FISURAS O GRIETAS EN EL MASTIL DEL ROTOR PPAL	ASB-10-110	No Aplica	No Aplica	No Aplica	No Aplica	No Aplica

CERTIFICO QUE SE HAN VERIFICADO LOS REGISTROS DE MANEJO DE LOS TRABAJOS AQUÍ ASENTADOS. LOS RESPALDOS DE LOS MISMOS ESTAN A DISPOSICION DE LA AUTORIDAD AERONAUTICA Y DECLARO QUE LA INFORMACION AQUÍ DESCRITA ES VERDADERA Y CORRECTA.

Nombre: Coqui Flight Services Center, C.A. RIF: 23100749-0004 OMAC N588	Control de Calidad: ALEXANDER ALVAREZ TMA II 5968199	Fecha: 07 DE OCTUBRE DE 2011
--	--	-------------------------------------

Página 3

1.6.4 Registros de mantenimiento

Horas totales de la aeronave (casco) (TT): 5.518.2

Última inspección de mantenimiento: 600 hs 17/06/2011

1.6.5 Motor

	Motor 1	Motor 2
Marca:	Roll Royce	
Modelo	250-C20B	
Número de Serial	CAE-820-604	CAE-830-170
Potencia	400 SHP	
Horas Totales	2.865,1	
Última inspección de Mantenimiento	150 Hrs.	
Horas desde la última inspección de Mantenimiento		



1.6.6 Rotor Principal

Marca: M Bolkow.

Modelo: 105-14101.12

Número de Serial: B-312

Horas totales (TSN/**TSO**): 5.518.2

Última inspección de Mantenimiento: 600 hs

1.6.7 Palas del Rotor Principal.

	PALA 1	PALA2	PALA 3	PALA 4
MODELO	105-15-103	105-87214	105-87214	105-87214
SERIAL	701	218	215	217
MARCA	M.BOLKOW	M.BOLKOW	M.BOLKOW	M.BOLKOW
HORAS TOTALES	0 hs	0 hs	0 hs	0hs
ULTIMA INSECCIÓN	NUEVAS	NUEVAS	NUEVAS	NUEVAS

1.6.8 Masa y Centrado

Peso vacío: 1.776,30

Peso máximo de despegue: 5.512 lbs

Capacidad de combustible: 153 gal

Cantidad de combustible al momento del evento: 153 gal

1.6.8 Tipo de combustible utilizado

JET A-1

1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:

Las condiciones meteorológicas para el momento del accidente de acuerdo al boletín meteorológico fueron las siguientes: visibilidad en lo horizontal estaba por encima de los 10 km, cielo parcialmente nublado aproximadamente de 3 a 4 octavos de nubosidad con la base de la nube a 1000 pies, una temperatura de 29 °C.

1.8 AYUDAS A LA NAVEGACIÓN:

No fue requerido dada la naturaleza del accidente.

1.9 COMUNICACIONES

En cuanto a comunicaciones, éstas se desarrollaron normalmente. El piloto al mando se mantuvo en contacto con el Servicio de Navegación Aérea de Puerto Ordaz, desde el momento del despegue hasta el momento en que se declara en emergencia.

1.10 INFORMACIÓN SOBRE EL LUGAR DEL SUCESO

El suceso ocurrió en una zona de fácil acceso, Residencias La Blanquilla, ubicada el Sector El Guamo, Puerto Ordaz, estado. Bolívar, Región Sur de Venezuela con coordenadas: 08°16'44'' / 062°46'33''W.

1.11 REGISTRADORES DE VUELO

La aeronave no estaba equipada con un registrador de datos de vuelo o con un registrador de voz del puesto de pilotaje. La reglamentación pertinente no exigía transportar uno u otro de los registradores.

1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO

Al momento de realizar el levantamiento de evidencias en el lugar del accidente, se constató que la aeronave presentó daños en toda su estructura, es decir, la célula, los motores y las palas de ambos rotores (rotor principal y rotor de cola), quedaron totalmente destruidas e incineradas.

CABINA DE MANDO: Toda la sección del panel de instrumentos, butacas, cíclico y colectivo quedaron totalmente destruidos e incinerados (ver figuras 8 y 9).



Figura 8.

Condiciones en la que quedó la cabina de mando. (Fuente DGPIAAE 2011).



Figura 9

ROTOR PRINCIPAL Y ROTOR DE COLA: Las palas del rotor principal resultaron con rupturas y separación de los materiales que la componen. Esto denota que la aeronave impactó con ambos motores operativos (ver figuras de la 10 a la 12).



Figura 10



Figura 11



Figura 12

Detalles de los daños en las palas del rotor principal. (Fuente DGPIAAE 2011).

El hub del rotor principal resultó sin daños. Los links de paso de las palas del rotor principal que van unido al plato azimuthal (Swashplate) presentaron daños leves y no evidenciaron fracturas o desprendimiento. La transmisión del rotor principal, en la sección externa no evidenció daños, sólo se encontró deteriorada la capa de pintura producto del fuego a que fue sometida la misma como consecuencia del impacto (ver figuras de la 13 a la 15).



Figuras 13



Figura 14



Figura 15

Condiciones en las que quedaron el hub, los links de paso, la transmisión y los links de las palas del rotor principal. Fuente DGPIAAE 2011.

Las palas del rotor de cola y la caja de 90° resultaron destruidas (ver figuras 16 y 17).

**Figuras 16****Figura 17**

Detalles de los daños tanto en la caja de 90° como en las palas del rotor de cola (Fuente DGPIAAE 2011).

FUSELAJE: La compuerta de acceso al compartimiento de la batería quedó suspendida en uno de los techos de la torre Q (ver figura 18). La puerta de acceso a la cabina de mando del lado derecho quedó ubicada a 150 metros de la aeronave y la misma quedó destruida por el fuego (ver figura 19). Las demás puertas de acceso a la cabina de pasajeros quedaron dispersas alrededor de la aeronave (ver figuras 20 y 21). La sección central inferior y los esquíes quedaron totalmente destruidos (ver figura 22). El botolón de cola (Tail Boom) se desprendió de su empotraje al fuselaje trasero (ver figura 23).

**Figura 18.**

Compuerta de acceso del compartimiento de la batería (Fuente DGPIAAE 2011).

**Figura 19**

Detalles de la condición final de la puerta de acceso a la cabina de mando (Fuente DGPIAAE 2011).



Figuras 20



Figuras 21

**Detalles de la dispersión de las puertas de acceso a la cabina de pasajeros.
(Fuente DGPIAAE 2011).**



Figuras 22



Figuras 23

Detalles del deterioro de la sección central inferior del fuselaje, los esquís y el botalón de cola (Fuente DGPIAAE 2011).

MOTOR: Las toberas de escape de ambos motores resultaron deformadas y con abolladuras, ambos motores resultaron con fuertes golpes y con mucho hollín producto del incendio (ver figuras 24 y 25).



Figuras 24



Figuras 25

Detalles de los daños en los motores después del impacto (Fuente DGPIAAE 2011).

1.13 INFORMACIÓN MÉDICA

Como consecuencia del impacto, el piloto al mando presentó politraumatismos generales en la cabeza, en ambos brazos y en las rodillas de acuerdo al informe médico aportado por la clínica donde fue recluido. El técnico que iba a bordo falleció en el accidente.

1.14 INCENDIO

La aeronave se incendió una vez que impactó contra el terreno. Las llamas alcanzaron cercados de la residencia, zonas verdes y vehículos que se encontraban cerca del lugar del accidente.

El Cuerpo de Bomberos Aeronáuticos, del Destacamento 16 del Aeropuerto Internacional "Manuel Carlos Piar", fueron los encargados de controlar las llamas con tres mil litros (3000 lts) de espuma, dos manguerines de treinta metros (30mts), una línea de superficie de 1 ½ pulgada para la extinción, refrescamiento del fuego y posterior prevención (ver figuras de la 26 a la 28).



Fotos que ilustran el procedimiento de extinción de fuego en el sector residencial "La Blanquilla", Puerto Ordaz estado Bolívar, donde impactó la aeronave (Fuente DGPIAAE 2011).

1.15 SUPERVIVENCIA

El piloto de la aeronave logró salir por sus propios medios de la cabina y el técnico aeronáutico que se encontraba a bordo se calcinó como consecuencia del incendio propagado.

1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES

Durante la inspección efectuada en la planta ensambladora de las transmisiones de los helicópteros M.BOLKOW BO-105 series llamada ZF LUFTFAHRT de Eurocopter, presenciada por personal de esta Dirección General de Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos, se pudo observar el desensamble de la transmisión principal, modelo: FS72B, S/N 1005, que pertenecía a la aeronave YV2717. En el acto se encontró el engranaje principal llamado "Sungear" o "

Engranaje Planetario (Planetary Drive)" totalmente destruido. Este engranaje es el que va acoplado al mástil del rotor principal, el mismo llegó al punto de fundirse debido a la sobre temperatura masiva a la cual fue sometido debido a la falta de lubricación en ese punto. (Ver figuras de la 28 a la 30).



Figuras 29



Figuras 30



Figuras 31

Fotografías que detallan el desensamble de la transmisión y el sungear destruido (Fuente DGPIAAE 2011).

En la siguiente figura se realizó una comparación entre un Sun gear nuevo y el deteriorado (ver figura 32).



Figura 32. Fotografía que compara un Sun gear nuevo con el deteriorado (Fuente DGPIAAE 2011).

Se continuó con el desensamble de la transmisión y se encontró una obstrucción en el fitting que está conectado después de la bomba (Ver figuras de la 33 a la 35).

**Figura 33****Figuras 34****Figuras 35**

Fotografías que muestran restos de aceite (Fuente DGPIAAE 2011).

Se pudo observar dentro del fitting una formación gomosa como especie de polímero con partículas de carbón y aceite sedimentado, y ésta fue lo que restringió parcialmente el paso de aceite hacia la sección del Sungear o engranajes planetarios. El resultado de esta formación que obstruyó parcialmente se obtuvo de un análisis espectrométrico realizado en laboratorio del Departamento de Seguridad de Vuelo de la empresa Eurocopter en Alemania.

1.16.1 Resultado del Análisis Espectrométrico del Aceite de la Transmisión modelo FS72B S/N 1005.

El reporte final del análisis espectrométrico del aceite de la transmisión emitido por el Laboratorio del Departamento de Seguridad de Vuelo de Eurocopter nos muestra que la formación gomosa encontrada a la salida de fitting fue originada por un tapón ciego de material de Teflón PTFE que fue colocado en la conexión de la línea que suministra aceite al sistema de engranajes de la transmisión para evitar contaminación (ver figuras de la 36 a la 39).

**Figuras 36****Figuras 37**

Detalle del resto encontrado dentro del fitting identificado como material de Teflón PTFE (Fuente ECD EUROCOPTER 2011).



Figura 38



Figura 39

Resultado del análisis realizado a los restos encontrados en el fitting a través del Laboratorio del Departamento de Seguridad de Vuelo de Eurocopter. Los resultados de este análisis apuntaron a que el material encontrado en los restos, pertenece a un tapón ciego fabricado de teflón que fue colocado en la línea de aceite que va conectada al fitting. Fuente ECD EUROCOPTER 2013

Otro de los detalles que arrojó este análisis fue la instalación de este tapón en la línea que suministra aceite a los engranajes.

Debido a que la transmisión fue removida por efectos de mantenimiento, este tapón ciego (blanking plug), fue colocado en la línea surtidora de aceite por el personal de mantenimiento, para prevenir que el circuito de lubricación del sistema de engranajes fuese contaminado (ver figuras 40 y 41).



Figura 40



Figura 41

Imágenes que detallan el mantenimiento externo de la transmisión. Luego de ser removido de la aeronave, y los tapones protectores que se colocaron al fitting para

evitar que el sistema de lubricación se contaminara por agua (Fuente ECD EUROCOPTER 2013).

En las siguientes imágenes se mostrará la forma en que se colocó este tapón ciego luego de desconectar la línea de suministro de aceite de la transmisión para efectos de mantenimiento (ver figuras 42 y 43)



Figura 42

Detalle de la desconexión de la línea surtidora de aceite del fitting Fuente ECD EUROCOPTER 2013



Figura 43

Se puede observar en la figura 44 (lado izquierdo) el tapón ciego instalado en la línea de aceite luego de haber sido desconectada para efectos de proteger por contaminación del circuito de lubricación de la transmisión, ya que la misma fue removida de la aeronave por efectos de mantenimiento. En la figura 45 (lado derecho) hace referencia a la conexión de la línea de aceite al fitting. De acuerdo a lo investigado por el Laboratorio de Eurocopter, lo que pudo haber ocurrido es que el personal de mantenimiento instaló la línea sin tener la previsión de remover el tapón o protector que se encontraba en el interior de dicha línea.



Figura 44



Figura 45

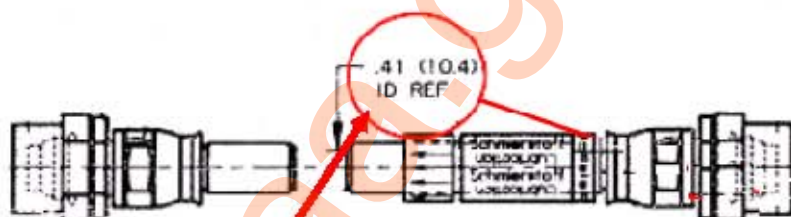
Detalle de la colocación del tapón ciego en la línea surtidora de aceite de la transmisión (Fuente ECD EUROCOPTER 2013).

Se logró llegar a este resultado luego de tomar las dimensiones de un tapón igual al que fue utilizado en la línea del sistema de lubricación y también al diámetro interno de la conexión de la línea al fitting cuando fue removida la transmisión para efectos de mantenimiento (ver figuras de la 46 a la 49).



Oil supply hose detail; ID 10,4 mm

Figura 46



Diámetro interno de la línea de aceite de la Transmisión
10,4 mm

Figura 47

Detalle en forma esquemática de las dimensiones del diámetro interno de la conexión de la línea de aceite que va conectado al fitting en la sección de entrada que se encuentra a la entrada del sistema de engranajes de la transmisión (Fuente ECD EUROCOPTER 2013).

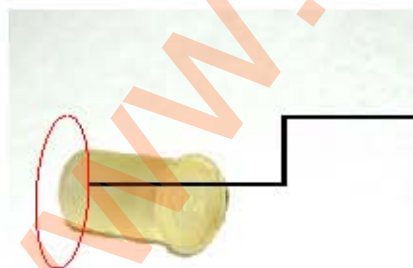
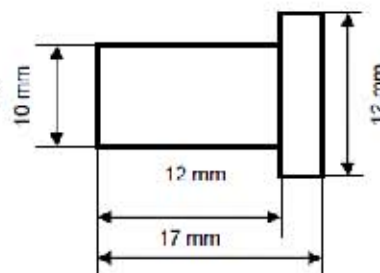


Figura 48



Dimensions of
PTFE blanking plug

Figura 49

Detalle de las dimensiones del diámetro externo del tapón ciego (blanking plug) que fue colocado en la línea del sistema de lubricación de la transmisión. Se puede observar que el tamaño del tapón se ajustaba a la medida del diámetro interno de la conexión de la línea de lubricación que conecta al fitting, por lo tanto se comprueba

que este tipo de tapón fue usado en este sistema. Por sus siglas PTFE son cobertores de Teflón.

Cabe destacar que este tipo de protector PTFE usado en la línea de conexión al fitting del sistema de lubricación a los engranajes de la transmisión no es el adecuado. El tipo de tapón o protector que se debió haber usado es el CAPLUG PD60, de color amarillo o rojo, adaptable en forma de rosca y es usado altamente en aviación. El material al cual está compuesto este plug es de Polietileno de alta densidad (polímero de alta resistencia). Este tipo de tapón no permite que la línea sea conectada al fitting sin antes removerlo, ya que el mismo cubre el diámetro externo de la conexión de la línea de lubricación del sistema de engranajes de la transmisión (Ver figuras 50 y 51)



Figura 50



Figura 51

Detalle del tipo de cobertor (CAPLUG) usado en las líneas de lubricación del sistema de engranajes de la transmisión del M. Bolkow BO105.

1.16.2 Detalle del funcionamiento del Sistema de lubricación de la Transmisión.

El aceite que llega a este conjunto de engranajes junto al Sungear, lubrica y refrigera.

En la siguiente gráfica se explicará más claro cómo trabaja el sistema de lubricación de la transmisión y también se explicará dónde se encontró la obstrucción parcial el aceite (ver figura).

El aceite sale de la bomba (1) y recorre hasta llegar al filtro de aceite (2). En caso de que se obstruya este filtro, el mismo posee una válvula de By-pass. Esto nos indicaría que el aceite se encuentra contaminado o contiene partículas.

Luego de pasar por el filtro, existe un enfriador de aceite (3) para refrigerar el mismo antes de entrar al sistema de engranajes de la transmisión (4), ya que esta sección necesita, además de lubricación, que el aceite tenga una temperatura adecuada para disminuir altas temperaturas por fricción entre los engranajes.

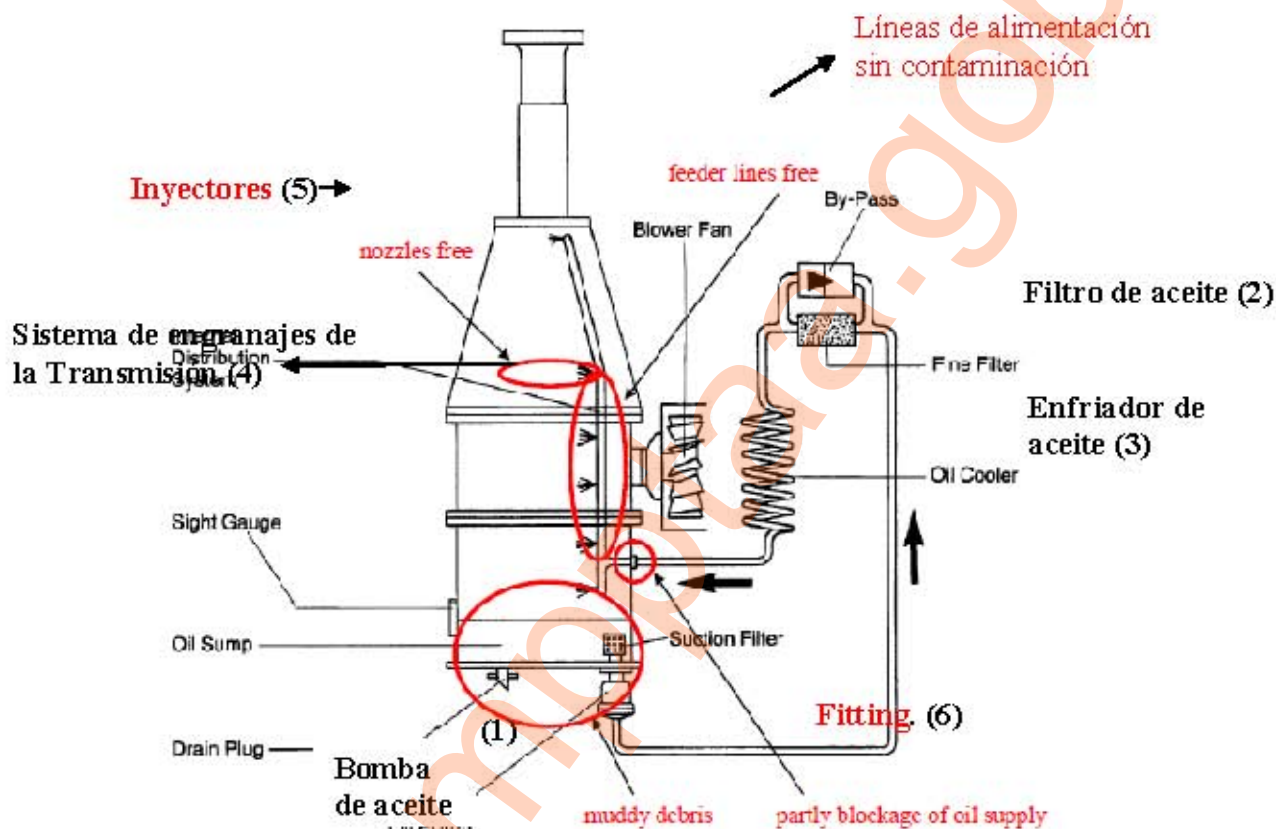


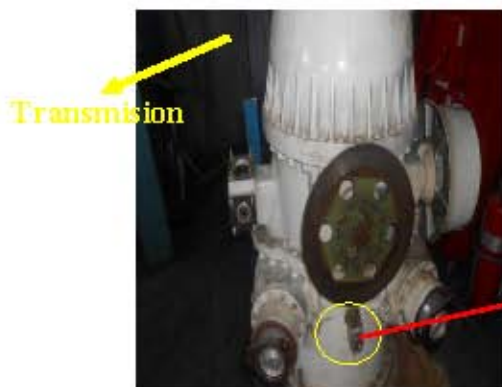
Figura 52. Descripción del sistema de lubricación de la transmisión y la ubicación del fitting donde hubo la obstrucción parcial de aceite (ECD EUROCOPTER 2013).

Luego, el aceite se dirige hacia los inyectores (5) donde es distribuido hacia a todos los engranajes planetarios, al Sungear y a los bearing inferiores y superiores donde se encuentra acoplado el Mástil del Rotor Principal. Cabe destacar que el aceite llega al fitting y luego a los inyectores presurizado.

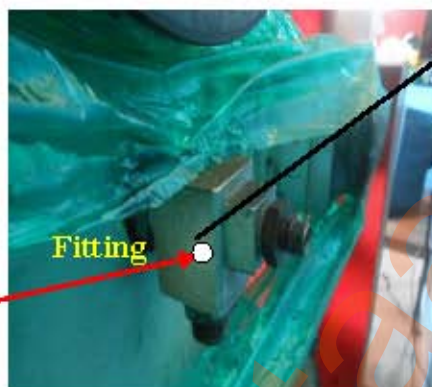
Las indicaciones en rojo muestran, de acuerdo a lo obtenido en el desensamble, las partes afectadas producto de la obstrucción parcial encontrado en el fitting (6) que se encuentra después del enfriador de aceite.

En la salida del fitting se encontraron restos de aceite y carbón, lo que obstruyó parcialmente el paso del aceite hacia los inyectores. Luego el aceite que circuló por hacia los inyectores tenía poco caudal. Otra acotación que ilustra esta gráfica es que las líneas y los inyectores no se encontraron obstruidos.

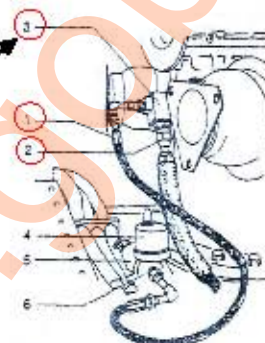
En las siguientes figuras se ilustrará físicamente donde se encuentra el fitting (ver figuras de la 53 a la 55)



Figuras 53



Figuras 54



- 1. Línea de retorno de aceite
- 2. Conexión de la línea principal de aceite
- 3. Fitting

Figuras 55

Ilustración detallada de la ubicación del fitting en la transmisión (ECD EUROCOPTER 2013).

1.17 INFORMACION ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN

La aeronave pertenecía a la empresa Puentes Aéreos de Venezuela, C.A. La misma presta servicios a la emisora FM Center en la parte de reportes del tránsito en Caracas.

1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL

El piloto de la aeronave manifestó durante la entrevista, haber escuchado un fuerte ruido por el lado trasero izquierdo de la aeronave. Seguidamente la aeronave comenzó a experimentar una vibración e inmediatamente se prende la luz del detector de partículas de la transmisión (Transchip detector) en el panel de instrumentos de la cabina de mando. En ese momento los mandos de control de vuelo, tanto el cíclico como el colectivo, quedaron inoperativos (el piloto indicó que no tuvo control sobre la aeronave, ya que los mandos los sintió libres, sin ningún tipo de restricción). Cuando se declara en emergencia, la aeronave impacta con los techos de las torres Q y P de las Residencias "La Blanquilla" ubicadas en una zona adyacente a la "Redoma de la Piña", en Puerto Ordaz, Estado Bolívar, colisionando primero el rotor de cola con una de las torres, perdiendo altura hasta precipitarse en el estacionamiento de ambas residencias. Esta información fue determinante en el momento de la investigación.

1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES

Se efectuó una inspección visual al Sungear (Engranaje que va acoplado con los demás engranajes planetarios de la transmisión y al mástil del rotor principal) y se constató que el mismo se fundió por falta de lubricación y se estima que la temperatura de fundición llegó a 1535 °C, una sobre temperatura masiva.

También se verificó que el fitting donde va acoplado la línea de alimentación del aceite hacia los inyectores se encontró obstruido parcialmente, lo que impidió que el aceite fluyera con suficiente caudal para lubricar y refrigerar el sistema de engranajes de dicha transmisión. Esa obstrucción estaba compuesta de una formación gomosa de aceite, materiales orgánicos como carbón y formación de polímeros. Este resultado se obtuvo de un análisis espectrométrico realizado en el laboratorio de la empresa Eurocopter en Alemania.

Para esta investigación, fue de gran utilidad la intervención del fabricante en la realización del análisis de laboratorio detallado a nivel de espectrometría del aceite de la transmisión, estudio importante en la determinación de la causa de la falla del sistema de lubricación de la transmisión.

2. ANÁLISIS

2.1 Análisis del suceso

Con base en las evidencias y testimonios recabados, en las pruebas y verificaciones efectuadas y en las determinaciones llevadas a cabo, fue posible establecer lo siguiente:

La inspección efectuada en la planta ensambladora de las transmisiones de los helicópteros M.BOLKOW BO-105 series llamada ZF LUFTFAHRT de Eurocopter, que el componente que falló en la transmisión fue el Sungear, debido a la falta de lubricación en el sistema de engranajes producto de una obstrucción parcial del paso de aceite que se encontró en el fitting que está acoplado a la entrada del sistema de inyectores que surten aceite con suficiente caudal y refrigerado. Al fallar este componente, la sección del rotor principal se ve afectado en gran manera (mástil de rotor principal), ya que las revoluciones en las palas del rotor principal disminuyen creando un problema de sustentación en la aeronave (Ver figura 56).

Accident of BO105S, S/N 343, Reg: YV 2717, 15.12.2011, BFU: DX034-11
Protocol of examination of main transmission at ZF Luftfahrttechnik, Germany

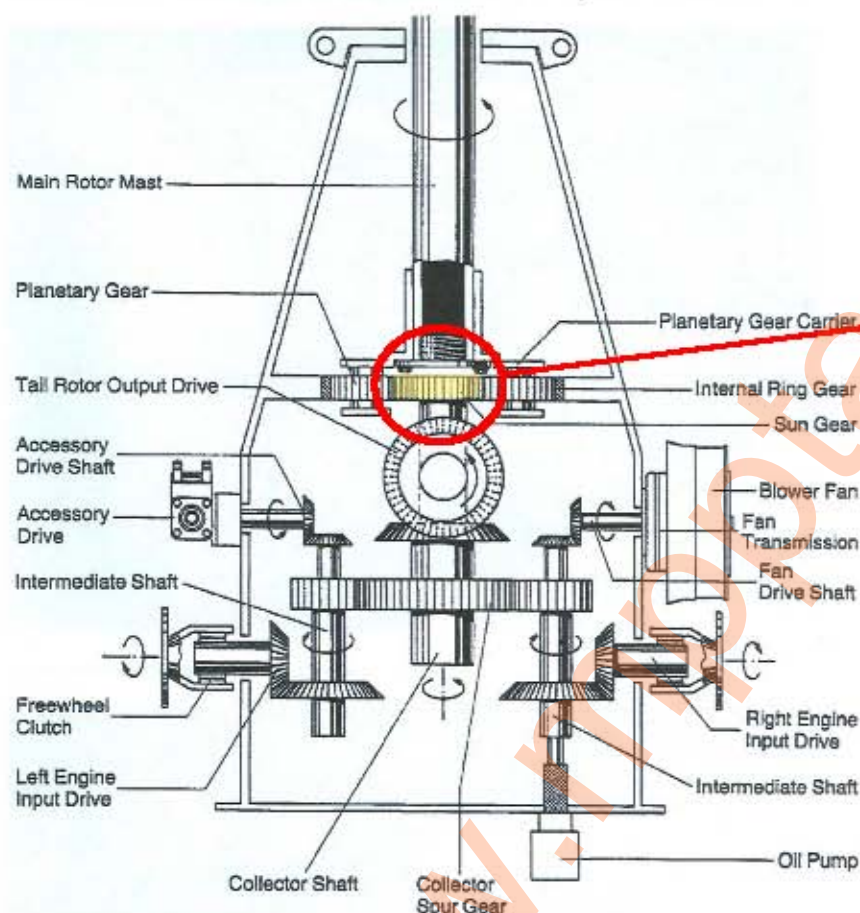


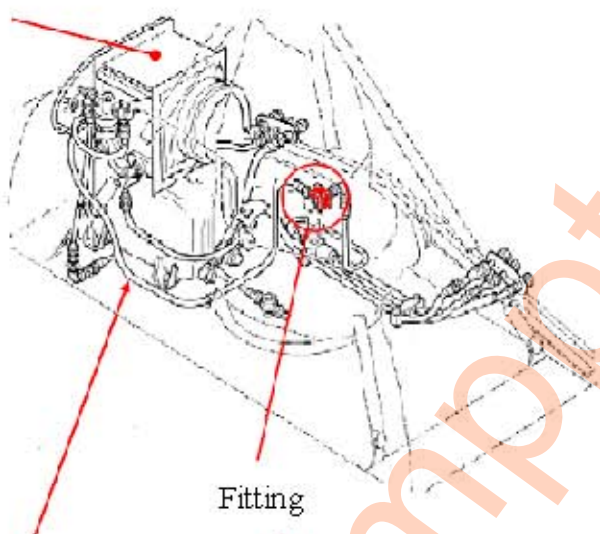
Figura 56. Ilustración gráfica que detalla el componente afectado por la falta de lubricación y el mismo es llamado Engranaje Solar o "Sungear" (ECD EUROCOPTER 2013).

Se enviaron los restos de formación gomosa que se encontraron en el fitting, a fin de efectuarle un análisis espectrométrico en el Laboratorio del Departamento de Seguridad de Vuelo de la empresa fabricante Eurocopter. Esto fue lo que ocasionó la restricción parcial del paso del aceite hacia el sistema de engranajes de la transmisión.

El personal de mantenimiento usó un plug de teflón para proteger de contaminación a la línea de lubricación en el momento del desmontaje de la transmisión para efectos de limpieza y mantenimiento. Una vez finalizada las labores de limpieza de la transmisión, cuando el personal de mantenimiento procedió a conectar la línea de lubricación a la transmisión, no se percataron de remover ese tapón y la misma fue conectada al fitting. En el momento que el sistema de lubricación comenzó a

trabajar, la presión del aceite venció las paredes de la superficie del plug o tapón hasta el punto de desplazar el material de teflón a las cavidades internas del fitting restringiendo el paso del aceite hacia el sistema de engranajes de la transmisión. Es por eso que el componente Engranaje Solar (Sungear) falla por falta de lubricación y esto trae como consecuencia que se eleve la temperatura a tal punto de fundirse el material, perdiendo la capacidad de transmisión de potencia al rotor principal, como lo indica en la figura anterior 56 (ver figura 57 y 58).

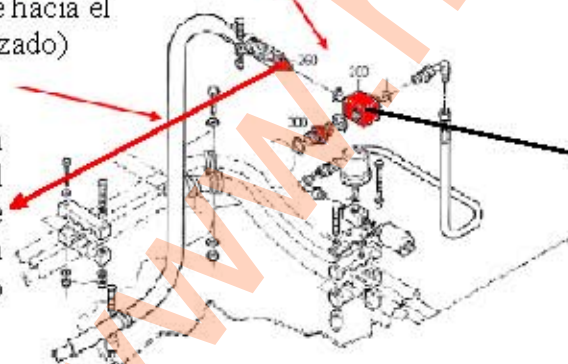
Enfriador de
aceite



Fitting

Línea de aceite hacia el
fitting (presurizado)

Conexión de la línea
de lubricación al
fitting (Lugar donde
se encontraba
colocado el tapón o
plug de teflón)



Figuras 57



Residuos de material del tapón de teflón
encontrados en la cavidad del fitting

Figuras 58

Ilustración esquemática de la conexión de la línea de lubricación al fitting del sistema de engranaje de la transmisión de la aeronave.

El tipo de plug o tapón que se debió haber utilizado en este sistema de lubricación es CAPLUG PD60. Se caracterizan por ser de color amarillo o rojo y los mismos se colocan en forma roscada en el diámetro externo de la conexión de la línea de lubricación. Son los más recomendados para ser usados en aviación. La forma de estos Caplug impiden que la línea sea conectada al fitting sin antes removerlos por

lo tanto queda demostrado que los tapones de Teflón PTFE no son los autorizados para ser usados en estos sistemas. Además, estos tapones o plug de teflón cubren sólo el diámetro interno de la línea de conexión y tampoco son visibles para que puedan ser removidos antes de conectar la línea (ver figuras de la 59 a la 61).

Diámetro interno de
la línea de conexión



Tapón ciego de
Teflón PTFE

Figura 59



Figura 60



Tapones CAPLUG
PD60

Figura 61

Fotografías que ilustran la diferencias entre el tapón PTFE y el Caplug PD 60. Se puede observar que PD60 cubre todo el diámetro externo de la conexión del fitting, es más visual y no se puede instalar la línea al fitting sin antes removerlo.

Certificado de aeronavegabilidad.

Cuando se realizó la supervisión del expediente que se uso para otorgar el Certificado de Aeronavegabilidad ante el INAC, se observó una discrepancia en el Control de Directivas de Aeronavegabilidad. El AD N° 95-08-04 no estaba efectuado en la fecha que requería ser cumplido, por lo tanto la aeronave, aunque tenía un Certificado de Aeronavegabilidad vigente, no cumplía con las condiciones seguras de aeronavegabilidad.

Otros análisis.

De acuerdo a lo observado en la planimetría y en las fotos tomadas a la aeronave después del siniestro, se pudo constatar que la aeronave impactó con ambos motores operativos, y esto se determinó por el nivel de deformación de las palas del rotor principal.

3. CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

El piloto al mando contaba con la licencia y sus habilitaciones correspondientes, así como el certificado de aptitud psicofísica vigente para el momento del accidente, por lo que se considera que estaba calificado para el vuelo, de acuerdo a las regulaciones aplicables.

Incumplimiento de la Directiva de Aeronavegabilidad (AD) N° 95-08-04.

No se halló ningún reporte de falla o evidencias de mal funcionamiento de la aeronave antes del accidente.

El engranaje de la transmisión de potencia llamado Engranaje Solar (Sungear) fue destruido por alta temperatura, ocasionada por falta de lubricación debido a la obstrucción parcial del fluido en el fitting.

Se encontraron Obstrucción parcial del paso del fluido lubricante hacia el sistema de engranajes de la transmisión debido a restos de material de Teflón (PTFE) en las cavidades internas del fitting.

Incumplimiento del procedimiento establecido El personal de mantenimiento no tuvo la precaución de remover el plug o tapón protector de Teflón PTFE de la línea de lubricación, generando que el aceite fluyera de manera parcial hacia el sistema de engranajes de la transmisión trayendo como consecuencia la destrucción del engranaje solar o "Sungear" que transmite potencia al mástil del rotor principal.

La aeronave, en el momento del impacto, ambos motores se encontraban operativos y esto fue determinado por el nivel de deformación de las palas del rotor principal.

En la entrevista efectuada por el personal de esta Dirección de Investigación, el piloto manifestó que no tenía control sobre los mandos tanto del colectivo como del cíclico en los últimos minutos de vuelo.

3.2 Causas

La Dirección General para la Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos determina que la causa más probable fue la obstrucción parcial del paso de aceite hacia el sistema de engranaje de la transmisión, por la colocación de un plug o tapón de tipo Teflón PTFE en el diámetro interno de la conexión de la línea que va hacia el fitting de la transmisión, elevando la temperatura por rozamiento en el Engranaje Solar (Sungear), perdiendo la capacidad para transmitir potencia al rotor principal. El factor contribuyente fue la utilización de componentes no autorizados en la realización de ordenes técnicas de mantenimiento.

4. RECOMENDACIONES

Por lo anterior expuesto, esta Dirección General para la Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos, presenta las siguientes recomendaciones:



A la Autoridad Aeronáutica INAC.

064/2011-AA1: Velar por el cumplimiento de los AD que sean emitidas por los fabricantes de las aeronaves antes de ser presentadas por concepto de otorgamiento o renovación de Certificado de Aeronavegabilidad, con el fin de eliminar aquellas condiciones que afecten la seguridad operacional y que permitan mantener un estado de confiabilidad en los equipos.

064/2011-AA2: Efectuar una auditoria a la OMAC S & S Orinoco Aviation C.A. a fin verificar el cumplimiento de los procedimientos de inspección, mantenimiento y control de calidad establecidos por la autoridad aeronáutica en la RAV 43.

A la Organización de Mantenimiento Aeronáutica Certificada (S & S Orinoco Aviation C.A)

064/2011- OMA1 Implementar medidas que aseguren una inspección, supervisión y/o verificación más efectiva y de calidad, en cuanto a los componentes de este sistema durante los períodos correspondientes a la aplicación de los servicios de mantenimiento que permitan una detección y corrección anticipada de situaciones similares.

Para lograr el objetivo final de la investigación de accidentes, haciendo una efectiva labor de prevención, se requiere el compromiso del destinatario de las recomendaciones de seguridad, a los fines de suministrar a esta Junta Investigadora de Accidentes de Aviación, la información relativa a las medidas correctivas que fueron adoptadas para solventar las deficiencias detectadas.

POR LA DGPIAAE: