

Unidad de Investigación de Accidentes.

Reporte No.:

A-18-2015.

Título:

Informe Final.

Matrícula:

TG-PJV

Bell Textron modelo 407.

16 de diciembre de 2015.

**Condado el Naranjo, Zona 4, Municipio de Mixco, departamento de
Guatemala.**

Preparado por:

Unidad de Investigación de Accidentes, D.G.A.C., Guatemala.

Fecha de publicación:

07 agosto del 2019

Atención:

El presente reporte es liberado únicamente para propósitos de seguridad técnico-operacional, bajo el entendido, que el único fin es la de prevención, recomendando su aplicación bajo los derechos de propiedad expresados dentro del presente reporte.

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN	4
GLOSARIO	5
ABREVIATURAS:.....	11
1. INFORMACIÓN FACTUAL:.....	12
1.1 SINOPSIS:	14
1.1.1 ANTECEDENTES DEL VUELO:.....	14
1.1.2 LUGAR DEL IMPACTO:	15
1.1.3 LESIONES A PERSONAS:	15
1.2 DAÑOS DEL HELICÓPTERO:.....	15
1.3 OTROS DAÑOS:	16
1.4 INFORMACIÓN PERSONAL:.....	16
1.5 INFORMACIÓN DEL HELICÓPTERO:	17
1.6 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:	18
1.7 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN:.....	18
1.8 COMUNICACIÓN:	18
1.9 INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:.....	18
1.10 REGISTRADORES DE VUELO:	19
1.11 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DEL HELICÓPTERO Y DEL IMPACTO:	19
1.12 INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA:.....	19
1.13 INCENDIOS:	19
1.14 ASPECTOS DE SUPERVIVENCIA:	19
1.15 ENSAYOS DE INVESTIGACIÓN:	20
1.16 INFORMACIÓN SOBRE LA ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN:	20
1.17 INFORMACIÓN ADICIONAL:.....	20
1.18 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES:	21
1.19 INFORME FOTOGRÁFICO:	22
2. ANALISIS DE LAS GENERALIDADES:.....	32
2.1 Operaciones de vuelo:	32
2.2 Calificaciones de la tripulación:	32
2.3 Procedimientos operacionales:	32

2.4 Condiciones Meteorológicas:	33
2.5 Control de tránsito aéreo:	33
2.6 Comunicaciones:.....	33
2.7 Ayudas para la navegación:	33
3. INFORMACIÓN DEL HELICÓPTERO:	34
3.1 Mantenimiento del helicóptero:	35
3.2 Performance del helicóptero:.....	36
3.3 Peso y balance:	36
3.4 Sistemas del helicóptero:	36
4. REGISTRADORES DE VUELO:.....	36
5. FACTORES HUMANOS:.....	37
5.1 Factores psicológicos:.....	37
5.2 Factores fisiológicos:.....	37
5.3 Factores operacionales:.....	37
6. SUPERVIVENCIA:	39
6.1 Respuesta del Servicio de Salvamento y Extinción de Incendios:	39
6.2 Análisis de lesiones y víctimas:	39
6.3 Aspectos relevantes de sobrevivientes:	39
7. CONCLUSIONES:	40
8. CAUSAS PROBABLES:	40
9. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL:	40
9.1 RSO 01-A-01-2015	41
9.2 RSO 02-A-01-2015	41
10. ANEXOS.....	42

INTRODUCCIÓN

De conformidad con el Anexo 13 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional, **no es el objetivo de la investigación de accidentes de aeronaves culpar a alguien o imponer responsabilidad jurídica.** El único objetivo de la investigación a través del Informe Final, es la prevención de accidentes e incidentes. Reglamento de la Ley de Aviación Civil Artículo No. 169 y RAC 13.3.1.

La Unidad de Investigación de Accidentes de la Dirección General de Aeronáutica Civil, se ocupa de todas las actividades de investigación técnica, relacionadas con accidentes e incidentes de aeronaves nacionales y extranjeras en territorio nacional, con el fin de promover la seguridad operacional aeronáutica en todos sus campos.

Nuestra misión es mejorar continuamente la seguridad operacional aeronáutica, promoviendo el nivel de desarrollo técnico y operacional a través de las recomendaciones con el fin de identificar fallas latentes, operaciones y el monitoreo efectivo de la mitigación de riesgos para la prevención de accidentes.

NOTIFICACIÓN DE DERECHOS DE PROPIEDAD

Este documento es propiedad de la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC), Unidad de Investigación de Accidentes (UIA) y se entiende que es únicamente para el destinatario. Nadie puede poseer, usar, copiar, revelar o distribuir este documento o alguna información que contenga, sin la autorización expresa de la D.G.A.C. Tampoco el haber recibido o poseer este reporte en sí mismo, desde cualquier fuente, implica tener tal autorización y el hacerlo puede resultar en responsabilidades civiles o penales. Cualquier duda referente a este documento deberá ser dirigida a la D.G.A.C., a la Unidad de Investigación de Accidentes, Art. 21, 22 numeral 1 de la Ley de Acceso a la Información Pública. Este documento no podrá utilizarse para propósitos ajenos a la investigación de accidentes e incidentes de aviación. Anexo 13 de la Organización de Aviación Civil Internacional, ratificado por el Estado de Guatemala. Artículo 169 del Reglamento a la Ley de Aviación Civil A/G No. 384-2001. Regulación de Aviación Civil apartado 13.3.1.

GLOSARIO

DEFINICIONES:

Accidentes de Aviación:

Todo suceso relacionado con la utilización de una aeronave que, en el caso de una aeronave tripulada, ocurre entre el momento en que una persona entra a bordo de la aeronave con la intención de realizar un vuelo y el momento en que todas las personas han desembarcado, o en el caso de una aeronave no tripulada, que ocurre en el momento en que la aeronave esta lista para desplazarse con el propósito de realizar un vuelo y el momento en que se detiene al finalizar el vuelo y se apaga su sistema de propulsión principal, durante el cual:

a) Cualquier persona muere o sufre lesiones graves a consecuencia de:

- hallarse en la aeronave, o
- por contacto directo con cualquier parte de una aeronave, incluso por las partes que se hayan desprendido de la aeronave, o
- Por exposición directa al chorro de un reactor.

Excepto cuando las lesiones obedezcan por causas naturales, se las haya causado una persona a sí misma, hayan sido causadas por otras personas o se trate de lesiones sufridas por pasajeros clandestinos escondidos fuera de las aéreas destinadas normalmente a los pasajeros y la tripulación; o

b) La aeronave sufre daños o roturas estructurales que:

- afectan adversamente su resistencia estructural, su performance o sus características de vuelo, que normalmente exigen una reparación importante o el recambio del componente afectado.

Excepto por falla o daño del motor, cuando el daño se limita a un solo motor (incluido su capo o sus accesorios); hélices, extremos de ala, antenas, sondas, álabes, neumáticos, renos, ruedas, carenas, paneles, puertas de tren de aterrizaje, parabrisas, revestimiento de la aeronave (como pequeñas abolladuras o perforaciones), o por daños menores a palas del rotor principal, palas del rotor compensador, tren de aterrizaje y a los que resulten de granizo o choques con aves (incluyendo perforaciones en el radomo);o

c) La aeronave desaparece o es totalmente inaccesible.

Nota 1 – Para uniformidad estadística únicamente, toda lesión que ocasione la muerte dentro de los 30 días contados a partir de la fecha en que ocurrió el accidente, está clasificada por la OACI como Lesión Mortal.

Nota 2 – Una aeronave se considera desaparecida cuando se da por terminada la búsqueda oficial y no se han localizado los restos.

Nota 3 – El tipo de sistema de aeronave no tripulada que se investigará, se trata en el capítulo 5.1 del Anexo 13 de la OACI.

Nota 4 – En el Adjunto E-1 del anexo 13 de la OACI, figura orientación para determinar los daños de la aeronave.

Definiciones tomadas del Anexo 13 de la Organización de Aviación Civil Internacional.

ACTOS INSEGUROS:

La acción de efectuar actos previos a la realización del vuelo, los cuales no se encuentran como procedimientos establecidos, pudieran influir en decisiones para actos inseguros, como la premura por atender actividades posteriores al vuelo, la ingesta extrema de tipos de alimentos que afectan de forma personal en vuelo al piloto, estar preocupado por actividades que se dejaron pendientes por efectuar dicho vuelo, recibir información o noticias tales como familiares enfermos.

Aeródromo:

Área definida de tierra o de agua (que incluye todas sus edificaciones instalaciones y equipos) destinada total o parcialmente a la llegada, partida y movimiento de aeronaves en superficie, en donde no se cuenta con autoridades aduanales y de migración.

Aeronave:

Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.
(RAC 13, página No. 18)

Autorrotación:

Condición de vuelo de un autogiro en la cual, el rotor sustentador es accionado totalmente por la acción del aire cuando el autogiro esta en movimiento.

Cabina estéril:

Momento en que la tripulación de una aeronave está pendiente y atenta de cualquier situación anormal que pueda suceder, se requiere de una alta alerta situacional que deberá estar en un 100%, con una disposición a la aplicación de procedimientos adecuados, esta condición de cabina se aplica en las **fases críticas del vuelo.**

Certificado tipo suplementario:

Documento expedido por el Estado contratante para definir la modificación de un tipo de aeronave y certificar que dicha alteración satisface los requerimientos pertinentes de aeronavegabilidad. RAC 21.111, 21.113 (Pág. 24).

Factores contribuyentes:

Acciones, omisiones, acontecimientos o una combinación de estos factores que, si se hubiera eliminado o evitado, habría reducido la probabilidad que el accidente o incidente ocurriera o habría mitigado la gravedad de las consecuencias del accidente o incidente. La identificación de los factores contribuyentes no implica asignación de culpa ni determinación de Responsabilidad Administrativa, Civil o Penal.

Habilitación:

Autorización inscrita en una licencia o asociada en ella y de la cual forma parte; en la que se especifican condiciones especiales, atribuciones, o restricciones referentes a dicha licencia. (RAC – LPTA, página No. 30).

Incidente de Aviación:

Todo suceso relacionado con la utilización de una aeronave, que no llegue a ser un accidente que afecte o pueda afectar la seguridad de las operaciones aéreas.

Lesiones Graves:

Cualquier lesión sufrida por una persona en un accidente y que:

- a) Requiera hospitalización durante más de 48 horas dentro de los 7 días contados a partir de la fecha en que se sufrió la lesión; u
- b) Ocasione la fractura de algún hueso (con excepción de las fracturas simples de la nariz o de los dedos de las manos o de los pies); u
- c) Ocasione laceraciones que den lugar a hemorragias graves, lesiones a nervios, músculos o tendones; u
- d) Ocasione daños a cualquier órgano interno; u
- e) Ocasione quemaduras de segundo o tercer grado u otras quemaduras que afecten más del 5% de la superficie del cuerpo; o

- f) Sea imputable el contacto comprobado con sustancias infecciosas o a la exposición a radiaciones perjudiciales.
(Anexo 13, Capitulo 1, página 1-3.

Piloto al Mando:

Piloto responsable de la operación y seguridad de la aeronave, personas y bienes transportados durante el tiempo de vuelo y en casos especiales, hasta que la empresa o autoridad correspondiente asume dicha responsabilidad.

(Página 30 Definiciones y Abreviaturas, Regulaciones de Aviación Civil).

Registradores De Vuelo:

Cualquier tipo de registrador instalado en la aeronave a fin de facilitar la investigación de accidentes o incidentes.

(RAC 13, página No.20).

Sinopsis:

Es una recopilación de datos acerca de los puntos de una obra o tema en particular, para otorgar al espectador un extracto de los aspectos más relevantes del asunto y formándole una visión general de una manera resumida y adecuada. En la sinopsis no se incluyen detalles del desenlace, pues se trata que el lector se interese (en el caso de la realización de un guion de cine, la sinopsis debe contener planteamiento, desarrollo y desenlace del conflicto, ya que se trata de un resumen rápido de un tema para recorrerla de un vistazo).



2321-5200 info@dgac.gob.gt www.dgacguate.com
9av. 14-75, Zona 13 Ciudad de Guatemala, Guatemala, C.A.

Universal Time Coordinarte (UTC):

Tiempo Universal Coordinado, es la medida de tiempo de las 24 horas del día alrededor del mundo para uniformar en una sola medida el tiempo que se utiliza para la navegación aérea, el Meridiano Principal es el que marca el inicio del día y se llama Meridiano de Greenwich 0°, la diferencia con Guatemala es Menos seis horas (- 6:00 Hrs).

ABREVIATURAS:

ATC:	Air Traffic Controller.
COA:	Certificado de Operador Aéreo.
DGAC:	Dirección General de Aeronáutica Civil.
DME:	Distance Measure Equipment. Equipo de Medición de Distancia.
ELT:	Emergency Locator Transmitter.
FAA	Federal Aviation Administration.
GPS:	Global Position System. Sistema de Posicionamiento Global.
UIA	Unidad de Investigación de Accidentes.
INTRADÓS:	Parte inferior de la superficie alar.
NDB:	Non-Directional Beacon Radio Baliza no direccional.
ADF:	Automatic Directional Finder Buscador Automático de Dirección.
OMA:	Organización de Mantenimiento Aprobado.
PCLM:	Place Cabin Landplane Monoplane.
PIC:	Pilot in Command (Piloto al mando).
PSR:	Primary Surveillance Radar.
RSO:	Recomendación de Seguridad Operacional.
SSR:	Surveillance System Radar.
SL:	Sea Level.
SNM:	Sobre el nivel medio del mar.
VNO:	Velocidad Normal de Operación.

INFORME FINAL HELICÓPTERO BELL 407 MATRÍCULA TG-PJV

1. INFORMACIÓN FACTUAL:

Marca:	Bell Helicopter.
Modelo:	407.
No. de serie:	53080.
Certificado de Aeronavegabilidad:	Vigente del 19 de febrero del año 2015 al 18 de febrero del año 2016.
Categoría:	Normal/Privada
Colores:	Azul con filetes de aluminio.
Propietario:	Oro del Pacífico, Sociedad Anónima.
Operador:	Oro del Pacífico, Sociedad Anónima.
Certificado Tipo:	H2SW, revisión 48 BELL, 7 de enero 2015.



2321-5200 info@dgac.gob.gt www.dgacguate.com
9av. 14-75, Zona 13 Ciudad de Guatemala, Guatemala, C.A.

Capacidad de pasajeros:	7 (siete incluyendo el piloto).
Seguro del Helicóptero:	Vigente del 10 de mayo de 2015 al 10 de mayo de 2016, por Seguros Agro mercantil BAM póliza No. AVIC-20080004 Endoso No.53927281.
Lugar del Accidente:	Condado el Naranjo Zona 4 del Municipio de Mixco, departamento de Guatemala.
Fecha del Accidente:	16 de diciembre 2015.
Hora aproximada del Accidente:	11:10 hora local, 17:10 hora UTC.
Habilitación y No. de Licencia:	Piloto Comercial Helicóptero No. 340.
Vigencia Certificado Licencia:	Del 23 de octubre 2015 al 30 de abril 2016.
Horas de vuelo aproximadas:	7,187.7 horas de vuelo.
Nacionalidad:	Guatemalteco.
Personas a bordo:	Tres (03).
Fase de vuelo en la que sucedió el accidente:	Vuelo recto y nivelado.
Peso máximo de despegue:	5,000 Lbs. 2,268 Kg.

1.1 SINOPSIS:

La Unidad de Investigación de Accidentes al tener conocimiento del suceso procedió a notificar a las autoridades locales, Estado de Diseño y Fabricación de lo sucedido; la investigación fue realizada por el Investigador a Cargo, nombrado por la Unidad de Investigación de Accidentes de la Dirección General de Aeronáutica Civil de Guatemala, quien expide el Informe Final.

El 16 diciembre de 2015 el helicóptero Bell 407 matrícula TG-PJV, efectuaba un vuelo privado saliendo del Aeropuerto Internacional "La Aurora", durante su vuelo a 0:04 minutos aproximadamente del despegue del Aeropuerto "La Aurora", desciende por falla de motor, en su aproximación en el aterrizaje de Emergencia (Autorrotación) el piloto mantiene el control del helicóptero aterriza de emergencia en una área verde en la Zona 4 del Municipio de Mixco.

1.1.2 ANTECEDENTES DEL VUELO:

De acuerdo al Plan de Vuelo presentado por el piloto, el helicóptero Bell 407 despegó del Aeropuerto Internacional "La Aurora" en el departamento de Guatemala con destino al Campo Petrolero llamado "**Rubelsanto**" en el Municipio de Chisec, al norte de Alta Verapaz, cuando sobre volaba en el área de la finca "El Naranja" aproximadamente a las 10:53 hora local, a solo cuatro minutos (0:04) del despegue, el helicóptero presenta un paro repentino de motor al tener pérdida de potencia, lo que obligó al piloto a efectuar un descenso controlado a tierra en una maniobra llamada Autorrotación en el área verde de una colonia residencial del Municipio de Mixco. Los tripulantes salieron del helicóptero por sus propios medios.

Anexo "A": Plan de Vuelo.

1.1.3 LUGAR DEL IMPACTO:

El lugar donde se produjo el aterrizaje de emergencia es un área verde situada en una colonia residencial en el Municipio de Mixco Zona 4.

Anexo "B": Mapa físico del accidente y fotografías satelitales.

Ver fotografías No.: 1, 2.

1.2 LESIONES A PERSONAS:

Los tripulantes salieron ilesos después de detenerse el helicóptero, auxiliados posteriormente por habitantes del área residencial.

Cuadro de Información

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Totales
Mortales	0	0	0	0
Graves	0	0	0	0
Leves	1	2	0	3
Ilesos	0	0	0	0
TOTAL	1	2	0	3

Anexo "C": Perfil del piloto y última hoja del libro de vuelo presentada.

1.3 DAÑOS DEL HELICÓPTERO:

En su aproximación a tierra el helicóptero impacta contra el terreno, provocando daños a la aeronave en aspas, rotor principal, cobertor de transmisión del rotor de cola, estabilizador vertical izquierdo y tren de aterrizaje, dejándolo completamente abiertos.

Ver fotografías No.: 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11 y 12.

1.4 OTROS DAÑOS:

No se observaron daños en el área del aterrizaje.

1.5 INFORMACIÓN PERSONAL:

El capitán del helicóptero inicia sus estudios aeronáuticos en la Escuela de Aviación "CEFOA" el 10 de marzo del año 1,995.

El día 18 de julio de 1,996 solicita la renovación de la licencia de Piloto Privado de Helicóptero con un total de 170:00 horas voladas.

El 15 de enero de 1,997 solicita el chequeo en vuelo para piloto privado de helicóptero ante la Dirección General de Aeronáutica Civil de Guatemala.

El día 06 de diciembre de 1,999 efectúa el examen práctico para la obtención de licencia de piloto Comercial Helicóptero siendo satisfactorio.

El día 06 de diciembre de 1,999 efectúa el examen práctico para la obtención de licencia de piloto Comercial Helicóptero Agrícola, siendo el resultado satisfactorio.

Las renovaciones de la licencia de piloto de helicóptero con habilitaciones, previo a la fecha del accidente el 23 de octubre de 2,015, fueron efectuadas de acuerdo a los procedimientos establecidos en la Dirección General de Aeronáutica Civil, teniendo en esa fecha un total de 7,187.7 horas de vuelo.

Según la bitácora de horas de vuelo del piloto, voló previo al accidente:

Horas voladas en las últimas 24 horas:	00:15
Horas voladas en los últimos 07 días:	00:00
Horas voladas en los últimos 30 días:	12.10
Horas voladas en los últimos 06 meses:	27:40
Horas voladas en los últimos 12 meses:	27:40

1.6 INFORMACIÓN DEL HELICÓPTERO:

El helicóptero es fabricado por la Empresa Bell Helicopter Textron Company en Quebec, Canadá de Norte América, bajo el número de serie de fabricación: 53080.

CARACTERÍSTICAS DEL HELICÓPTERO:

Motor:	Rolls- Royce 250-C47B
Serie No.:	CAE-847821
Caballos de potencia:	862.0 para el despegue.

Rendimiento del helicóptero:

Peso máximo de despegue:	5,000.0 libras.
Peso en vacío.	2,692.0 libras.
Cantidad de combustible:	2,308.0 libras de combustible.
Velocidad crucero:	133.0 nudos.

Rango máximo de distancia de vuelo: 337.0 millas náuticas.

Altitud de vuelo normalizada: 13,550.0 pies.

Altitud máxima de operación: 18,940.0 pies

Anexo "D": Certificado Tipo.

Anexo "E": Certificado de Aeronavegabilidad y Certificado de Matrícula.

Anexo "F": Bitácora de Mantenimiento y Certificaciones de Mantenimiento efectuado al fuselaje y motor.

1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:

La información de las observaciones meteorológicas de fecha 16 de diciembre 2015, fueron proporcionadas por el Instituto Nacional de Sismología, Vulcanología, Meteorología e Hidrología y realizadas en la estación ubicada en el Aeropuerto Internacional "La Aurora", la cual es la estación más cercana al percance.

Anexo "G": Reporte de Meteorología.

1.8 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN:

No aplica por el tipo de vuelo.

1.9 COMUNICACIÓN:

Se mantuvo contacto con los Centros de Control de Tránsito Aéreo.

1.10 INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:

No aplica debido a que el helicóptero efectuó aterrizaje de emergencia en el Municipio de Mixco, departamento de Guatemala.

1.11 REGISTRADORES DE VUELO:

No posee por tipo y marca del helicóptero.

1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DEL HELICÓPTERO Y DEL IMPACTO:

El helicóptero se encontraba dañado en la sección del tren de aterrizaje, debido al aterrizaje forzoso el estabilizador del botalón de lado izquierdo se encontraba fracturado, durante la inspección efectuada en el área de impacto se localizó en el motor uno de los detectores de partículas metálicas fuera de su lugar y se encontró roto uno de los cobertores del botalón de cola que cubre los ejes de potencia hacia el rotor principal debido al daño en una de las palas del rotor principal.

Ver Fotografía No. 8

La distancia recorrida durante el aterrizaje por emergencia sobre el terreno fue de aproximadamente 10.0 metros, los tubos cruzados del tren de aterrizaje se encontraron doblados por compresión.

1.13 INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA:

No Aplica.

1.14 INCENDIOS:

No se produjo conato de incendio.

1.15 ASPECTOS DE SUPERVIVENCIA:

Durante el aterrizaje forzado, el tren de aterrizaje absorbió gran cantidad de fuerza en el impacto a tierra por emergencia, evitándoles a los tripulantes daño físico.

1.16 ENSAYOS DE INVESTIGACIÓN:

Los datos, fotografías e incluso las entrevistas personales a observadores, fueron realizados en el lugar del accidente y en la OMA situada en el hangar 7, lugar al cual fue trasladado el helicóptero, la información técnica del helicóptero y sus componentes fueron obtenidos a través de los libros de record de vuelo, bitácoras de mantenimiento y manuales del fabricante.

1.17 INFORMACIÓN SOBRE LA ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN:

El mantenimiento del helicóptero está a cargo de la OMA DGAC/G-011-2006 Hangar No.7, Aeropuerto Internacional "La Aurora", Zona 13, el cual cumple con su certificación reglamentada y supervisada por la Dirección General de Aeronáutica Civil.

Ver fotografías: 13.

1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL:

Se efectuaron las inspecciones y pruebas de funcionamiento al motor en el hangar No.7 de la OMA DGAC/G 011-2006 del Aeropuerto Internacional "La Aurora", Zona 13, donde se efectúa el mantenimiento del helicóptero por el reporte de pérdida de potencia en vuelo, lo que ocasionó un aterrizaje de emergencia; al efectuar la inspección del motor en el lugar del suceso se encontró y se comprobó una fuga de aceite del motor, **provocado por la caída o desenganche del Detector Magnético de Partículas de Metal**, al quedar el motor sin aceite ocasionó pérdida de potencia y daños internos provocando la detención repentina del mismo.

El personal técnico de la OMA sostenía la versión que la fuga de aceite del motor fue provocada por una manguera que se dañó, misma que aducen la enviaron a Rolls-Royce para que fuera revisada y analizada y poder estudiar la evidencia de la OMA, lamentablemente esta manguera no llegó a su destino.

Ver fotografías: 14, 15, 16, 17, 17 (a), 17 (b) y 18.

ANEXO "H": ROLLS ROYCE Alert Service Bulletin 407-13-99/ 27 de marzo 2013/ Rev. A 24 de julio 2013, Page 5.

1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES:

Durante el proceso de investigación se utilizaron los métodos de observación directa, procesando los datos desde el método deductivo a lo directo con bases analíticas en el campo del conocimiento técnico y operacional, las hipótesis planteadas se eliminaron de acuerdo a los hallazgos de factores colaboradores y evidencias en el área del accidente durante la investigación, estableciendo las causas de acuerdo a los hallazgos y técnicas de investigación específicas para el caso.

En la investigación en este accidente se contó con la colaboración del personal técnico de la fábrica del motor Rolls Royce y del fuselaje Bell Helicopter.

1.20 INFORME FOTOGRÁFICO:

LUGAR DEL IMPACTO



Fotografía No. 1

Vista lateral izquierda del helicóptero.



Fotografía No. 2

Vista de frontal del helicóptero.

2321-5200 info@dgac.gob.gt www.dgacguate.com
9av. 14-75, Zona 13 Ciudad de Guatemala, Guatemala, C.A.

DAÑOS AL HELICÓPTERO



Fotografía No. 3

Vista borde de ataque y aspa del rotor principal.



Fotografía No. 4

Vista posterior del aspa rotor principal.

2321-5200 info@dgac.gob.gt www.dgacguate.com
9av. 14-75, Zona 13 Ciudad de Guatemala, Guatemala, C.A.



Fotografía No. 5
Vista del estabilizador izquierdo.



Fotografía No. 6
Vista de los impactos en el botalón de cola y del estabilizador.

2321-5200 info@dgac.gob.gt www.dgacguate.com
9av. 14-75, Zona 13 Ciudad de Guatemala, Guatemala, C.A.



Fotografía No. 7

Vista de los daños al cobertor de la transmisión.



Fotografía No. 8

Daño al cobertor del eje de potencia hacia la caja de transmisión de 90°.

2321-5200 info@dgac.gob.gt www.dgacguate.com
9av. 14-75, Zona 13 Ciudad de Guatemala, Guatemala, C.A.



Fotografía No. 9
Vista del tren de aterrizaje del lado derecho.



Fotografía No. 10
Daños en el tren de aterrizaje derecho.

2321-5200 info@dgac.gob.gt www.dgacguate.com
9av. 14-75, Zona 13 Ciudad de Guatemala, Guatemala, C.A.



Fotografía No. 11
Vista del tren de aterrizaje izquierdo.



Fotografía No. 12
Fuselaje y botalón con mancha de aceite.

Inspección al motor efectuada en la OMA en el lugar donde se trasladó el helicóptero.



Fotografía No. 13
El fuselaje del helicóptero limpio.

REVISIÓN AL MOTOR



Fotografía No. 14
El motor del helicóptero desmontado.



Fotografía No. 15

Vista de la rueda giratoria del compresor del motor.



Fotografía No. 16

Vista de los álabes del compresor rosando en el cuerpo del motor.

2321-5200 info@dgac.gob.gt www.dgacguate.com
9av. 14-75, Zona 13 Ciudad de Guatemala, Guatemala, C.A.

Detector de metales encontrado fuera de su lugar.



Fotografía No. 17



Fotografía No. 17 (a)

2321-5200 info@dgac.gob.gt www.dgacguate.com
9av. 14-75, Zona 13 Ciudad de Guatemala, Guatemala, C.A.



Fotografía No. 17 (b)



Fotografía No. 18
Tubería de aceite.

2. ANALISIS DE LAS GENERALIDADES:

La información para el presente informe fue recolectada en el área del accidente a través de fotografías, narraciones de los habitantes y con personal de la OMA lugar a donde se trasladó el helicóptero, la documentación analizada del helicóptero fue suministrada por el Operador, la Biblioteca Técnica de la Dirección General de Aeronáutica Civil, fabricante, manual de vuelo y mantenimiento. Los criterios tomados para el análisis fueron consensuados por parte de pilotos y técnicos del ámbito aeronáutico conjuntamente con la Unidad de Investigación de Accidentes.

2.1 Operaciones de vuelo:

El helicóptero pertenece a la empresa Oro del Pacífico S.A., el cual efectuaba vuelo rutinario de traslado de pasajeros de la finca Yalmachac ubicada en el Municipio de Rubelsanto, durante el cual los Servicios de Control de Tránsito Aéreo, no reportaron desviación de ruta.

2.2 Calificaciones de la tripulación:

El piloto contaba con la experiencia de vuelo necesaria, sus habilitaciones fueron obtenidas de acuerdo a los procesos establecidos por la Gerencia de Licencias de la DGAC.

2.3 Procedimientos operacionales:

Las coordinaciones de operación para efectuar el vuelo, se efectuaron con la Organización de Mantenimiento y la empresa AVESA, este tipo de operación es totalmente privada.

2.4 Condiciones Meteorológicas:

Las condiciones del estado del tiempo eran favorables al vuelo VFR.

Personas vecinas en el lugar del percance indicaron que las condiciones de la zona no presentaban nubes, niebla u otro fenómeno atmosférico contrario para un vuelo seguro.

2.5 Control de tránsito aéreo:

Los servicios de control de tránsito aéreo no reportaron desviaciones a los procedimientos establecidos para el helicóptero desde su despegue.

2.6 Comunicaciones:

De acuerdo a los registros de tránsito aéreo el helicóptero mantuvo la comunicación con el Centro de Control.

El dispositivo Transmisor Localizador de Emergencia (ELT), se encontró en buen estado y conectado sin daños en su estructura, el caul no se activó al momento que el helicóptero aterrizó.

2.7 Ayudas para la navegación:

Debido a que el vuelo era con reglas de vuelo visual (VFR), no requirió ayuda para la navegación de forma específica.

3. INFORMACIÓN DEL HELICÓPTERO:

De acuerdo con el expediente y el certificado de matrícula del helicóptero, fue inscrito inicialmente con la matrícula **TG-AML** el 11 de diciembre de 2006 de conformidad con los procedimientos del Registro Aeronáutico Nacional de Guatemala, teniendo como propietario a Transportes Terrestres y Aéreos C.A.S.A.

El 8 de octubre del año 2008 la empresa Agro Cristalina S. A. presenta solicitud de nuevo Certificado de Aeronavegabilidad por cambio de Matrícula **TG-AML** a matrícula **TG-PJV**.

El 11 de febrero de 2015 se solicita la inspección para la renovación de Certificado de Aeronavegabilidad con un tiempo total de 4,220.9 horas por la OMA/DGAC 0011 2006.

En la documentación del helicóptero se confirma que cumple con su mantenimiento preventivo programado en el Manual de Mantenimiento del Helicóptero, teniendo sus inspecciones al día y documentadas en el libro del helicóptero.

La zona de aterrizaje por emergencia escogida por el piloto es un área verde en una colonia residencial de la zona 4 de Mixco.

Durante la revisión física efectuada en el área de resguardo por la Unidad de Investigación de Accidentes visitada con el personal del fabricante del motor y fuselaje, se encontró que el helicóptero estaba con la evidencia completamente contaminada dificultando así los procesos de investigación.

Debido a la característica del helicóptero de efectuar vuelos estacionarios y autorrotaciones en procesos de emergencia, los tubos cruzados del tren de aterrizaje absorbieron gran cantidad de la fuerza de impacto, lo que evitó que los tripulantes no sufrieran daños físicos severos durante el impacto a tierra por aterrizaje de emergencia.

Ver Fotografía No. 09, 10 y 11.

3.1 Mantenimiento del helicóptero:

El helicóptero se encontró con daños de consideración en el rotor principal, cabina y golpes leves en el botalón de cola, quedando el helicóptero soportado sobre su tren de aterrizaje, el cual estaba colapsado.

El mantenimiento del helicóptero está a cargo de la OMA DGAC/G 011-2006 Hangar No. 7, Aeropuerto Internacional "La Aurora" Zona 13, la cual cumple con los requerimientos de la Autoridad Aeronáutica de Guatemala.

La revisión de la documentación, no presenta alguna anotación en la cual conste que se hubiera efectuado algún trabajo o chequeo al Detector de Metales que pudiera ser factor colaborador en este accidente.

En el hangar a donde fue trasladado el helicóptero de acuerdo a las instrucciones de la Unidad de Investigación de Accidentes, manipularon el fuselaje y motor del helicóptero promoviendo la pérdida de evidencias, la aeronave fue lavada y el motor removido de su posición, por lo tanto, no se pudo estudiar la hipótesis de la manguera dañada, la cual se observó en el lugar del suceso y se encontraba en condiciones aceptables.

Ver Fotografía No. 13 y 14.

3.2 Performance del helicóptero:

No fueron reportados daños o mal funciones en el desempeño del helicóptero previo al día del accidente que afectaran su aeronavegabilidad.

El helicóptero al momento del accidente tenía un tiempo total de 4.430.5 y un tiempo de 24.1 horas desde su última inspección de mantenimiento.

3.3 Peso y balance:

Durante la inspección física en el área de impacto, no se evidenció carga o equipaje dentro de los compartimientos de carga, por lo que el peso y balance no fueron factores contribuyentes.

3.4 Sistemas del helicóptero:

Debido al impacto a tierra los componentes y sistemas del helicóptero tales como el motor, transmisión, rotor principal y demás componentes resultaron con daños de consideración, los cuales quedan inutilizados de acuerdo a los criterios técnicos del fabricante en sus manuales, los cuales quedaran habilitados hasta su Reparación Mayor u Overhaul.

4. REGISTRADORES DE VUELO:

El helicóptero no está equipado con registradores de vuelo, los datos de desempeño del motor fueron extraídos del sistema FADEC el cual provee la lectura de parámetros de potencia, revoluciones, temperaturas entre otros, datos que fueron utilizados para el proceso de investigación, el cual revelo el apagado abrupto del motor en vuelo.

5. FACTORES HUMANOS:

Los eventos relacionados con los sistemas del helicóptero, la meteorología observada en el área del accidente, aspectos operacionales de la tripulación y de la Organización de mantenimiento fueron observados durante el análisis de la información.

5.1 Factores psicológicos:

En el proceso de investigación no se evidenció limitación de aspectos psicológicos del piloto al mando, por lo que no fue factor contribuyente durante la investigación.

5.2 Factores fisiológicos:

El piloto del helicóptero en su examen médico previo al accidente para la renovación de la habilitación de piloto comercial de helicópteros, en su certificado médico emitido por la Gerencia de Licencias, no se encontró alguna anotación en la sección de limitaciones físicas para desempeñar su habilitación.

5.3 Factores operacionales:

Al efectuar la inspección física del helicóptero y sus componentes, se observó que las compuertas del compartimiento del motor se encontraban abiertas, durante la entrevista al piloto indicó haberlas abierto e inspeccionado el compartimiento del motor para determinar la posible falla, esto debido a que posee licencia y habilitación de mantenimiento como técnico de mantenimiento en helicópteros.

El representante de la organización de mantenimiento del helicóptero se hizo presente en el área del accidente indicando que de igual manera indico haber abierto e inspeccionó el motor para determinar la posible falla.

Al efectuar la inspección en el área del accidente por parte del investigador se encontró el detector de partículas de la caja de accesorios retirado de su posición normal de operación, documentando con fotografías las condiciones en que se localizó y su condición así como la saturación de partículas de metal encontradas en el detector el día del accidente.

Ver fotografía No. 17 y 17 (a).

Durante la inspección post accidente dentro del hangar de la Organización de Mantenimiento se removió el detector de partículas anteriormente indicado, encontrándolo saturado de partículas de metal, no correspondiendo a lo observado en la primera inspección.

Ver fotografía No. 17 (b).

El motor fue enviado al fabricante Rolls & Royce en el Estado de Indianápolis, Estados Unidos de Norteamérica con el fin de determinar las posibles fallas internas que provocaron el accidente, a lo cual el reporte recibido posterior a la inspección efectuada y supervisada por la NTSB y FAA determinaron que la única posible fuga de aceite o lubricante recomendado por el fabricante fue por el orificio o agujero de instalación del detector de partículas metálicas, el cual, si no cuenta con la inspección adecuada durante su retiro o instalación, puede provocar la falsa sensación de una correcta instalación sin estar colocado correctamente; no se encontró anotación en el libro de mantenimiento o en su última inspección reporte, fallas o evidencia de daños.

6. SUPERVIVENCIA:

Los pasajeros y el piloto de acuerdo a los servicios de bomberos no sufrieron daño físico, siendo trasladados para su evaluación por servicios médicos privados de acuerdo a lo investigado.

6.1 Respuesta del Servicio de Salvamento y Extinción de Incendios:

El piloto al reportar la emergencia vía radio a los Servicios de Control de Tránsito Aéreo se activaron los procedimientos de los servicios de Búsqueda y Salvamento del Aeropuerto Internacional "La Aurora", los cuales activaron el protocolo de emergencia por accidente aéreo fuera del Aeropuerto por lo que se atendió de forma inmediata la emergencia en el área del impacto.

6.2 Análisis de lesiones y víctimas:

Los pasajeros fueron atendidos y trasladados a centros asistenciales donde fueron evaluados y dados de alta, no reportaron lesiones de la tripulación o daños a terceros en el área del impacto.

6.3 Aspectos relevantes de sobrevivientes:

La maniobra de vuelo denominada Autorrotación por Emergencia fue efectuada por parte del piloto, la cual evitó daños físicos a los pasajeros y tripulante.

7. CONCLUSIONES:

El helicóptero se encontraba certificado en su mantenimiento, equipado y mantenido de acuerdo al Manual de Mantenimiento, a la reglamentación vigente de Guatemala y operado de acuerdo a los procedimientos aprobados previo al accidente.

El peso y balance del helicóptero correspondía a los límites descritos en el Manual de Vuelo.

El helicóptero mostraba evidencia de fuga de aceite del motor, dejando derrame de aceite en la parte externa del fuselaje principal y botalón de cola.

Ver fotografía No. 16.

8. CAUSAS PROBABLES:

Al efectuar la revisión del motor del helicóptero en el área del suceso, se encontró un detector de partículas de metales fuera de su posición (desprendido) de la caja de accesorios o fuera de su posición normal (instalado y asegurado), provocando la fuga de aceite del motor y ocasionando pérdida de lubricación total hasta dejarlo sin funcionamiento, por lo que este accidente se enmarca dentro del factor humano.

9. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL:

Las constantes mejoras de la seguridad operacional y las medidas preventivas derivadas de las experiencias recabadas, nos sirven para efectuar operaciones de vuelo más seguras en cualquier helicóptero que sobrevuele el espacio aéreo guatemalteco, en el presente caso se recomienda:

9.1 RSO 01-A-01-2015

Los pilotos de este tipo de aeronave (helicópteros) y técnicos encargados de su despacho al efectuar la inspección de Pre-vuelo (360°), deben de tener plena seguridad de haber revisado las condiciones solicitadas para el mismo.

9.2 RSO 02-A-01-2015

Al finalizar el trabajo de mantenimiento preventivo, correctivo o cualquier tipo de servicio a una aeronave en los motores de ala fija o motores de helicópteros, componentes o accesorios, el Certificador tiene que revisar y verificar la lista de chequeo del manual para que todo quede correctamente instalado y asegurado efectuando un doble chequeo tanto del supervisor como del certificador de mantenimiento o lo recomendado en el ROLLS ROYCE Alert Service Bulleting 407-13-99/ 27 de marzo 2013/ Rev. A 24 de julio 2013, Page 5 para este caso.

10. ANEXOS.

LISTA DE ANEXOS

- A Plan de vuelo.**
- B Mapa físico del accidente y fotografías satelitales.**
- C Perfil del piloto y última hoja del libro de vuelo presentada.**
- D Certificado Tipo.**
- E Certificado de Aeronavegabilidad y Certificado de Matrícula.**
- F Bitácora de mantenimiento y certificación de mantenimiento al fuselaje y motor.**
- G Reporte de meteorología.**
- H ROLLS ROYCE Alert Service Bulleting 407-13-99/ 27 de marzo 2013/ Rev. A 24 de julio 2013, Page 5.**

ANEXO "A"
Plan de Vuelo.

Color de la Aeronave
Color of Aircraft: **Agel-Coers**



Tipo de condición del vuelo: IFR VFR

PLAN DE VUELO (FLIGHT PLAN) **180**

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL
REPUBLICA DE GUATEMALA **Direccion de Aeronautica Civil**

1. Matricula de la Aeronave Registration No. of Aircraft IG-PJV	2. Tipo de Aeronave Type of Aircraft Bell 407	3. Operador y No. de vuelo Operación No. flight No. Pavado	4. Combustible a bordo hrs. Fuel on board-hrs. 3+00	5. Personas a bordo Persons on board 03	6. Nombre del piloto Pilot's Name UNIPER BARREIRO	7. Lugar de salida Point of departure MARSA	8. Lugar de Destino Point of destination MARSA	9. Aeropuerto Alterno Alternate Airport —	10. Ruta Route D—A	Altitud Altitude 500'	Equipo de Navegación Nav. Equipment ADÉ MOR-115 TACAN RECEPCION AVESAI SEVESADIST. PIPER
--	--	---	--	--	--	--	---	--	---------------------------------	------------------------------------	---

Velocidad Speed **120Kts** Frecuencias Frequency **510**

Fecha **10 19 15**

REPRESENTANTE O REPRESENTANTE **JULIO**

HORA AUTORIZADO POR **16 DIC 2015**

Observaciones REMARKS
José Luis Valdes / Carlos Kuebas

HOMBRE DE BIEN RECIBIR
SIN PAGAR DOCUMENTO ESTA SUJETA A VERIFICACION POR PARTE DEL DEPTO. CORRESPONDIENTE

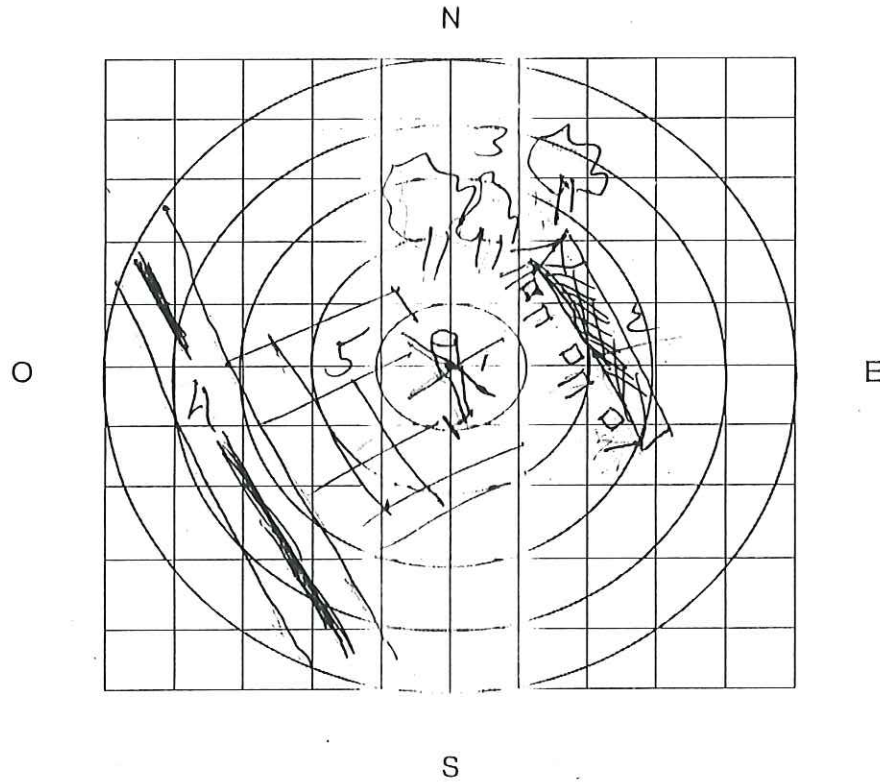
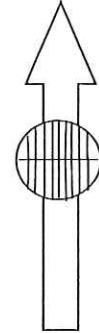
Dec. 16 2015 10:18AM P1 FROM : FAX NO. :

ANEXO “B”

**Mapa físico del accidente y
fotografías satelitales.**

MAPA FISICO DEL AREA DEL ACCIDENTE

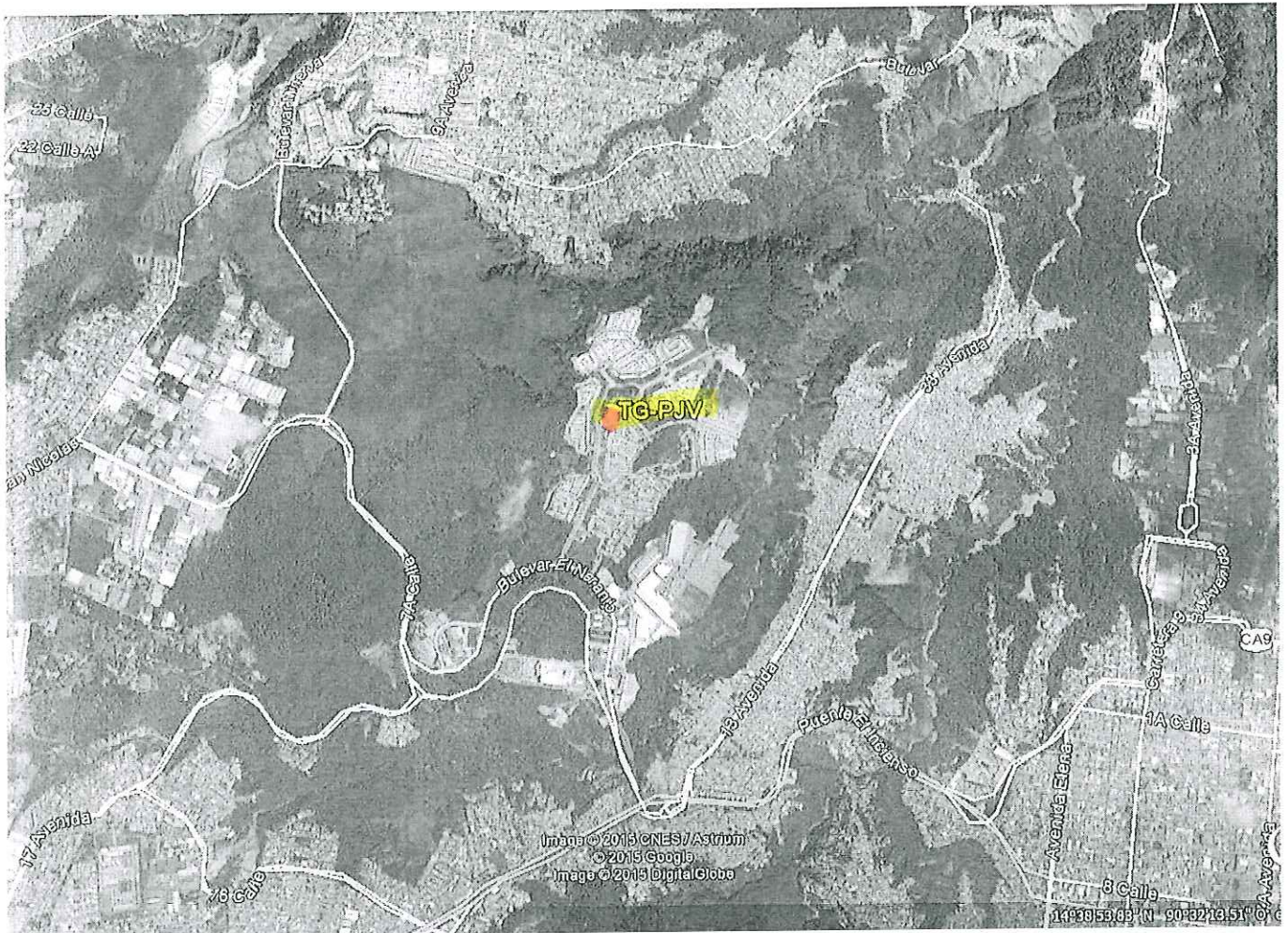
Matricula: TG-PJV
 Fecha: 16-17-2015
 Lugar: CONDADO EL NARANJO
ZONA MIXCO, GUATEMALA



Escala: 10

Identificación de las partes

1. HELICÓPTERO
2. CASAS
3. ADBOLES
4. CALLE PRINCIPAL
5. AREAS BALDÍAS.







ANEXO "C"

**Perfil del piloto
y última hoja del libro
de vuelo.**



Dirección General de Aeronáutica Civil de Guatemala
 Sistema de Información Aeronáutico Regional
 Perfil de Personal Aeronautico



Correlativo: 2000959
 Nombre: MIGUEL ENRIQUE BARRENO SOTO
 Telefono: 22552049 50006344
 Tipo: Independiente
 Nacimiento: GUATEMALA, GUATEMALA
 Sexo: Masculino
 Nacionalidad: GUATEMALTECA
 Educativo: Diversificado
 Pasaporte:
 Estado Civil: 0. Soltero
 Identidad: 997684550101
 Domicilio: MZ. E SECTOR V CASA # 8 RES. LOS OLIVOS ZONA 18.
 Postal:
 Licencias:
 Adicionales:

Nacimiento: 13/Sep/1976
 Autoridad: GUATEMALA
 Correo: miguelbarre@gmail.com
 Libro:
 Folio:
 Cabello: CASTAÑO
 Ojo: CAFE
 Peso: 160
 Estatura: 173.00
 Fecha Examen: 14/Mar/2006
 Recibo:

Licencia **340** **PILOTO COMERCIAL- HELICÓPTERO**

Pais: GUATEMALA, Escuela: N/A, Examinador: N/A, Fecha Emisión: 2015-03-17, Fecha Vencimiento: 2020-03-30

Habilitaciones	Inicial	Final
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE	27/Nov/2013	
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE 407	09/Dec/1999	
FUMIGACION AGRICOLA		

Licencia **1285** **Mecánico de Mantenimiento de Aeronaves Tipo I**

Pais: GUATEMALA, Escuela: N/A, Examinador: N/A, Fecha Emisión: 2012-05-28, Fecha Vencimiento: 2017-05-31

Habilitaciones	Inicial	Final
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE 206B	06/Apr/1994	
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE 206L	06/Apr/1994	



**Dirección General de Aeronáutica Civil de Guatemala
Sistema de Información Aeronáutico Regional
Perfil de Personal Aeronautico**



Correlativo: 2000959
Nombre: MIGUEL ENRIQUE BARRENO SOTO
Telefono: 22852049 50006344
Tipo: Independiente
Nacimiento: GUATEMALA, GUATEMALA
Sexo: Masculino
Nacionalidad: GUATEMALTECA
Educativo: Diversificado
Pasaporte:
Estado Civil: O. Soltero
Identidad: 1997684550101
Domicilio: MZ. E-SECTOR V CASA # 8 RES. LOS OLIVOS ZONA 18.
Postal:
Alomas:
Adicionales:

Nacimiento: 13/Sep/1976
Autoridad: GUATEMALA
Correo: miguelbarre@gmail.com
Libro:
Folio:
Cabello: CASTAÑO
Ojo: CAFE
Peso: 160
Estatura: 173.00
Fecha Examen: 14/Mar/2006
Recibo:

Certificado de Validez

Lista de Certificados

	Inicial	Final
Certificado: 340A, Medico: ROBERTO RODAS ALBUREZ, Clase Examen: CLASE 2, Fecha Examen: 2014-10-10, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	13/Oct/2014	30/Apr/2015
Certificado: 4047A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2008-09-26, Resultados: SATISFACTORIO, Anotaciones: SATISFACTORIO	26/Sep/2008	31/Mar/2009
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2009-03-27, Resultados: SATISFACTORIOS, Anotaciones: SATISFACTORIOS	27/Mar/2009	30/Sep/2009
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 2, Fecha Examen: 2009-09-29, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	29/Sep/2009	30/Mar/2010
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2010-03-25, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	25/Mar/2010	30/Sep/2010
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2010-10-11, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	11/Oct/2010	30/Apr/2011
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2011-04-28, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	28/Apr/2011	30/Oct/2011
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2011-10-27, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	27/Oct/2011	30/Apr/2012
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2012-04-26, Resultados: MECANICO TIPO I, Anotaciones: MECANICO TIPO I	26/Apr/2012	30/Oct/2012
Certificado: 1285A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2012-04-26, Resultados: COMERCIAL HELICOPTER, Anotaciones: COMERCIAL HELICOPTER	28/May/2012	30/Oct/2012
Certificado: 1285A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2012-10-31, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	02/Nov/2012	30/Apr/2013
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2012-10-31, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	02/Nov/2012	30/Apr/2013
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2013-04-29, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	29/Apr/2013	31/Oct/2013
Certificado: 1285A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 3, Fecha Examen: 2013-04-30, Resultados: MECANICO, Anotaciones: MECANICO	30/Apr/2013	30/Apr/2014
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2013-10-22, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	22/Oct/2013	30/Apr/2014
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2014-04-29, Resultados: COMERCIAL, Anotaciones: COMERCIAL	30/Apr/2014	30/Oct/2014
Certificado: 1285A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 3, Fecha Examen: 2014-04-29, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	13/May/2014	30/Apr/2015
Certificado: 340A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2015-04-28, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	28/Apr/2015	30/Oct/2015
Certificado: 1285, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 3, Fecha Examen: 2015-04-28, Resultados: MECANICO TIPO I, Anotaciones: MECANICO TIPO I	12/May/2015	30/Apr/2016



Dirección General de Aeronáutica Civil de Guatemala
Sistema de Información Aeronáutico Regional
Perfil de Personal Aeronáutico



Correlativo: 2000959
Nombre: MIGUEL ENRIQUE BARRENO SOTO
Telefono: 2852049 50006344
Tipo: independiente
Nacimiento: GUATEMALA, GUATEMALA
Sexo: Masculino
Nacionalidad: GUATEMALTECA
Educativo: Diversificado
Pasaporte:
Estado Civil: 0. Soltero
Identidad: 1997684550101
Domicilio: MZ. E SECTOR V CASA # 8 RES. LOS OLIVOS ZONA 18.
Postal:
Diplomas:
Adicionales:

Nacimiento: 13/Sep/1976
Autoridad: GUATEMALA
Correo: miguelbarre@gmail.com
Libro:
Folio:
Cabello: CASTAÑO
Ojo: CAFE
Peso: 160
Estatura: 173.00
Fecha Examen: 14/Mar/2006
Recibo:

Certificado: 340, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2015-10-23, 23/Oct/2015 30/Apr/2016
Resultados: COMERCIAL HELICOPTER, Anotaciones: COMERCIAL HELICOPTER

Gestión

Lista de Gestiones

	Inicial	Final
Licencia: 340, Documento: INICIAL, Tipo de Gestion: MANTENIMIENTO DE LA COMPETENCIA (CHEQUEO BIANUAL), Cambio en Numero de Licencia: 340	02/Nov/2012	30/Nov/2014
Licencia: 340, Documento: , Tipo de Gestion: RECURRENTE, Cambio en Numero de Licencia: 340	03/Mar/2015	03/Mar/2017

RESUMEN DE TIEMPO DE VUELO:

OBSERVACIONES:

DIURNO	NOCTURNO	INSTRUMENTOS		COPILOTO	CAPITAN	TOTAL
		SIMULADOS	REALES			
	17					7,207
20					20	7,209
10					10	7,210
20					20	7,212
30					30	7,215
15					15	7,216.5
20					20	7,218.5
24					24	7,220.9
25					25	7,223.4
11					11	7,224.5
15					15	7,226
7,226						

CAPITAN
D. FRANCISCO CUSTODIO M.
 INSTRUCTOR DE VUELO
 LICENCIA No. 479

CERTIFICADO

ANEXO "D"
Certificado Tipo.

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION
FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION

H2SW
REVISION 48
BELL
206
206A
206A-1(OH-58A)
206B
206B-1
206L
206L-1
206L-3
206L-4
407
Jan 7, 2015

TYPE CERTIFICATE DATA SHEET NO. H2SW

This data sheet which is part of type certificate No. H2SW prescribes conditions and limitations under which the product for which type certificate was issued meets the airworthiness requirements of Civil Air Regulations and Federal Aviation Regulations.

Type Certificate Holder **Bell Helicopter Textron Canada Limited**
12800 Rue De L'Avenir
Mirabel, Quebec
J7J 1R4 Canada

I - Model 206 4PCLH (Normal Category), Approved April 28, 1964.

Serial Nos. eligible No eligible serial numbers exist.

II - Model 206A 5PCLH (Normal Category), Approved October 20, 1966

Engine Rolls-Royce (Allison) Model 250-C18 or 250-C18B (See Note 13), or Allison Model 250-C20. Engine Type Certificate No. E4CE.

Fuel ASTM-D-6615 Type Jet B; ASTM-D-1655 Type Jet A and Jet A-1; MIL-T-5624 Grade JP-4 (NATO F-40); MIL-T-5624 Grade JP-5 (NATO F-44); and MIL-T-83133 Grade JP-8 (NATO F-34) See Rotorcraft Flight Manual for fuel temperature limitations. (See Note 8)

Engine limits	Torque Pressure	Output Shaft Speed	Turbine Temp.	Gas Gen. Speed
250-C18 and 250-C18B				
Takeoff (5 Min)	100%(95 psi) (317 HP)	100% (6,000 rpm)	749°C (1380°F)	104% (53,164 rpm)
Max. Continuous	85%(81 psi) (270 HP)	100% (6,000 rpm)	693°C (1,280°F)	104% (53,164 rpm)

Page No.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21
Rev. No.	46	41	43	43	43	38	43	44	44	41	48	43	44	44	45	40	43	43	43	47	46

X. - Model 407 (cont'd)**C.G. Limits (Cont'd)****Lateral C.G. Limits (Internal Loading when kit 407-706-020 (5250 lb kit) installed)**

Left 6.4 cm (2.5 in.) up to 1588 kg (3,500 lbs), changing linearly to 3.5 cm (1.4 in) at 2381 kg (5,250 lbs.)

Right 7.6 cm (3.0 in.) up to 1588 kg (3,500 lbs), changing linearly to 4.8 cm (1.9 in) at 2381 kg (5,250 lbs.)

Lateral C.G. Limits (External Loading)

Left 10.2 cm (4.0 in.) up to 2268 kg (5,000 lbs.),

3.9 cm (1.5 in.) at 2268 kg (5,000 lbs.), changing linearly to 2.3 cm (0.9 in.) at 2722 kg (6,000 lbs.)

Right 10.2 cm (4.0 in.) up to 2268 kg (5,000 lbs.),

5.2 cm (2.0 in) at 2268 kg (5,000 lbs.) changing linearly to 3.6 cm (1.4 in.) at 2722 kg (6,000 lbs.)

Maximum weight (Mass)	2268 kg (5,000 lbs.) (Internal Loading) 2381 kg (5,250 lbs.) (Internal Loading) when equipped with kit 407-706-020 2722 kg (6,000 lbs.) (External Loading) (See Note 24 for external cargo configuration information)
Altitude limits	Maximum altitude at 2268 kg (5,000 lbs.) or less is 20,000 feet pressure altitude. Maximum altitude above 2268 kg (5,000 lbs.) is 10,000 feet density altitude
Minimum crew	1 pilot
Maximum Occupants	7 (includes crew)
Maximum cargo	Refer to 407 Rotorcraft Flight Manual for loading schedule.
Fuel capacity	483.7 litres (106.4 Imp. Gal) (127.8 US Gal) usable, 10.0 litres (2.21 Imp. Gal) (2.65 US Gal) unusable.
Oil capacity	5.21 litres (4.58 Imp. Quarts) (5.5 US quarts); usable oil 2 US quarts included in capacity. Undrainable oil, 1.6 lbs.
Rotor blade and Control Movement	For rigging information refer to the 407 Maintenance Manual
Serial Nos. eligible	53000 to 53003, 53005 to 53138, 53140 to 53279, 53281 to 53470, 53472 to 53900, 53911 and subsequent

Data Pertinent to all Models except as indicated

Datum	Model 206 Station 0 (datum is 7 inches forward of most forward point of fuselage cabin nose section). Models 206A, 206A-1, 206B, 206B-1, 206L, 206L-1, 206L-3, 206L-4, and 407 Station 0 (datum is 1 inch forward of most forward point of fuselage cabin nose section or 55.16 inches forward of jack point centerline).
Leveling Means	206 Series except 206A S/N 104-583. Plumb line from ceiling left rear cabin to index plate on floor. 206A S/N 104-583. Level pads on right side in the transmission compartment. 407 Plumb line from the underside of the engine pan through the access panel in the baggage bay roof to an index plate on the floor of the baggage compartment.
Certification Basis	FAR 21.29 and CAR 6 dated December 20, 1956, Amendments 6-1 thru 6-4, CAR 6.307(b) and 6.637 of Amendment 6-5, Special Conditions dated October 2, 1962, as revised February 8, 1966, plus the water/alcohol power augmentation special conditions dated November 14, 1967, revised September 15, 1975.

Certification Basis
(cont'd)

Special conditions for "IFR Instrument Flight requirements for Bell Model 206B/L" submitted to Bell by FAA (ASW-216) letter dated July 16, 1975.
Exemption No. 595 for Model 206A only.
Exemption No. 595A for Model 206A-1 only.
Exemption No. 595B for Model 206B AND 206B-1 only.

206L-1 with Rolls Royce (Allison) 250-C30P engine (See Note 38)

- a. For all areas not affected by the installation of BHT kit P/N 206-706-520, CAR 6 dated December 20, 1956, Amendments 6-1 thru 6-4, CAR 6.307(b) and 6.637 of Amendment 6-5, Special Conditions dated October 2, 1962, as revised February 8, 1966.
- b. The Basis of Certification for installation of the 250-C30P engine on Bell 206L-1 helicopters as installed per BHT kit P/N 206-706-520 is: CAR 6.251(c) from CAR 6 dated December 20, 1956, Amendments 6-1 through 6-4, Special Conditions dated October 2, 1962 as revised February 8, 1966. Plus the following regulations from FAR Part 27: 27.143, 27.1587 at Amdt 27-1; 27.1093 at Amdt 27-8; 27.45, 27.141, 27.1309 at Amdt 27-20; 27.65, 27.73, 27.301, 27.303, 27.305, 27.561, 27.601, 27.603, 27.605, 27.607, 27.609, 27.619, 27.621, 27.625, 27.771, 27.773, 27.777, 27.831, 27.901, 27.903, 27.907, 27.931, 27.939, 27.993, 27.1011, 27.1041, 27.1043, 27.1045, 27.1091, 27.1123, 27.1141, 27.1163, 27.1183, 27.1191, 27.1193, 27.1301, 27.1305, 27.1307, 27.1321, 27.1337, 27.1351, 27.1365, 27.1367, 27.1381, 27.1503, 27.1505, 27.1521, 27.1527, 27.1529, 27.1541, 27.1543, 27.1549, 27.1581, 27.1583 at Amdt 27-24; 27.307, 27.613, 27.629 at Amdt 27-28.

FAR Part 36 dated 3 November 1969 Amendment 36-1 thru 36-14, Subpart H.

206L-1 modified per Bell Service Instruction BHT-206-SI-2052 (See Note 39)

- a. For all areas not affected by the installation of BHT kit P/Ns 206-705-420 and 206-706-530, CAR 6 dated December 20, 1956, Amendments 6-1 thru 6-4, CAR 6.307(b) and 6.637 of Amendment 6-5, Special Conditions dated October 2, 1962, as revised February 8, 1966.
- b. The Basis of Certification for modification as installed per BHT kit P/Ns 206-705-420 and 206-706-530: CAR 6.251(c) from CAR 6 dated December 20, 1956, Amendments 6-1 through 6-4, Special Conditions dated October 2, 1962 as revised February 8, 1966. Plus the following regulations from FAR Part 27 dated October 2, 1964: 27.79, 27.143, 27.173, 27.175, 27.1519, 27.1587 at Amdt 27-1; 27.45, 27.141, 27.1309 at Amdt 27-20; 27.1, 27.21, 27.25, 27.27, 27.29, 27.51, 27.65, 27.73, 27.75, 27.171, 27.251, 27.301, 27.303, 27.305, 27.309, 27.321, 27.339, 27.341, 27.411, 27.471, 27.473, 27.549, 27.561, 27.601, 27.603, 27.605, 27.607, 27.609, 27.611, 27.619, 27.621, 27.623, 27.625, 27.695, 27.725, 27.771, 27.773, 27.873, 27.901, 27.903, 27.907, 27.921, 27.931, 27.939, 27.1011, 27.1041, 27.1043, 27.1045, 27.1191, 27.1301, 27.1303, 27.1305, 27.1321, 27.1337, 27.1381, 27.1435, 27.1501, 27.1503, 27.1505, 27.1521, 27.1529, 27.1541, 27.1543, 27.1549, 27.1581, 27.1583, 27.1589 at Amdt 27-24; 27.307, 27.337, 27.351, 27.501, 27.571, 27.613, 27.629, 27.727 at Amdt 27-28.

Plus 206L-4 Equivalent Safety Finding for Skid Landing Gear (Drop Test) – FAR 27.723, 27.725, 27.727

FAR Part 36 dated 3 November 1969 Amendment 36-1 thru 36-14, Subpart H.

206L-3

For 206L-3 basis of certification is the same as 206L-1 with Rolls Royce (Allison 250-C30P engine plus FAR 27.1529 at Amdt 27-18.

206L-3 modified per Bell Service Instruction BHT-206-SI-2052 (See Note 39)

- a. For all areas not affected by the installation of BHT kit P/Ns 206-705-420 and 206-706-530, CAR 6 dated December 20, 1956, Amendments 6-1 thru 6-4, CAR 6.307(b) and 6.637 of Amendment 6-5, Special Conditions dated October 2, 1962, as revised February 8, 1966.
- b. The Basis of Certification for modification as installed per BHT kit P/Ns 206-705-420 and 206-706-530: CAR 6.251(c) from CAR 6 dated December 20, 1956, Amendments 6-1 through 6-4, Special Conditions dated October 2, 1962 as revised February 8, 1966. Plus the following regulations from FAR Part 27 dated October 2, 1964: 27.79, 27.143, 27.173, 27.175, 27.1519, 27.1587 at Amdt 27-1; 27.45, 27.141, 27.1309 at Amdt 27-20; 27.1, 27.21, 27.25, 27.27, 27.29, 27.51, 27.65, 27.73, 27.75, 27.171, 27.251, 27.301, 27.303, 27.305, 27.309, 27.321, 27.339, 27.341, 27.411, 27.471, 27.473, 27.549, 27.561, 27.601, 27.603, 27.605, 27.607, 27.609, 27.611, 27.619, 27.621, 27.623, 27.625, 27.695, 27.725, 27.771, 27.773, 27.873, 27.901, 27.903, 27.907, 27.921, 27.931, 27.939, 27.1011, 27.1041, 27.1043, 27.1045, 27.1191, 27.1301, 27.1303, 27.1305, 27.1321, 27.1337, 27.1381, 27.1435, 27.1501, 27.1503, 27.1505, 27.1521, 27.1529, 27.1541, 27.1543, 27.1549, 27.1581, 27.1583, 27.1589 at Amdt 27-24; 27.307, 27.337, 27.351, 27.501, 27.571, 27.613, 27.629, 27.727 at Amdt 27-28.

Plus 206L-4 Equivalent Safety Finding for Skid Landing Gear (Drop Test) – FAR 27.723, 27.725, 27.727

FAR Part 36 dated 3 November 1969 Amendment 36-1 thru 36-14, Subpart H.

For 206B S/N 5101 through 5400. Meets fuel system qualification to NPRM 90-24. Crash resistant fuel system in normal and transport category rotorcraft, Draft paragraph 29-952 and associated revised paragraphs.

For 206L-4 FAR 21.29 and Part 27 dated 2 October 1964 Amendment 27-1 thru 27-24 with: 27.45, 27.141, 27.1309 at Amdt 27-20; 27.1093, 27.1545 at Amdt 27-8; 27.79, 27.143, 27.173, 27.175, 27.1519, 27.1585, 27.1587 at Amdt 27-1; 27.2, 27.307, 27.337, 27.351, 27.427, 27.501, 27.571, 27.613, 27.629, 27.663, 27.674, 27.685, 27.727, 27.783, 27.807, 27.861, 27.865 at Amdt 27-28; and 27.391, 27.395, 27.397, 27.681, 27.1357, 27.1361, replaced by 6.220, 6.225, 6.323, 6.623, 6.624, 6.625, 6.626 of CAR Part 6 dated 6 December 1956 Amendment 6-1 thru 6-4. Exceptions to FAR 27 are the deletion of: 27.71, 27.177, 27.399, 27.562, 27.610, 27.954, 27.1195, 27.1322.

Equivalent Safety Findings: 1. Skid Landing Gear (Drop Test) - FAR 27.723, 27.725, and 27.727; 2. Fuel Tanks (Drop Test) - FAR 27.965(c)(1) and (c)(2).

FAR Part 36 dated 3 November 1969 Amendment 36-1 thru 36-14, Subpart H.

For Model 407

- (a) FAR part 27, dated October 2, 1964 Amendment 27-1 through 27-30 with; Paragraph 27.561(b)(3) at Amdt 27-24;
Section 27.563 at Amdt 27-25;
Section 27.785 at Amdt 27-24;
Section 27.1093 at Amdt 27-8; and
Section 27.173 at Amdt 27-1
Section 27.175 at Amdt 27-1.
Exceptions to FAR 27 are the deletion of sections: 27.562, 27.1195, and 27.952(b)(1)
- (b) FAR 36 Amdt 36-1 through 36-20.
- (c) Transport Canada Special Conditions
High Intensity Radiated Fields (HIRF), SCA 95-02, April 26, 1995
- (d) Equivalent Safety Findings exist with respect to the following regulations:
-FAR 27.307(b)(5), 27.723,
27.725, and 27.727 Skid Type Undercarriages

Certification Basis (d) (cont'd)	-FAR27.952	Forward Fuel Tank Drop Test
	-FAR27.952	Aft Fuel Tank Drop Test
	-FAR27.965(c)(1) and (2)	Fuel Tank Pressure Test
	-FAR27.1305(p)	Engine Anti-Ice Annunciation (See Note 41)

Installation of Integrated Avionics System (Garmin G1000H) and affected areas on Bell Model 407 helicopters, Serial Numbers 54300 and Subsequent (See Note 42)

- (a) 14 CFR part 27, dated October 2, 1964 Amdt 27-1 through 27-44 with the following exceptions;
 - 14 CFR 27.561(b)(3) at Amdt 27-0
 - 14 CFR 27.785 at Amdt 27-21
- (b) 14 CFR 36 Amdt 36-1 through 36-20.
- (c) Equivalent Safety Finding:
 - Number SP4107RD-R/F- 1
 - 14 CFR part 27.1545 (b)(2) Airspeed Indicator

Equipment The basic required equipment as prescribed in the applicable airworthiness regulations (see certification basis) must be installed in the helicopter for certification.

In addition, the following items of equipment are required:

- (a) Engine Out Warning System all models.
- (b) Outside air temperature gage for Models 206A, 206A-1, 206B, 206L, 206L-1, 206L-3, 206L-4, and 407.
- (c) FAA approved Helicopter Flight Manual.
 - (1)
 - a. Model 206A dated October 20, 1966, reissued May 15, 1970.
 - b. Model 206A (Serial No. 503 only) dated October 20, 1966, reissued August 19, 1968, for 2900 lbs gross weight.
 - c. Model 206A dated April 2, 1971, for 205-C20 Engine.
 - (2) Model 206B, dated July 30, 1971, reissued December 20, 1972. Model 206B, Serial No. 2212 (See Note 21), dated July 1, 1977. Model 206B, Serial No. 5101 through 5400 (See note 31), TH-67 Configuration Fuel System and Torque Indicator (BHT-206B3-FMS-33), dated 5 October, 1993.
 - (3) Model 206L, dated September 22, 1975.
 - (4) Model 206L-1, dated May 17, 1978.
 - (5) Model 206L-3, dated December 9, 1981.
 - (6) Model 206L-4, dated October 2, 1992.
 - (7) Model 407, dated February 9, 1996
 - (8) Model 407 Serial Numbers 54300 and subsequent are to be operated in accordance with Bell Rotorcraft Flight Manual BHT- 407-FM-2 dated March 4, 2011. (see Note 42)

Production Basis None for 206. Production Certificate No. 100 for Models 206A, 206A-1, 206B, 206B-1, 206L, 206L-1, 206L-3, 206L-4 and 407. (See Note 29 and Note 32 for helicopters produced by Bell Helicopter Textron Canada Limited)

NOTE 1. Current weight and balance report including list of required equipment and list of equipment included in certificated empty weight, and loading instructions when necessary must be provided for each helicopter at the time of original certification. The certificate empty weight and corresponding C.G. locations must include undrainable oil and unusable fuel for the appropriate model.

NOTE 2. The following placard must be displayed in front of and in clear view of the pilot: "THIS HELICOPTER MUST BE OPERATED IN COMPLIANCE WITH OPERATING LIMITATIONS SPECIFIED IN THE APPROVED HELICOPTER FLIGHT MANUAL."

All placards required in the approval flight manual must be installed in the appropriate locations.

NOTE 3. The retirement times of critical parts are listed in the following table. These limitations may not be changed without FAA engineering approval.

MODEL 206, 206A-1 AND 206B-1

For a list of Critical Parts contact; Manager, Rotorcraft Directorate; Department of Transportation; Federal Aviation Administration Fort Worth, Texas 76193-0100

MODEL 206A and 206B (Refer to FAA approved Chapter 4 of the Maintenance Manual, BHT - 206A/B-MM-1, for airworthiness lives of components applicable to the 206A and 206B)

MODEL 206L (Refer to FAA approved Chapter 4 of the Maintenance Manual, BHT-206L-MM-1, for airworthiness lives of components applicable to 206L)

MODEL 206L-1 (Refer to FAA approved Chapter 4 of the Maintenance Manual, BHT-206L-1-MM-1, for airworthiness lives of components applicable to 206L-1)

MODEL 206L-3 (Refer to FAA approved Chapter 4 of the Maintenance Manual, BHT 206L3-MM-1 for the service lives of components applicable to the Model 206L-3)

MODEL 206L-4 (Refer to FAA approved Chapter 4 of the Maintenance Manual, BHTI 206L4-MM-1 for service lives of components applicable to the 206L-4)

MODEL 407 (Refer to approved Chapter 4 of the Maintenance Manual, BHT-407-MM-1 for service lives of components applicable to the Model 407)

NOTE 4. Information essential for proper maintenance is contained in the appropriate Model Bell Helicopter Textron maintenance or overhaul manual.

NOTE 5. Reserved

NOTE 6. Power on rotor and engine output shaft speed limits increase (inversely with power as shown in approved flight manuals for all models).

NOTE 7. Reserved

NOTE 8. For all operations below 40^oF ambient temperature, all fuel used in the Model 206A must contain Phillips PFA-55 MB anti-icing additive in concentrations of not less than 0.035% or more than 0.15% by volume. Blending this additive into the fuel and checking its concentration must be conducted in the manner prescribed by the Rotorcraft Flight Manual. This additive is eligible as described above but not required for use in the Models 206B, 206L, 206L-1, 206L-3, and 206L-4 helicopter. Note Anti-ice additive is eligible but not required and the above does not apply for Model 206A helicopters equipped with Fuel Filter Kit P/N 206-706-603-1, -3. RFM Supplement BHT-206A-FMS-17 dated January 13, 1970, is required.

NOTE 9. Engine fuel system components as listed below are required to assure satisfactory engine/rotor drive system torsional stability.

Model 206A with Model 250-C18 or 250-C18B engine:

Accumulator Assy. Allison *P/N 6848165,
Double Check Valve *P/N 6854622,
plus Accumulator Assy. Kit Allison P/N 6858338

or

Accumulator Assy. Allison *P/N 6848165,
Double Check Valve Allison *P/N 6873599,
plus Accumulator Assy. Kit Allison P/N 6874921

Model 206B and Model 206L with Bendix Fuel Control:

Allison Accumulator Kit P/N 6887645 (See Allison 250 Installation Bulletin No. 1004.)

Model 206L-1 with Bendix DP-T3 fuel control:

Equipment required for system torsional stability (accumulator P/N 6857224 and Double Check Valve P/N 6876557) is approved and included as part of the Allison Model 250-C28B engine.

Model 206L-3 with Bendix DP-V1 Fuel Control:

Equipment required for system torsional stability (accumulator P/N 685722) is approved and included as part of the Allison Model 250-C30P engine.

* These items are included in basic 250-C18, 250-C18B, and 250-C10D engines.

- NOTE 10. The engine air induction systems on the Models 206A, 206B, 206L, 206L-1, and 206L-3 have been substantiated for icing characteristics as necessary to demonstrate that ice accumulation on the engine air inlet will not adversely affect engine operation or cause a serious loss of power when the helicopter is operated in icing conditions within the capability of the remainder of the helicopter to operate under such conditions.
- NOTE 11. Models 206A and 206B helicopters that have external cargo hooks installed per Service Instructions No. 206-4 (revised July 1, 1968, or later) or No. 206-17 meet the structural and design requirements of the certification basis, provided the weight in excess of the normal category gross weight is not imposed on the landing gear, when operated at 3,350 pounds gross weight in accordance with the limits of the 206A FAA approved Helicopter Flight Manual Supplement dated May 3, 1967, as reissued August 19, 1968, or the 206B FAA approved Helicopter Flight Manual Supplement dated July 30, 1971, reissued December 20, 1972, as appropriate. The retirement times listed in Note 3 are not changed.
- NOTE 12. Prior to civil certification, the military Model OH-58A must be modified in accordance with approved data. Information regarding modification to the Model 206A-1 configuration is contained in Type certification No. H2SW Type Design Data. In addition, all historical records of the aircraft must be available and conformity to the FAA approved 206A-1 type design data must be shown.
- NOTE 13. Allison Model 250-C18B engine is required with Water-Alcohol Power Augmentation Kit P/N 206-706-400-1 for improved performance shown in Rotorcraft Flight Manual Supplement dated November 26, 1969, reissued May 15, 1970. The 250-C18D engine is also eligible without water alcohol power augmentation at limitations and performance shown for the 250-C18 engine.
- NOTE 14. Engine must be modified in accordance with Airworthiness Directives 69-18-4.
- NOTE 15. Canadian Military Model COH-58A serial numbers 44001 and up are not eligible for Federal Aviation Administration type certification in any category.
- NOTE 16. Military Model OH-58A surplused from other than an Armed Force of the United States is not eligible for Federal Aviation Administration type certification in any category.
- NOTE 17. Models 206A and 206B helicopters that have an external cargo hook installed per Service Instruction No. 206-94 meet the structural and design requirements of the certification basis, provided the weight in excess of the normal category gross weight is not imposed on the landing gear, when operated to 3,350 pounds gross weight in accordance with the limits of 206A FAA-approved Helicopter Flight Manual Supplement dated June 16, 1972, as reissued December 20, 1972. The retirement times listed in Note 3 are not changed.
- NOTE 18. Model 206A helicopters may be converted to Model 206B helicopters in accordance with Bell Helicopter Company Service Instruction No. 206-80, dated May 11, 1971, or later revision.

NOTE 19. Installed battery capacity must be at least 13 ampere hours for the 206L and 17 ampere hours for the 206L-1, 206L-3, 206L-4, and 407 to insure fuel transfer pump operation and c.g. control after electrical system failure. A special emergency circuit for fuel transfer pump operation is provided.

NOTE 20. Bendix P/N DP-N1 or DP-N2 is eligible on Model 206B helicopters - See Allison 250 Installation Bulletin No. 1004.

NOTE 21. Model 206B, Serial No. 2212 and subsequent

Engine	Allison Model 250-C20B with Bendix P/N DP-N2 Fuel Control
Alternate Fuel Control	CECO Mod. MC-40, Control P/N 104900A3-2, Governor P/N 6851468E
Alternate Engine	Allison Model 250-C20J with Bendix P/N DP-N2 and Bendix power turbine governor AL-AAI

Fuel	ASTM-D-6615 Type Jet B; ASTM-D-1655 Type Jet A and Jet A-1; MIL-T-5624 Grade JP-4 (NATO F-40); MIL-T-5624 Grade JP-5 (NATO F-44) and MIL-T-83133 Grade JP-8 (NATO F-34). See Rotorcraft Flight Manual for Fuel Mixture and Fuel Temperature Limitations (see Note 8).
------	---

Engine limits	Torque <u>Pressure</u>	Output <u>Shaft Speed</u>	Turbine <u>Out Temp.</u>	Gas Gen. <u>Speed</u>
Takeoff (5 min.)	100% (317 shp)	100% (6,016 rpm)	810°C (1490°F)	105% (53,519 rpm)
Max. Continuous	85% (270 shp)	100% (6,016 rpm)	738°C (1360°F)	105% (53,519 rpm)

Rotor Limits	<u>Power Off</u>	<u>Power On</u>
	Maximum 422 rpm (Dual Tach Reading 107%)	Maximum 395 (Dual Tach Reading 100%)
	Minimum 355 rpm (Dual Tach Reading 90%)	Minimum 382 rpm (Dual Tach Reading 97%)

Empty Weight C.G. range Refer to Section 8 of the appropriate Model Maintenance Manual.

NOTE 22. Model 206A and 206B engine Fuel Controls must be set for 235 pounds per hour (pph) Maximum Fuel Flow. Model 206L fuel control must be set for 270 PPH, Model 206L-1 must be set for 290 PPH, and 206L-3 must be set for 325 PPH (except for Note 28), and Model 206L-4 must be set for 356 PPH.

NOTE 23. For the Model 206L-1, only Marathon Model CA 170 or Saft Model 1756 batteries are eligible.

NOTE 24. Model 206L-1 or 206L-3 helicopters that have an external cargo hook installed per Service Instruction No. 206-2012 meet the structural and design requirements of the certification basis, provided the weight in excess of the normal category gross weight is not imposed on the landing gear, when operated to 4,250 pounds gross weight in accordance with the limits of the appropriate FAA-approved Helicopter Flight Manual Supplement, 206L-1, dated May 17, 1978, or 206L-3, dated December 11, 1981, No. BHT-206L-3-FMS4. Model 206L-4 helicopters equipped with this external cargo hook may operate to 4,550 pounds gross weight in accordance with the limits of FAA approved Helicopter Flight Manual Supplement, BHT-206L4-FMS-4 dated October 1992.

The retirement times listed in Note 3 are not changed.

Model 407 helicopters equipped with an external cargo hook may operate to 2722 kg (6,000 lbs.) gross weight in accordance with the limits of Transport Canada approved Rotorcraft Flight Manual Supplement BHT-407-FMS-5, Rev.1, Supplemental Cargo Hook P/N 206-706-341 dated September 4, 1998.

- NOTE 25. Model 206B helicopters, Serial Nos. 498 through 2211, may be converted to the configuration defined by Note 21 by modification as prescribed by Bell Helicopter Textron Service Instruction No. 206-112, dated March 17, 1978, or later revision. Alternate engine (Model 250-C20J) does apply to these aircraft.
- NOTE 26. Model 206L-1 helicopters that have main rotor yoke, P/N 206-011-149-101, installed, may be operated to 4,150 pounds internal gross weight in accordance with the limits of 206L-1 FAA-approved Helicopter Flight Manual Supplement, dated November 9, 1979. The retirement times listed in Note 3 are not changed.
- NOTE 27. Note deleted in entirety per Revision 33.
- NOTE 28. Bell Helicopter Textron Service Instruction Number 206-2039 provides for an increased takeoff power rating up to 456 HP. Special maintenance procedures are required with use of this rating. See Service Instruction Number 206-2039. Not applicable to 206L-1 or 206L-4.
- NOTE 29. Model 206B S/N 3959 and subsequent except 4048, Model 206L-3 S/N 51215 and subsequent and Model 206L-4 S/N 52001 and subsequent are manufactured by Bell Helicopter Textron Canada Limited under the Canadian Department of Transportation, Manufacturers Approval No. 1-86. S/N 4048 was produced under FAA Production Certificate No. 100 by Bell Helicopter Textron Inc., Fort Worth, Texas.

Import Requirements:

To be considered eligible for operation in the United States, each Aircraft manufactured under this Type Certificate must have a U. S. Airworthiness Certificate that may be issued on the basis of the Canadian Department of Transport Certificate of Airworthiness for Export signed by the Minister of Transport containing the following statement:

"The rotorcraft covered by this certificate has been examined, tested, and found to comply with the type design approved under Type Certificate H2SW and to be in condition for safe operation".

The U.S. airworthiness certification basis for aircraft type certificated under FAR Section 21.29 and exported by the country of manufacture is 21.183(c) or 21.185(c). The U.S. airworthiness certification basis for aircraft type certificated under FAR Section 21.21 exported from countries other than the country of manufacture (e.g., third party country) is FAR Sections 21.183(d) or 21.183(b).

- NOTE 30. The Allison engine Model 250-C20JN is the 250-C20J engine with an auxiliary gear pad. The 250-C20J may be modified into 250-C20JN with Allison kit P/N 6896857. See Allison Installation Bulletin No. 1012 Rev 3.
- NOTE 31. MODEL 206B, SERIAL NO. 5101 THROUGH 5400
 Model 206B Serial No. 5101 through 5313 are designated by the U.S. Army as the TH-67 Creek.
 Engine: Allison Model 250-C20J, P/N 23006900, with Bendix Fuel Control. The engine is modified with Allison Kit, P/N 6896857. (See Detroit Diesel Allison Installation Bulletin 1012, Rev 3). The engine is used with P/N 23005745 Gearbox Assembly which includes the spare accessory drive.

C.G. Range: (Same as 206B S/N 2212 and sub)

Passengers: None

Fuel Capacity: 82.6 gallons (+118.97); unusable fuel, 1 gallon (+104.5)

All other data is same as Model 206B as noted in Section IV of this document.

NOTE 32. Model 407 S/N 53000 to 53003, 53005 and subsequent are manufactured by Bell Helicopter Textron Canada Limited under the Canadian Department of Transportation, Manufacturers Approval No. 1-86.

Import Requirements:

To be considered eligible for operation in the United States, each Aircraft manufactured under this Type Certificate must have a U. S. Airworthiness Certificate that may be issued on the basis of the Canadian Department of Transport Certificate of Airworthiness for Export signed by the Minister of Transport containing the following statement:

"The rotorcraft covered by this certificate has been examined, tested, and found to comply with the type design approved under Type Certificate H2SW and to be in condition for safe operation".

The U.S. airworthiness certification basis for aircraft type certificated under FAR Section 21.29 and exported by the country of manufacture is 21.183(c) or 21.185(c).

The U.S. airworthiness certification basis for aircraft type certificated under FAR Section 21.21 exported from countries other than the country of manufacture (e.g., third party country) is FAR Sections 21.183(d) or 21.183(b).

NOTE 33. Bell Helicopter Textron Service Bulletins are approved by Transport Canada and include a statement to that effect. Such approval may be interpreted as approved by FAA.

NOTE 34. The Allison engine Model 250-C10D military's designation is T63-A-700. This engine is identified by this designation in the military operator's manual for the OH-58A helicopter (TM55-1520-228-10).

NOTE 35. Note deleted in entirety per Revision 47.

NOTE 36. The model 407 rotorcraft employs electronic engine controls, commonly named Full Authority Digital Engine Controls (FADEC) and is recognized to be more susceptible to Electromagnetic Interference (EMI) than rotorcraft that have only manual (non-electronic) controls. (EMI may be the result of radiated or conducted interference.) For this reason modifications that add or change systems that have the potential for EMI, must either be qualified to an FAA acceptable standard or tested at the time of installation for interference to the FADEC. This type of testing must employ the particular FADEC's diagnostic techniques and external diagnostic techniques. The test procedure must be FAA approved.

NOTE 37. Model 407 helicopters equipped with Bell Kit 407-706-020, may be operated to 2381 kg (5,250 lb.) internal gross weight in accordance with the limits of 407 FAA approved Rotorcraft Flight Manual Supplement dated May 7, 1999.

NOTE 38. Model 206L-1 helicopters modified per Bell Service Instruction BHT-206-SI-2050 (BHT Kit 206-706-520) have engine Rolls-Royce (Allison) 250-C30P installed. Model 206L-1 helicopters with Rolls Royce (Allison) 250-C30P engine are to be operated in accordance with FAA approved Rotorcraft Flight Manual BHT-206L3-FM-1 dated December 19, 2007 or later FAA approved revision.

NOTE 39. Model 206L-1 and Model 206L-3 helicopters modified per Bell Service Instruction BHT-206-SI-2052 (BHT Kit 206-706-530) have a commercial designation of 206L-1+ and 206L-3+.

NOTE 40. Model 206L-1 and Model 206L-3 helicopters modified per Bell Service Instruction BHT-206-SI-2052 (BHT Kit 206-706-530) may operate to 4450 lbs internal gross weight and 4550 lbs external gross weight in accordance with the limitations specified in Bell Rotorcraft Flight Manual BHT-206L4-FM-1

NOTE 41. The Equivalent Level of Safety Finding for 14 CFR 27.1305(p) applies to Model 407, Serial Number 53000 to 53094. Model 407, Serial Number 53095 and subsequent comply with the requirements of 14 CFR 27.1305 (p) for Engine Anti-Ice Annunciation.

NOTE 42. Model 407 helicopters serial numbers 54300 and subsequent have a commercial designation of 407GX.

NOTE 43.

Paragraph X. - Model 407 7PCLH (Normal Category). Approved February 9, 1996. Correction made to airspeed limits basic VNE from 130 to 140 KIAS sea level to 3,000 feet density altitude. (Reference: Airworthiness Directive, AD 2001-01-52 R1; published in Federal Register, 66 FR 33019, June 20, 2001; effective date: July 25, 2001.)

.....END.....

ANEXO “E”
Certificado de
Aeronavegabilidad y
Certificado de Matrícula.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAVEGABILIDAD IL

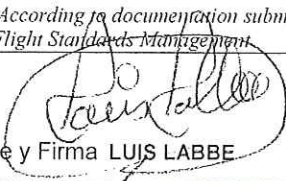

Certificado de Aeronavegabilidad Estándar
Standard Airworthiness Certificate

1. Nacionalidad y Matricula <i>Nationality and registration marks</i> TG-PJV	2. Fabricante y modelo <i>Manufacturer and model</i> BELL 407	3. No. de serie de la aeronave <i>Aircraft serial number</i> 53080
---	--	---

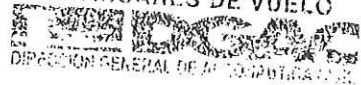
4. Categoría y operación <i>Category and operation</i> NORMAL/PRIVADA	5. No. Certificado de Tipo <i>Type certificate No.</i> H2SW
--	--

6. Este certificado de Aeronavegabilidad se otorga de conformidad con el Convenio sobre Aviación Civil Internacional de fecha 7 de diciembre de 1944, la Ley de Aviación Civil bajo Decreto Legislativo 93-2000 de fecha 18 de diciembre 2000 y el RAC 21, para la aeronave antes mencionada y de acuerdo a la certificación de aeronavegabilidad otorgada por la Organización de Mantenimiento Aprobada, se considerará que reúne las condiciones de aeronavegabilidad mientras se mantenga, inspeccione y utilice de acuerdo con lo que antecede y las limitaciones de utilización pertinentes. Este Certificado debe permanecer a bordo de la aeronave.

This Certificate of Airworthiness is issued pursuant to the Convention on International Civil Aviation, dated December 7 of 1944, the Guatemalan Civil Aviation Law, Decree 93-2000 dated December 2000 and the RAC 21, in respect to the above mentioned and in accordance with airworthiness certification issue by Approved Maintenance Organization. The aircraft is considered to be airworthy when maintained, inspected and operated in accordance with the pertinent operating limitations. This certificate must remain onboard the aircraft.

7. Fecha de otorgamiento <i>Date of Issue</i> 18-FEB-15	8. Fecha de Vigencia <i>Date of validity</i> DEL 19-FEB-15 AL 18-FEB-16	9. Vo.Bo. Conforme a documentación presentada y forma DGAC FS-215 <i>Por la Gerencia de Estándares de Vuelo DGAC</i> <i>Vo. Bo. According to documentation submitted and DGAC Form FS-215</i> <i>DGAC Flight Standards Management</i>  Nombre y Firma LUIS LABBE  RICARDO ESTRADA Vo. Bo. Jefatura de Aeronavegabilidad Airworthiness Chief
--	--	---

10. No. De Registro DGAC (DGAC file number) 57LP5 DGAC FS-640 (Rev. No.005, Mayo 2012)	11. Clave de Aeronavegabilidad 131115-15-02/056
---	---

DEPTO. DE
AERONAVEGABILIDAD DE
ESTANDARES DE VUELO

DIRECCION GENERAL DE AERONAVEGABILIDAD

NOMBRE Ricardo Barrios
FECHA 19-2-2015
HORA 15:40
FIRMA [Signature]



Guerrero

2 folios

10:00

DIRECCIÓN GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL
REGISTRO AERONAUTICO NACIONAL
E-mail: registroaeronautico@dgac.gob.gt

Nº 0000455



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

CERTIFICADO DE MATRICULA / CERTIFICATE OF REGISTRATION

1. Marca de nacionalidad, o marca común, y marca de matrícula (Nationality or common mark and registration mark) TG-PJV	2. Fabricante y designación de la aeronave dada por el fabricante: (Manufacturer and manufacturer's designation of aircraft) Bell Modelo: 407	3. Número de serie de la aeronave: (Aircraft serial No.) 53080
---	---	--

- 4. Nombre del propietario (Name of owner) **ORO DEL PACIFICO S.A.**
- 5. Domicilio del propietario (Address of owner) **Via 1, 4-10 zona 4, ciudad de Guatemala**
- 6. Nombre del operador (Name of operator)
- 7. Domicilio del operador (Address of operator)

8. Se certifica por el presente que la aeronave arriba descrita ha sido debidamente inscrita en el (It is hereby certified that the above described aircraft has been duly entered on the) **Folio 57 LP5** de conformidad con el Convenio de Aviación Civil Internacional, de fecha 07 de diciembre de 1,944, y con el Artículo 44 de la Ley de Aviación Civil Decreto 93-2,000 del Congreso de la República de Guatemala (in accordance with the Convention on International Civil Aviation dated 7 December 1944, and the Aviation Law of Guatemala, Decree 93-2000 of Congress).

LA ALTERACIÓN DE CUALQUIERA DE LOS DATOS CONSIGNADOS, SERÁ PENADO POR LA LEY; ARTÍCULO 321 DEL CÓDIGO PENAL.

(Firma/Signature):
 Director General / General Director

(Firma/Signature):
 Registrador Nacional / Nacional Register **Licenciado Stefan Darío Tuna Castro**
REGISTRADOR AERONAUTICO NACIONAL




Fecha de Expedición (Date of issue) **Guatemala 6 de julio de 2010**

* Observaciones: **COLORES: Azul con filetes de aluminio**
AÑO DE FABRICACION: 1996

ANEXO "F"

**Bitácora de
mantenimiento y
certificación de
mantenimiento al
fuselaje y motor.**

PROSERVICIOS AVE. S.A. DGAC/G-011	
ACT. MODEL. 407	MODELO DE MOTOR 9-C47B
MATRÍCULA TG-PJV	NUMERO DE SERIE --847821
NUMERO DE SERIE 5308G	ENG. TIEMPO TOTAL 4208.7
ACFT TIEMPO TOTAL 4406.4	ENG. TIEMPO DE OVERHAUL 1365.5
FECHA 26/09/2015	
Según Orden de Trabajo No. 73, se efectuaron los siguientes trabajos:	
Item	
1	Se efectuó inspección de 300 horas progresiva evento No. 3, párrafo 5-14, capítulo 5-00-00 del manual de mantenimiento de BHT, rev 43 de fecha marzo 31, 2015.
2	Se efectuó inspección de 300/150 horas al motor según MM RR 250-C47B rev 17 con fecha septiembre 01, 2014.
3	Se efectuó cambio de Bola de Svnhaspalle según MM BHT capítulo 67-00-00, rev 43 de fecha marzo 31, 2015
4	Se efectuó cambio de base de compresor de A/C por encontrarse con juego de acuerdo al STC No. SR00222.
5	Se cambio Rot End LH y RH del rotor brake system según MM de BHT capítulo 65-00-00 rev 43 de fecha marzo 31, 2015.
6	Se efectuó rectificación de vibraciones al M/R Hub Assy según MM de BHT capítulo 18-00-00 rev 43 de fecha marzo 31, 2015
Note:	
	Se efectuó cambio de aceite del motor según MM BHT capítulo 12-00-00, rev 43 con fecha marzo 31, 2015
ASB 's	
Item	
1	Se chequeó ASB 407-14-104 Rev "A" ref: CEB A 72-6078 (Se cumplira con los codigo 2 y 3 cuando la turbina se encuentre en una estacion reparadora)
2	Se chequeó ASB 407-15-108 Rev "A", Main rotor mast 407-040-038-123 inspection and repair (N/A por numero de serie del mast)
Estis certificado describe unicamente el trabajo listado en la orden de trabajo enumerada arriba. dicho trabajo fue cumplido de acuerdo a especificaciones del manual del fabricante y es aprobado a retomo de servicio.	
 Victor Peñafoza Lic DGAC # 781	

Inspection - Maintenance - Overhaul Record Engine Assembly



Rolls-Royce

Engine Serial Number CAE-347821 Engine Model 250-C47B

Part IV
Page No. 6

Date	Engine Time		Remarks	Signature and Certificate No.	Organization
	Since OH	Total			
MARZO 25 2015	1261.1	4104.3	INSPECCION 300/150 HORAS 150W POR ROLLS ROYCE GARANTIA 12000 AEROSERVICIOS AVE. S.A. DEAC/G-011	[Signature]	AVES
			407 TG-PVJ 53080 4406.4 Noviembre 17, 2015		
			MODELO DE MOTOR: 250-C47B NUMERO DE SERIE: CAE-847821 ENG. TIEMPO TOTAL: 4208.7 1385.5		
			Se efectuó inspección de 300/150 horas al motor según MM RR 250-C47B rev 17 con fecha septiembre 01, 2014.		
			GT-2784A (12/98)		

4 Ago 2012	651.0				
15 Feb 2013	779.8	216.22.5	41W Insp. 150 hrs 150W		
25 Sep 2013	960.3	3805.5	41W Insp. 300/150 I.A.W. TABLA 603 E.F.		

ARCLM796838

Work Order/Contract/Invoice

SPP

ONE

ANEXO "G"
Reporte de
Meteorología

Guatemala, 18 de diciembre de 2015.

Señor:
CAPITAN: VICTOR HAROLDO CELADA MUÑOZ.
Jefe Unidad de Investigación de Accidentes
Dirección General de Aeronáutica Civil
Presente

UNIDAD DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES
D.G.A.C.

RECIBIDO
18 DIC 2015

Capitán Celada:

HORA: 9:54 AM
FIRMA: [Firma]

Por este medio me permito saludarlo, al mismo tiempo doy respuesta a su oficio de fecha 17 de diciembre 2015 referencia **UIA-331-2015**, donde solicita el estado del tiempo en forma detallada de **Condado el Naranjo zona 7 de Mixco el día 16 de diciembre de 2015, de 10:00 a.m. a las 12:00 horas.**

Al respecto me permito informar tomando en cuenta las observaciones realizadas en **El aeropuerto Internacional La Aurora zona 13 de esta capital.**

16 de diciembre 2015, 10 horas.

MGGT 161600Z 18004KT 8000 FEW018 23/15 Q1023 A3021 HZ=

VIENTO DIRECCION SUR, VELOCIDAD DE 4 NUDOS, VISIBILIDAD HORIZONTAL 8 KILOMETROS, POCAS NUBES A 1800 PIES DE ALTURA, TEMPERATURA AMBIENTE 23° CENTIGRADOS, TEMPERATURA PUNTO DE ROCIO 15° CENTIGRADOS, ALTIMETRO 1023 MILIBARES, 3021 EN PULGADAS, VISIBILIDAD REDUCIDA POR BRUMA.

11:00 horas

MGGT 161700Z 18004KT 8000 FEW018 25/15 Q1022 A3018 HZ=

VIENTO DIRECCION SUR, VELOCIDAD DE 4 NUDOS, VISIBILIDAD HORIZONTAL 8 KILOMETROS, POCAS NUBES A 1800 PIES DE ALTURA, TEMPERATURA AMBIENTE 25° CENTIGRADOS, TEMPERATURA PUNTO DE ROCIO 15° CENTIGRADOS, ALTIMETRO 1022 MILIBARES, 3018 EN PULGADAS, VISIBILIDAD REDUCIDA POR BRUMA.

12:00 horas

MGGT 161800Z 18008KT 8000 FEW018 26/16 Q1021 A3015 HZ=

VIENTO DIRECCION SUR, VELOCIDAD DE 8 NUDOS, VISIBILIDAD HORIZONTAL 8 KILOMETROS, POCAS NUBES A 1800 PIES DE ALTURA, TEMPERATURA AMBIENTE 26° CENTIGRADOS, TEMPERATURA PUNTO DE ROCIO 16° CENTIGRADOS, ALTIMETRO 1021 MILIBARES, 3015 EN PULGADAS, VISIBILIDAD REDUCIDA POR BRUMA.

Sin más que agregar y en espera que la información le sea de utilidad,

Atentamente,

MET. CESAR A. GEORGE ROLDAN
Encargado de Meteorología
TEL 22606303



ANEXO "H"

**Rolls Royce Alert
Service Bulleting**

407-13-99/27 de

**marzo 2013/Rev. A 24
de julio 2013.**

N/A
ESE
225

ALERT SERVICE BULLETIN

407-13-99

27 March 2013

Revision A, 24 July 2013

MODEL AFFECTED:

407

SUBJECT:

ENGINE, ASSEMBLY - INSPECTION OF MAG PLUGS TO DETECT METAL GENERATION FROM THE NO. 2 BEARING

HELICOPTERS AFFECTED:

Serial numbers 53000 through 53900, 53911 through 53999, 54000 through 54299, and 54300 and subsequent.

COMPLIANCE:

See attached Rolls-Royce Corporation CEB-72-6075 Revision 1, dated June 10, 2013.

DESCRIPTION:

The purpose of this bulletin is to achieve complete distribution of the attached vendor bulletin to the current affected model distribution list on record by Bell Helicopter. Revision A of this bulletin is to achieve complete distribution of the Revision 1 of the CEB-72-6075.

APPROVAL:

See attached Rolls-Royce Corporation CEB-72-6075 Revision 1.

CONTACT INFO:

For any questions regarding this bulletin, please contact:

Rolls-Royce M250 Customer Support Group

Email: helicoptercustsupp@rolls-royce.com

Phone: +1 (317) 230-2720 or inside North America: 1-888-255-4766



**ENGINE, ASSEMBLY – INSPECTION OF MAG PLUGS TO DETECT
METAL GENERATION FROM THE NO. 2 BEARING**

1. PLANNING INFORMATION

A. Effectivity

(1) Engines

All Rolls-Royce M250[®]-C30R/3, -C30R/3M, -C40B, -C47B, and -C47M series engines, with the below part number and/or serial number of the No. 2 bearing (M250-10354) installed, are affected by this bulletin.

44932 44901 84742 847483

CAE/CAC	BEARING S/N	CAE/CAC	BEARING S/N	CAE/CAC	BEARING S/N
CAC44041	FAG121817	CAE410939/ CAC45363	FAG121861	CAE847761/ CAC45561	FAG121854
CAC44042	FAG121826	CAE410947	FAG122850	CAE847787/ CAC45603	FAG122391
CAC44058	FAG121865	CAE410958	FAG121948	CAE847791/ CAC45608	FAG122853
CAC44082	FAG122725	CAE410961/ CAC45457	FAG121848	CAE848070/ CAC45694	FAG121943
CAC44196	FAG121851	CAE410964/ CAC45461	FAG122723	CAE848156/ CAC45807	FAG121934
CAC44205	FAG121920	CAE410965	FAG122847	CAE848221/ CAC45775	FAG121947
CAC44237	FAG121808	CAE410994/ CAC45521	FAG122427	CAE848223/ CAC45878	FAG122369
CAC44241	FAG121906	CAE413007/ CAC45510	FAG122347	CAE848237/ CAC45893	FAG121885
CAC44246	FAG122283	CAE413011/ CAC45544	FAG122405	CAE848252	FAG121835
CAC44256	FAG121871	CAE413040/ CAC45911	FAG122348	CAE848287/ CAC45986	FAG122852
CAC44318	FAG122420	CAE413043/ CAC45914	FAG121858	CAE848305/ CAC46020	FAG121903
CAC44324	FAG121910	CAE413049/ CAC45930	FAG121877	CAE848346	FAG121917
CAC44392	FAG121812	CAE413050	FAG122422	CAE848351/ CAC46092	FAG122408

84774 J

Rolls-Royce
COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

44901

CAE/CAC	BEARING S/N	CAE/CAC	BEARING S/N	CAE/CAC	BEARING S/N
CAC44524	FAG121913	CAE413050/ CAC45933	FAG122859	CAE848451/ CAC6232	FAG121918
CAC44775	FAG122418	CAE413067	FAG122721	CAE848456/ CAC46234	FAG122373
CAC44837	FAG122344	CAE413096	FAG122857	CAE848462/ CAC46242	FAG122274
CAC44925	FAG121806	CAE413113/ CAC46062	FAG121799	CAE848463/ CAC46243	FAG122275
CAC44934	FAG122282	CAE413136	FAG122719	CAE848464/ CAC46244	FAG122279
CAC44954	FAG122845	CAE413157/ CAC46252	FAG122412	CAE848467/ CAC46247	FAG122276
CAC45108	FAG122843	CAE413158/ CAC46256	FAG122415	CAE848471/ CAC46250	FAG122417
CAC45111	FAG122353	CAE413159/ CAC46257	FAG122713	CAE848472/ CAC46251	FAG121793
CAC45374	FAG121866	CAE413167/ CAC46286	FAG122389	CAE848473/ CAC46253	FAG122428
CAC45481	FAG122355	CAE413168/ CAC46287	FAG122399	CAE848475/ CAC46258	FAG122431
CAC90069	FAG122277	CAE413172	FAG126236	CAE848476/ CAC46259	FAG122290
CAE410524	FAG121900	CAE844023	FAG122403	CAE848477/ CAC46260	FAG122715
CAE410531/ CAC19578	FAG122423	CAE844063	FAG122411	CAE848481/ CAC46281	FAG122398
CAE410541	FAG122292	CAE844072/ CAC44278	FAG122346	CAE848482/ CAC46271	FAG122390
CAE410553/ CAC45502	FAG122858	CAE844122/ CAC44785	FAG122429	CAE848483/ CAC46272	FAG122386
CAE410562	FAG122862	CAE844172/ CAC44011	FAG121838	CAE848494/ CAC46284	FAG122388
CAE410565/ CAC44492	FAG121921	CAE844194	FAG121821	CAE848496/ CAC46290	FAG121794
CAE410569/ CAC44352	FAG122356	CAE844253	FAG122352	CAE848526	FAG126242
CAE410571/ CAC44364	FAG122392	CAE844259/ CAC44168	FAG122286	CAE848527	FAG126243
CAE410589	FAG121949	CAE844264/ CAC45559	FAG122366	CAE848528	FAG126239
CAE410590	FAG122285	CAE844267	FAG122864	CAE848529	FAG126264

March 4, 2013
Revision 1
June 10, 2013

M250-C30 Series
M250-C40B Series
M250-C47 Series

CEB-72-3292
CEB-72-5062
CEB-72-6075

Rolls-Royce
COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

47901

047462

CAE/CAC	BEARING S/N	CAE/CAC	BEARING S/N	CAE/CAC	BEARING S/N
CAE410598	FAG121881	CAE847016	FAG121839	CAE848530	FAG126263
CAE410626/ CAC44481	FAG122354	CAE847021/ CAC44037	FAG122432	CAE848532	FAG131100
CAE410639/ CAC44504	FAG122421	CAE847037/ CAC44057	FAG121860	CAE848534	FAG131098
CAE410646	FAG122284	CAE847097/ CAC44137	FAG121919	CAE848536	FAG126244
CAE410647/ CAC44939	FAG122404	CAE847099	FAG121916	CAE848537	FAG126240
CAE410648/ CAC44531	FAG123133	CAE847111	FAG122364	CAE848538	FAG126245
CAE410684/ CAC44601	FAG122867	CAE847118/ CAC44164	FAG122349	CAE848540	FAG126234
CAE410687	FAG122281	CAE847146	FAG122849	CAE848542	FAG126238
CAE410721	FAG122860	CAE847160	FAG121928	CAE848543	FAG126237
CAE410732	FAG122844	CAE847175	FAG121894	Unknown*	FAG121827
CAE410749/ CAC44731	FAG122343	CAE847217/ CAC44286	FAG123134	Unknown*	FAG121859
CAE410750/ CAC44732	FAG122371	CAE847218/ CAC45236	FAG122424	Unknown*	FAG121922
CAE410761/ CAC44747	FAG121945	CAE847252	FAG121898	Unknown*	FAG121924
CAE410763/ CAC44827	FAG122400	CAE847269	FAG121857	Unknown*	FAG122293
CAE410765/ CAC44829	FAG122394	CAE847294/ CAC44056	FAG122871	Unknown*	FAG122409
CAE410772/ CAC44843	FAG122357	CAE847307	FAG121923	Unknown*	FAG122716
CAE410784/ CAC44865	FAG122720	CAE847311	FAG122848	Unknown*	FAG122718
CAE410794/ CAC44879	FAG122351	CAE847316/ CAC44565	FAG121933	Unknown*	FAG122722
CAE410810	FAG122393	CAE847393/ CAC44754	FAG121915		
CAE410818/ CAC44988	FAG122345	CAE847440/ CAC44934	FAG122280		
CAE410832/ CAC45013	FAG122358	CAE847472/ CAC44917	FAG122288		
CAE410839/ CAC45020	FAG122724	CAE847487/ CAC44937	FAG122383		

847462

44901

Rolls-Royce
COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

CAE/CAC	BEARING S/N	CAE/CAC	BEARING S/N	CAE/CAC	BEARING S/N
CAE410842	FAG121829	CAE847492/ CAC44960	FAG122851		
CAE410848	FAG122856	CAE847519	FAG122846		
CAE410859	FAG121828	CAE847554/ CAC45088	FAG122416		
CAE410866/ CAC45145	FAG122374	CAE847573/ CAC45139	FAG122380		
CAE410873/ CAC45185	FAG122370	CAE847582	FAG122854		
CAE410874	FAG122861	CAE847588/ CAC45204	FAG122872		
CAE410882/ CAC45185	FAG121895	CAE847626	FAG122855		
CAE410884/ CAC45187	FAG122350	CAE847656	FAG122868		
CAE410895/ CAC45200	FAG122410	CAE847679/ CAC45360	FAG122869		
CAE410900/ CAC44925	FAG121802	CAE847720	FAG121888		

NOTE: * Contact your maintenance provider.

(2) Spares - Affected

B. Reason

(1) There have been some events in the field where Series IV engines have experienced metal generation that has been attributed to spalling of the No. 2 bearing.

C. Description

This Commercial Engine Bulletin (CEB) requires that all (per the above effected bearing list) effected Rolls-Royce M250-C30R/3, -C30R/3M, -C40B, -C47B and -C47M operators perform a mag plug inspection within the next 25 hours of flight time and at each 25 hours of flight time thereafter until Paragraph E. Compliance (2) has been accomplished. All other engines which do not have an effected bearing are exempt from the 25 hour mag plug inspection and revert to the appropriate schedule contained in the Ops and Maintenance Manual.

D. Approval

Technical aspects are FAA approved.

E. Compliance

- (1) Compliance Code 2. To be complied with within the next 25 hours of flight and at every 25 hours of flight thereafter, until step 1.E.(2) is accomplished.
- (2) Compliance Code 6. Effected bearing to be replaced the next time the compressor and/or engine is in the shop for any reason, or no later than 300 flight hours after receipt of this bulletin; whichever occurs first.

March 4, 2013
Revision 1
June 10, 2013

M250-C30 Series
M250-C40B Series
M250-C47 Series

CEB-72-3292
CEB-72-5062
CEB-72-6075

Rolls-Royce
COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

- F. Interchangeability – Not affected
- G. Material Availability – Not affected
- H. Tooling – Not affected
- I. Weight and Balance – Not affected
- J. Electrical Load Data – Not affected
- K. References

- (1) CSP21000 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft M250-C40B (OMM).
- (2) CSP21001 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft M250-C47B (OMM).
- (3) CSP21003 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft M250-C30R/3 (OMM).
- (4) CSP21004 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft M250-C47M (OMM).
- (5) CSP21006 Operation and Maintenance Manual, Turboshaft M250-C30R/3M (OMM).

- L. Other Publications Affected – None
- M. Prerequisites – None

2. ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS

- A. Remove the magnetic chip detectors at intervals specified in the Compliance Section of this CEB. (Ref. OMM).
 - (1) Inspect the magnetic chip detectors for metallic debris. (Ref. 72-00-00, Para 8.E., OMM).
 - (2) If metal particles exceeding the OMM limits are found, photograph the plug and metal and contact the Rolls-Royce M250 Customer Support Group:
 - (a) Email: helicoptercustsupp@rolls-royce.com
 - (b) Phone: +1 (317) 230-2720 or inside North America: 1-888-255-4766

CAUTION: FAILURE TO PROPERLY RE-INSTALL THE MAGNETIC CHIP DETECTORS CAN LEAD TO LOSS OF OIL AND SUBSEQUENTLY CAUSE LOSS OF POWER.

- (3) Make sure that the magnetic chip detectors have been properly re-installed. (Ref. OMM).
- (4) Record compliance in the Engine Log Book, Engine Assembly, and Compressor Assembly pages, as applicable with the following:

M250-C30R/3	CEB-A-72-3292
M250-C30R/3M	CEB-A-72-3292
M250-C40B	CEB-A-72-5062
M250-C47B	CEB-A-72-6075
M250-C47M	CEB-A-72-6075

As an alternate location for log book entries, compliance to this CEB can be recorded on a table similar to below and maintained with the engine log book:

Rolls-Royce
COMMERCIAL ENGINE BULLETIN

57.7

Compliance Record for CEB-A-72-3292/5062/6075
Engine Serial Number: CAExxxxxx

Date	TSN/TSO	Notes	Date	TSN/TSO	Notes

3. MATERIAL INFORMATION

When compliance of removing bearings according to step 1.E.(2) is complete, please email the following to:

Rolls-Royce at: helicoptercustsupp@rolls-royce.com

Operator: _____
 Engine S/N: _____
 Compressor S/N: _____
 Bearing P/N Removed: _____
 Bearing S/N Removed: _____
 Bearing P/N Installed: _____
 Bearing S/N Installed: _____
 Date of Compliance: _____

- A. Basis for quantities is per engine assembly.
- B. Bill of Material - Not applicable

CUSTOMER SUPPORT
ROLLS-ROYCE