

## Unidad de Investigación de Accidentes.

**Reporte No.:**

**A-15-2015.**

**Título:**

**Informe final.**

**Matrícula:**

**TG-PDF.**

**Bell Helicopters Textron 407.**

**24 de septiembre 2015.**

**Área del municipio de San Cristóbal Acasaguastlán, departamento de El Progreso,  
Guatemala.**

Preparado por:

Unidad de Investigación de Accidentes.  
Dirección General de Aeronáutica Civil.  
Guatemala.

Fecha de publicación:

20 de agosto 2018.

**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:.....	10
<b>1. INFORMACION FACTUAL: .....</b>	<b>11</b>
1.1 SINOPSIS:.....	13
1.1.1 ANTECEDENTES DEL VUELO: .....	13
1.1.2 LUGAR DEL IMPACTO: .....	14
1.2 LESIONES A PERSONAS: .....	14
1.3 DAÑOS DE LA AERONAVE: .....	15
1.4 OTROS DAÑOS: .....	15
1.5 INFORMACIÓN PERSONAL: .....	15
1.6 INFORMACIÓN DE LA AERONAVE: .....	16
1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA: .....	19
1.8 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN: .....	20
1.9 COMUNICACIÓN: .....	20
1.10 INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:.....	20
1.11 REGISTRADORES DE VUELO: .....	20
1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y DEL IMPACTO:.....	20
1.13 INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA: .....	21
1.14 INCENDIOS: .....	21
1.15 ASPECTOS DE SUPERVIVENCIA: .....	21
1.16 ENSAYOS DE INVESTIGACIÓN: .....	21
1.17 INFORMACIÓN SOBRE LA ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN:.....	21
1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL: .....	22
1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTIL O EFICAZ: .....	22
1.20 INFORME FOTOGRÁFICOS: .....	23
<b>2. ANALISIS: .....</b>	<b>31</b>
2.1 INFORMACIÓN PERSONAL: .....	31
2.2 INFORMACIÓN DEL HELICOPTERO:.....	31
2.3 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA: .....	31

2.4 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN: .....	32
2.5 COMUNICACIONES: .....	32
2.6 INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:.....	32
2.7 REGISTRADORES DE VUELO: .....	32
2.8 INFORMACIÓN GENERAL DE LOS RESTOS Y DEL IMPACTO DE LA AERONAVE: .....	32
2.9 INFORMACIÓN MÉDICA: .....	32
2.10 SUPERVIVENCIA: .....	33
2.11 MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE:.....	33
2.12 EQUIPAJE:.....	34
2.13 APRECIACIÓN DEL ÁREA DEL IMPACTO O DE EMERGENCIA: .....	34
<b>3. CONCLUSIONES:.....</b>	<b>34</b>
3.1 ACTOS INSEGUROS:.....	35
3.2 CAUSAS PROBABLES:.....	35
<b>4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD: .....</b>	<b>35</b>
<b>5. ANEXOS: .....</b>	<b>36</b>

## 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 nadie, ni imponer una 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, RAC 13.2.2.

La Unidad de Investigación de Accidentes de la Dirección General de Aeronáutica Civil, se ocupa de todas las actividades 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 ninguna 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. Ninguna persona puede poseer, usar, copiar, revelar o distribuir este documento sin la autorización por escrito de la DGAC 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 de la Organización de Aviación civil ratificado por el Estado de Guatemala. Art. 169 del Reglamento a la ley de Aviación Civil A/G No. 384-2001. Regulación de Aviación Civil apartados: 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 entre el momento en que la aeronave está 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 sobre la misma, 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 a causa naturales, se las haya causado una persona a sí misma o 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; y
- 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 capó o sus accesorios); hélices, extremos de ala, antenas, sondas, alabes, neumáticos, frenos, ruedas, carenas, paneles, puertas de tren de aterrizaje, parabrisas, revestimiento de las aeronaves (como pequeñas abolladuras o perforaciones), o por daños a alabes del rotor principal, alabes 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, esta 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 investigara se tratara en el capítulo 5.1 del anexo 13 de la OACI.

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

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

### **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)

### **Autorotación:**

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 21.113 (Pag. 24).

### **Factores contribuyentes:**

Acciones, omisiones, acontecimientos o una combinación de estos factores que, si se hubieran eliminado o evitado, habrían reducido la probabilidad de que el accidente o incidente ocurriese, 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.

### **Habilitaciones:**

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; o
- 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; u
- f) Sea imputable el contacto comprobado con sustancias infecciosas o a la exposición a radiaciones perjudiciales.

(Anexo 13, Capítulo 1, página 1-2).

### **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 de 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).

### **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:**

<b>ATC:</b>	Air Traffic Controller.
<b>COA:</b>	Certificado de Operador Aéreo.
<b>DGAC:</b>	Dirección General de Aeronáutica Civil.
<b>DME:</b>	Distance measure equipment. Equipo de medición de distancia.
<b>ELT:</b>	Emergency Locator Transmitter.
<b>FAA</b>	Federal Aviation Administration.
<b>GPS:</b>	Global position System, Sistema de posicionamiento Global.
<b>INTRADÓS:</b>	Parte inferior de la superficie alar.
<b>NIL:</b>	Not Item Listed.
<b>NDB</b>	Non-Directional Beacon Radio Baliza no direccional.
<b>OMA:</b>	Organización de Mantenimiento Aprobado.
<b>PCLM:</b>	Place Cabin Landplane Monoplane.
<b>PIC:</b>	Pilot in Command (Piloto al mando).
<b>PSR:</b>	Primary Surveillance Radar.
<b>SSR:</b>	Surveillance System Radar.
<b>SL:</b>	Sea level. Nivel del mar.
<b>SNM:</b>	sobre el nivel medio del mar.
<b>UIA</b>	Unidad de Investigación de Accidentes.
<b>VNO:</b>	Velocidad normal de operación.

## **INFORME FINAL ACCIDENTE DE LA AERONAVE MATRÍCULA TG-PDF**

### **1. INFORMACION FACTUAL:**

Marca:	Bell Helicopter, Textron.
Modelo:	Bell 407
Certificado Tipo:	H2SW.
Almas o Personas a bordo:	4 (cuatro).
No. de serie:	54367.
Motores:	1 (Uno)
Categoría:	Normal/Privada.
Colores:	Blanco azul con filetes rojos.
Matrícula:	TG-PDF.



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

Certificado de Aeronavegabilidad:	Vigente del 12 de mayo del año 2015 al 11 de mayo del año 2016. Clave de aeronavegabilidad 130100-15-05/173.
Seguro de la aeronave:	Póliza de Seguro No. AVIC-20140016, vigencia del 04/12/2014 al 03/12/2015.
Fecha del accidente:	24 septiembre 2015.
Hora aproximada del accidente:	10:45 hora local, 16:45 hora UTC.
Lugar del accidente:	Área del municipio de San Cristóbal Acasaguastlán, departamento de El progreso, Guatemala.
Coordenadas del lugar del accidente:	N 14°55' 537", W 089°51 ' 333".
Elevación del lugar del accidente:	834.0 pies sobre el nivel del mar.
Propietario:	JAMIL CAPITAL ASSETS CORP.
Operador:	Servicios Aéreos y Valores S.A / Distribuidora PIPER S.A.
Tipo y No. de Licencia del piloto:	Comercial Helicóptero No. 76, emitida por la D.G.A.C., Guatemala.
Vigencia Certificado Licencia:	del 18 de mayo de 2015 al 30 de noviembre 2015.

Nacionalidad: Guatemalteca.

Fase de vuelo en la que sucedió el accidente: En vuelo recto y nivelado.

## 1.1 SINOPSIS:

El Helicóptero Bell 407 con matrícula **TG-PDF**, despegó del aeropuerto “La Aurora”, con destino hacia la Pista de Rio Dulce en el departamento de Izabal. De acuerdo al reporte del piloto, aproximadamente a 0:20 minutos de vuelo, se iluminó en el tablero principal (panel anunciador), la luz de indicación de partículas de metal en el motor (detector de partículas metálicas), procediendo el piloto de acuerdo a los procedimientos del Manual de Vuelo, efectuando un aterrizaje de precaución lo más pronto posible.

### 1.1.1 ANTECEDENTES DEL VUELO:

El día 24 de septiembre del año 2015, el helicóptero abre plan de vuelo desde el Aeropuerto Internacional “La Aurora”, despegando de la Distribuidora Piper con destino a la pista de Rio Dulce ubicado en el Municipio de Livingston, departamento de Izabal, el vuelo se efectuaría bajo las reglas de vuelo visual (VFR), con operación de tipo privado, transportando cuatro almas a bordo y con una autonomía de 3.0 horas de combustible, proponiendo para iniciar el vuelo a las 10:30 hora local y con un estimado en tiempo de vuelo de 0:45 minutos en la ruta.

El helicóptero establece las comunicaciones con los centros de control de tránsito aéreo, en las frecuencias establecidas, aproximadamente a 0:20 minutos de vuelo desde el punto de salida, el piloto efectúa un aterrizaje debido a una indicación de luz en el tablero anunciador, en la fase final de aterrizaje el helicóptero pierde potencia a pocos metros de altura sobre el terreno escogido para el procedimiento de aterrizaje, debido a que se desploma, los tubos cruzados del tren de aterrizaje se dañan, posteriormente los pasajeros salen de la aeronave y el piloto apaga el motor.

Los pasajeros son evacuados del helicóptero saliendo por sus propios medios, ninguno de ellos sufrió lesiones de ningún tipo.

### **1.1.2 LUGAR DEL IMPACTO:**

El terreno o área escogida por el piloto para el aterrizaje es un claro o porción de terracería principal, ubicada aproximadamente a 20.0 metros de la carretera CA-9N la cual lleva por nombre "Carretera Jacobo Arbenz Guzmán", en el área no se observaron árboles en la dirección de aterrizaje u otro obstáculo, teniendo como limitante el ingreso en una sola dirección y sin la posibilidad de continuar hacia adelante (Área Confinada).

### **1.2 LESIONES A PERSONAS:**

Durante el aterrizaje por emergencia, los pasajeros o tripulación salen ilesos, siendo transportados posteriormente vía terrestre a su destino.

## TABLA DE IDENTIFICACIÓN DE DAÑOS A TRIPULANTES Y PASAJEROS:

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Totales
Mortales	0	0	0	<b>0</b>
Graves	0	0	0	0
Leves	0	0	0	0
Ílesos	1	3	0	4
<b>TOTAL</b>	<b>1</b>	<b>3</b>	<b>0</b>	<b>4</b>

### 1.3 DAÑOS DE LA AERONAVE:

Durante la inspección física al fuselaje del helicóptero, se observó daño en los tubos cruzados y tubos deslizadores del tren de aterrizaje, (Cross tube y skiss), los demás componentes y sistemas no mostraban daño aparente en el lugar de aterrizaje, al ser inspeccionados los detectores de partículas metálicas ubicados en el motor mostraron daño interno del motor.

### 1.4 OTROS DAÑOS:

No se observó en el área otros daños causados por el aterrizaje del helicóptero.

### 1.5 INFORMACIÓN PERSONAL:

Al capitán del helicóptero, se le extendió la licencia de Piloto Comercial de Helicópteros con fecha 9 de febrero del año 1978, habiendo obtenido el título de Piloto Aviador en la Fuerza Aérea Guatemalteca previamente.

La fecha de nacimientos es el 16 de diciembre de 1954, teniendo 62 años cumplidos al momento del accidente.

Con fecha 27 de abril del año 1983 es habilitado como Instructor de Vuelo.

Con fecha 8 de marzo del 2009 fue efectuada la prueba de pericia para la habilitación Fumigación Agrícola en Helicópteros.

Las renovaciones de la licencia de piloto comercial helicópteros han sido actualizadas de acuerdo a los procedimientos de la Gerencia de Licencias de la Dirección General de Aeronáutica Civil, no posee registros de accidentes o incidentes previos.

#### **Anexo "A": Perfil de información del piloto.**

#### **1.6 INFORMACIÓN DE LA AERONAVE:**

El helicóptero fue construido por la fábrica Bell Helicopter Textron e importado desde su Estado de fabricación: Estados Unidos en el año 2013, teniendo el número de serie 54367, año de fabricación 2012.

El certificado de exportación fue emitido por la FAA el 14 marzo del año 2013, bajo las especificaciones del certificado tipo BHT H2SW y R&R E1GL.

Su chequeo o inspección de aceptación para la emisión de su primer Certificado de Aeronavegabilidad, fue efectuado el 6 de mayo del año 2013, por el departamento de Estándares de vuelo de la DGAC.



Su primer Certificado de Aeronavegabilidad Estándar, fue extendido el 7 de mayo del año 2013, cumpliendo con los requisitos y procedimientos establecidos por la DGAC.

El 12 de mayo del año 2015, se presentó a la Gerencia de Vigilancia y Seguridad Operacional la documentación para la renovación del Certificado de Aeronavegabilidad, cumpliendo con la verificación de documentos es extendido el certificado correspondiente, el 12 de mayo 2015.

La certificación de mantenimiento extendida por la OMA DGAC/G-011-2006 indica que el helicóptero cumple con el programa de mantenimiento del fabricante y las Regulaciones de Aviación Civil de Guatemala.

El helicóptero no posee registro de accidentes o incidentes previos al presente proceso de investigación por accidente.

#### **Anexo "B": Certificado Tipo del Helicóptero.**

El tipo de combustible encontrado en los tanques del helicóptero, corresponde al grado autorizado por el fabricante jet A-1 para su uso, al momento del accidente se encontró aproximadamente 90.0 galones de combustible.

## Componentes Principales del Helicóptero

La lista de componentes dinámicos y componentes por retiro, over-hall e inspección se encontró al día y vigente en cada uno de ellos.

**Rotor Principal:** Bell Helicopter  
Modelo: 407-010-100-123  
No. De Serie LK-785.  
Tiempo Total: 311.0  
Tiempo TDR: 00.0

**Rotor de cola:** Bell Helicopter  
Modelo: 407-012-101-113  
No. De Serie HB-764.  
Tiempo Total: 311.0  
Tiempo TDR: 00.0

**Motor:** Roll Royce  
Modelo: 250-C47B  
No. De Serie CAE-8484491.  
Tiempo Total: 311.0  
Tiempo TDR: 00.0

El Certificado de Matricula y Aeronavegabilidad se encontraron Vigentes al momento del accidente.

En la bitácora de mantenimiento no se encontraron anotaciones por parte del piloto de mal-funciones o reportes de mantenimiento pendientes de trabajar.

### **Anexo "C": Certificaciones de Mantenimiento de Helicóptero y Motor.**

#### **1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:**

El piloto no reporto presencia de lluvia o condiciones meteorológicas que fueran adversas al vuelo.

El reporte meteorológico emitido por el INSIVUMEH de la estación ubicada en el departamento del Progreso índico tener las siguientes condiciones sobre la estación de La Fragua Zacapa:

24 de septiembre 2015

**09:00 horas**

**0000KT 9999 FEW 007 SCT012 BKN070 25/13 QFE997.0 PCPN DIST N  
MTN E/ESE/SW/ CUB CL**

**10:00 horas**

**0000KT 9999 BKN012 BKN070 26/12 QFE987.0**

**11:00 horas**

**0000KT 9999 BKN016 BKN090 27/22 QFE987.3**

### **Anexo "D": Reporte de Condiciones Meteorológicas.**

### **1.8 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN:**

Durante el vuelo, el piloto no reportó fallas en los instrumentos para la navegación y por parte del ATC de igual manera no reportaron mal funciones de las ayudas de navegación aérea.

### **1.9 COMUNICACIÓN:**

Durante las comunicaciones establecidas entre la torre de control, Guatemala Radio y el helicóptero se estableció las comunicaciones estandarizadas por parte del piloto y de ATC.

### **1.10 INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:**

El despegue fue efectuado desde el Aeropuerto Internacional La Aurora, el cual se encuentra ubicado en la zona 13 de la ciudad Capital de Guatemala.

### **1.11 REGISTRADORES DE VUELO:**

No aplica por tipo de aeronave.

### **1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y DEL IMPACTO:**

De acuerdo al informe escrito del piloto, al iniciar su procedimiento de aterrizaje debido a una indicación en el tablero anunciador ubicado en la consola frontal del helicóptero, este se dirigió a un área adecuada para el aterrizaje, debido a que la falla por falta de potencia que hizo presente en el motor, estado el helicóptero sobre el área de aterrizaje, este se desplomo por falta de sustentación de vuelo (Hover), lo que provoco que se dañara en la caída a tierra los tubos cruzados del tren de aterrizaje, quedando el fuselaje del helicóptero sin daños aparentes.

**Ver fotografías de la 1-5.**

### **1.13 INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA:**

Debido a que los tripulantes y el piloto salieron del helicóptero ileso, el requerimiento patológico y exámenes médicos no fueron requeridos.

### **1.14 INCENDIOS:**

La inspección efectuada por parte de la UIA, en el área del impacto del helicóptero no se evidenció conato de incendio alguno.

### **1.15 ASPECTOS DE SUPERVIVENCIA:**

La cabina de pasajeros y la cabina del piloto no tienen deformaciones estructurales que hayan puesto en peligro la integridad física u ocasionado daños o golpes a los pasajeros y tripulación.

### **1.16 ENSAYOS DE INVESTIGACIÓN:**

Los datos, fotografías y entrevistas personales a observadores, fueron realizados en el lugar del accidente, la información técnica del helicóptero y sus componentes fueron obtenidos a través de los libros de record de vuelos, bitácoras de mantenimiento y manuales del fabricante, además se contó con la colaboración del investigador de accidentes de Bell Helicopter, inc., y Roll & Royce.

### **1.17 INFORMACIÓN SOBRE LA ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN:**

El helicóptero pertenece a la empresa Jamil Capital Assets Crop., ubicada en la República de Panamá, siendo operado en la República de Guatemala por Contrataciones Leales, S.A., adicionalmente el helicóptero es utilizado para traslados en vuelos aéreos privados, la aeronave es ubicada dentro de la empresa AVESA, ubicada en el hangar 7 del Aeropuerto Internacional La Aurora.

### **1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL:**

El proceso de inspección a través del desarme del motor se efectuó en las instalaciones la TSB (transportation Safety Board) ubicada en el estado de Canada del norte América, el motor fue removido del fuselaje para facilitar el traslado del mismo hacia dicho país.

Durante la revisión del motor se encontraron daños substanciales, los cuales fueron producidos por un sobrecalentamiento interno durante su funcionamiento en vuelo.

En el desarme, el compresor mostraba daños por rozamiento debido a que el eje principal interno tubo severos daños, el impeler mostraba varios alavés con daños de forma severa, tanto el motor como la caja de accesorios no mostraba daños exteriores.

La cámara o sección de combustión se observaron varios rayones internos provocados por metal.

### **1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTIL O EFICAZ:**

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, se contó con la colaboración de investigadores de Bell y Roll Royce para el presente proceso de Investigación.

## 1.20 INFORME FOTOGRÁFICOS:



Fotografía No. 1  
Vista frontal del helicóptero



Fotografía No. 2  
Vista lateral izquierda del fuselaje.

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



Fotografía No. 3  
Sección lateral izquierda sin daños visibles.



Fotografía No. 4  
Vista de la sección de Skid izquierdo enterrado.



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



Fotografía No. 5  
Sección del skid derecho enterrado.



Fotografía No. 6  
Vista de la sección anterior del helicóptero.



Fotografía No. 7  
Rotor y sección de cola sin daños visibles.



Fotografía No. 8  
Tubos cruzados del tren de aterrizaje abiertos por compresión.

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



Fotografía No. 9  
La sección de fuselaje no muestra daños aparentes.



Fotografía No. 10  
Vista del cobertor del eje de transmisión de potencia, sin daño.

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



Fotografía No. 13  
Detector magnético de partículas de metal del motor.



Fotografía No. 14  
Detector magnético de partículas de metal del motor.

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

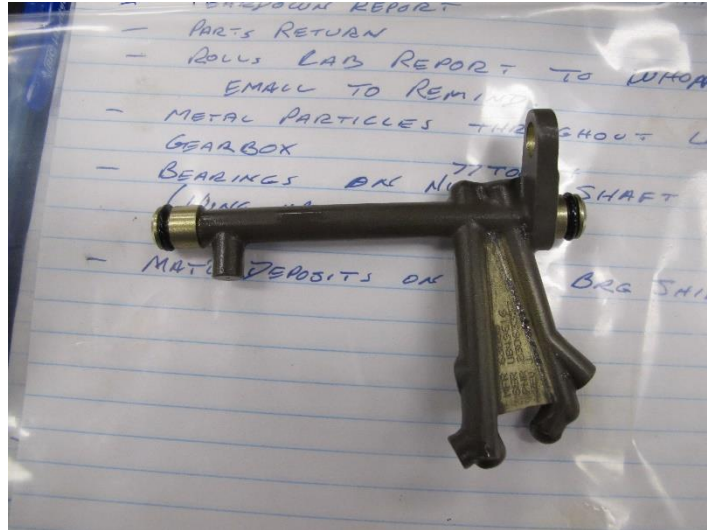


Fotografía No. 15  
Vista de la fractura del cojinete No. 2 del motor.



Fotografía No. 16  
Vista del cojinete No. 2 con daño total interno.

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



Fotografía No. 17  
Vista del docto que probablemente se obstruyo.

## **2. ANALISIS:**

La información para el presente informe, fue recolectada en el área del accidente a través de fotografías, entrevistas y grabaciones, la documentación fue analizada en La Unidad de Investigación de Accidentes, los documentos fueron suministrados por el Operador, la Biblioteca Técnica de la Dirección General de Aeronáutica Civil, fabricante, manual de vuelo y manuales de mantenimiento del mismo. 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 INFORMACIÓN PERSONAL:**

El piloto cuenta con las habilitaciones requeridas para desempeño de sus habilidades como piloto comercial de helicópteros cumpliendo con las respectivas renovaciones y las habilitaciones descritas en la RAC LPA 2.8,

### **2.2 INFORMACIÓN DEL HELICOPTERO:**

El helicóptero recibió el mantenimiento correspondiente para mantener su aeronavegabilidad, efectuándole la inspección recomendadas por el fabricante.

### **2.3 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:**

Las condiciones meteorológicas se encontraban óptimas para el vuelo visual, no se evidenciaron frentes de baja temperatura o ingreso de tormentas el día del accidente, por lo que no fue un factor colaborador para este accidente.

#### **2.4 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN:**

No se reportaron mal funciones en los equipo de ayuda para la navegación aérea, utilizados por los servicio de control de tránsito aéreo.

#### **2.5 COMUNICACIONES:**

Las comunicaciones establecidas con el helicóptero fueron de acuerdo a los procedimientos del control de tránsito Aéreo a través de la frecuencia de Guatemala Radio.

#### **2.6 INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:**

N/A.

#### **2.7 REGISTRADORES DE VUELO:**

No aplica por tipo de aeronave.

#### **2.8 INFORMACIÓN GENERAL DE LOS RESTOS Y DEL IMPACTO DE LA AERONAVE:**

El fuselaje se observó sin daños aparentes, el tren de aterrizaje se observó con daño en los tubos cruzados, debido a la perdida de potencia durante el proceso de aterrizaje.

#### **2.9 INFORMACIÓN MÉDICA:**

Del piloto y los tripulantes no requirieron servicios médicos inmediatos debido a que salieron ilesos del helicóptero.



## **2.10 SUPERVIVENCIA:**

Durante el aterrizaje por emergencia debido a la falla del motor, el tren de aterrizaje del helicóptero soportó el impacto, deflectándose los tubos cruzados, saliendo el piloto y los pasajeros por sus propios medios.

## **2.11 MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE:**

El helicóptero fue mantenido de acuerdo a los manuales y recomendaciones del fabricante, no se encontró anotaciones o evidencia de fallas previas al accidente.

La carta de servicio No. 407-15-110, indica la realización de tres diferentes acciones de mantenimiento a través de los Boletines de Motor Comerciales, emitidos por el Fabricante R &R (CEB), los cuales solo afectan a helicópteros que tienen incorporada la modificación del cojinete No. 2 con la lubricación a través del tubo (Piccolo Tuve) y que ayuda a incrementar la potencia de motor, aunque esta aeronave no está incluida por número de serie para efectuar dichos trabajos, aparentemente fue afectada.

De acuerdo al desarme del motor, efectuado en TSB de Canadá, se determinó la posible obstrucción del ducto para lubricar el cojinete No. 2 del motor, esto provocó el sobrecalentamiento de los rodamientos del cojinete y la inminente falla del mismo, llenando de restos de metal: dos detectores de partículas magnéticos, el filtro de aceite del motor y la caja de accesorios del motor.

**Ver fotografías de la 13-17.**

### **2.12 EQUIPAJE:**

No fue factor colaborador en este accidente.

### **2.13 APRECIACIÓN DEL ÁREA DEL IMPACTO O DE EMERGENCIA:**

El área del impacto se encuentra muy cercana sobre la carretera que conduce de Guatemala al área Nor-Oriente del país, debido a la ruta establecida por el piloto y observando un área con las condiciones requeridas para un aterrizaje, tomo la decisión de efectuar el aterrizaje, la superficie es de terracería y se puede denominar un área pedregal debido a la cantidad de piedras de regular tamaño en el área.

### **3. CONCLUSIONES:**

De acuerdo a los registros de mantenimiento el helicóptero estaba equipado y mantenido de conformidad con las regulaciones de aviación Civil y por procedimientos de fábrica vigentes y aprobados.

El helicóptero reunía las condiciones requeridas para su aeronavegabilidad al momento de ser despachado desde su rampa.

No se encontró ninguna evidencia de defectos o mal funciones del helicóptero que pudieran haber contribuido al accidente.

Los daños ocasionados al helicóptero por impacto a tierra, coinciden con el hecho que existió una falla interna al motor.

El combustible encontrado en las celdas de almacenamiento no estaba contaminado y correspondía al grado recomendado por el fabricante.

El motor perdió potencia debido a la falla interna provocada por el cojinete No. 2 interno del motor.

### **3.1 ACTOS INSEGUROS:**

No se apreciaron actos que pusieran en peligro a la tripulación o pasajeros o que colaboraran con el proceso del accidente.

### **3.2 CAUSAS PROBABLES:**

La falta de lubricación al cojinete No. 2 en la sección N1 del motor y el consecuente desgaste progresivo por la alta temperatura y seguidamente por la misma fractura del cojinete en su pista o cuna interna, evidenció la falta de alineación en la sección correspondiente haciendo contacto la turbina frontal del compresor y la sección interna del Impeller, esta falla ocasiono que el compresor fuera disminuyendo su movimiento y por lo tanto una falta de potencia inminente.

## **4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD:**

### **RS 01-A-15-2015**

El fabricante del motor debería efectuar estudios más minucioso con este tipo de rodamientos o cojinetes con el fin de evitar en lo futo nuevos eventos que involucren aeronaves de ala fija y helicópteros.

### **RS 02-A-15-2015**

Las organizaciones de mantenimiento aprobadas, deberían solicitar una actualización o mejoramiento del programa de mantenimiento a la fábrica del motor con el fin de prever cualquier mal función de este tipo de parte interna que afecta al motor involucrado en este accidente.



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

## **5. ANEXOS:**

**Anexo "A": perfil de información del piloto.**

**Anexo "B": Certificado tipo del Helicóptero.**

**Anexo "C": Certificaciones de mantenimiento de helicóptero y Motor.**

**Anexo "D": Reporte de condiciones meteorológicas**

# **ANEXO “A”**

**Perfil de Información  
del piloto.**



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



Correlativo: 2000462  
Nombre: EDGAR WILFREDO PONCE LAYLLA  
Telefono: 4413133 42153900  
Tipo: Estado  
Nacimiento: GUATEMALA, GUATEMALA  
Sexo: Masculino  
Nacionalidad: GUATEMALTECA  
Educativo: Diversificado  
Pasaporte:  
Estado Civil: 1. Casado  
Identidad: 2451 60494 0101  
Domicilio: AVE B 1-25 ZONA 16  
C. Postal:  
Idiomas:  
Adicionales:

Nacimiento: 16/Dec/1952  
Autoridad: GUATEMALA  
Correo: po@intelnett.com  
Libro:  
Folio:  
Cabello: GRIS  
Ojo: CAFE  
Peso: 155  
Estatura: 1.00  
Fecha Examen: 27/Oct/2008  
Recibo:

**Licencia 76 PILOTO COMERCIAL- HELICÓPTERO**

Pais: GUATEMALA, Escuela: FUERZA AEREA GUATEMALTECA, Examinador: N/A, Fecha Emisión: 2015-05-18, Fecha Vencimiento: 2020-05-30

Habilitaciones	Inicial	Final
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE 206L CAPITAN	22/Dec/1994	
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE 206B CAPITAN	22/Dec/1994	
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE UH-1H CAPITAN	22/Dec/1994	
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE 212 CAPITAN	22/Dec/1994	
HELICOPTERO MULTIMOTOR TERRESTRE 412 CAPITAN	22/Dec/1994	
HELICOPTERO MULTIMOTOR TERRESTRE		
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE	27/Oct/2008	
HELICOPTERO MULTIMOTOR TERRESTRE 222U CAPITAN		
FUMIGACION AGRICOLA	09/Mar/2009	
INSTRUMENTOS	12/Nov/1994	
INSTRUCTOR DE VUELO	22/Dec/1994	



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



**Correlativo:** 2000462  
**Nombre:** EDGAR WILFREDO PONCE LAYLLÉ  
**Telefono:** 24413137 42153900  
**Tipo:** Estado  
**Nacimiento:** GUATEMALA, GUATEMALA  
**Sexo:** Masculino  
**Nacionalidad:** GUATEMALTECA  
**Educativo:** Diversificado  
**Pasaporte:**  
**Estado Civil:** 1. Casado  
**Identidad:** 451 60494 010  
**Domicilio:** DVE B 1-25 ZONA 16  
**C. Postal:**  
**Idiomas:**  
**Adicionales:**

**Nacimiento:** 16/Dec/1952  
**Autoridad:** GUATEMALA  
**Correo:** epo@intelnet.com  
**Libro:**  
**Folio:**  
**Cabello:** GRIS  
**Ojo:** CAFE  
**Peso:** 155  
**Estatura:** 1.00  
**Fecha Examen:** 27/Oct/2008  
**Recibo:**

**Certificado de Validez**

**Lista de Certificados**

	Inicial	Final
Certificado: 4252A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2008-10-27, Resultados: SATISFACTORIO, Anotaciones: SATISFACTORIO	27/Oct/2008	30/Apr/2009
Certificado: 76A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2009-04-28, Resultados: SATISFACTORIOS, Anotaciones: SATISFACTORIOS	28/Apr/2009	30/Oct/2009
Certificado: 76A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2009-11-02, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	03/Nov/2009	31/May/2010
Certificado: 76A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2010-05-03, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	03/May/2010	30/Nov/2010
Certificado: 76A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2010-11-25, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	25/Nov/2010	30/May/2011
Certificado: 76A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2011-05-30, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	30/May/2011	30/Nov/2011
Certificado: 76A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2011-11-24, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	24/Nov/2011	30/May/2012
Certificado: 76A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2012-05-29, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	29/May/2012	30/Nov/2012
Certificado: 76A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2012-11-22, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	26/Nov/2012	31/May/2013
Certificado: 76A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2013-05-27, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	27/May/2013	30/Nov/2013
Certificado: 76A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2013-11-25, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	25/Nov/2013	30/May/2014
Certificado: 76A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2014-05-27, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	27/May/2014	30/Nov/2014
Certificado: 76A, Medico: IDALMA RODAS, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2014-11-18, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	19/Nov/2014	30/May/2015
Certificado: 76, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2015-05-18, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	18/May/2015	30/Nov/2015



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



Correlativo: 2000462  
Nombre: EDGAR WILFREDO PONCE LAYÚ  
Telefono: 4413137 42153900  
Tipo: Estado  
Nacimiento: GUATEMALA, GUATEMALA  
Sexo: Masculino  
Nacionalidad: GUATEMALTECA  
Educativo: Diversificado  
Pasaporte:  
Estado Civil: 1. Casado  
Identidad: 451 60494 0101  
Domicilio: AVE. B 1-25 ZONA 16  
Postal:  
Idiomas:  
Adicionales:

Nacimiento: 16/Dec/1952  
Autoridad: GUATEMALA  
Correo: [redacted]@intelnnet.com  
Libro:  
Folio:  
Cabello: GRIS  
Ojo: CAFE  
Peso: 155  
Estatura: 1.00  
Fecha Examen: 27/Oct/2008  
Recibo:

Gestión

Lista de Gestiones

	Inicial	Final
Licencia: 76, Documento: BOLETA, Tipo de Gestion: RENOVACION DE LICENCIAS, Cambio en Numero de Licencia: 76	01/Jul/2010	30/Jul/2015
Licencia: 76, Documento: RECURRENTE, Tipo de Gestion: MANTENIMIENTO DE LA COMPETENCIA (CHEQUEO BIANUAL), Cambio en Numero de Licencia: 76	28/May/2013	30/May/2015



**ANEXO "B"**  
Certificado tipo del  
helicóptero.



**X. - Model 407 7PCLH (Normal Category). Approved February 9, 1996**

Engine Rolls Royce (Allison) Model 250-C47B with Chandler Evans EC-135 (FADEC) Fuel Control System. Engine Type Certificate No. E1GL or Model 250-C47B/8.

Fuel (See Note 8) ASTM-D-1655, Type Jet B, Jet A, and Jet A-1; MIL-T-5624 Grade JP-4 (NATO F-40); MIL-T-5624 Grade JP5 (NATO F-44); and MIL-T-83133 Grade JP8 (NATO F-34). See Rotorcraft Flight Manual for fuel mixture and fuel temperature limitations.

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%(91.4 psi) 674 shp	100% (6,317 rpm)	779°C (1,434°F)	105% (53,550 rpm)
Maximum Continuous	93.5%(85.5 psi) 630 shp	100% (6,317 rpm)	727°C (1,341°F)	105% (53,550 rpm)

(See 407 Rotorcraft Flight Manual for Transient Limits)

Rotor Limits	<u>Power Off</u>	<u>Power On</u>
	Maximum 422 rpm (Dual Tach Reading 107%) Minimum 351 rpm (Dual Tach Reading 85%)	Maximum 413 rpm Dual Tach Reading 100% Minimum 409 rpm (Dual Tach Reading 99%)

Airspeed limits Basic VNE is 140 KIAS sea level to 3,000 feet density altitude. Decrease VNE for ambient conditions and internal loading in accordance with Airspeed Limitation Placard in the 407 Rotorcraft Flight Manual. Also see the 407 Rotorcraft Flight Manual for VNE limits associated with peculiar operating conditions.

C.G. range	(a) Longitudinal C.G. Limits cm (in.)
	Forward Limit (Internal Loading) 302.3 cm (+119.0) up to 2041 kg (4,500 lbs.) changing linearly to 303.5 cm (+119.5) at 2268 kg (5,000 lbs.) Aft Limit (Internal Loading) 327.7 cm (+129.0) up to 2268 kg (5,000 lbs.) Forward Limit (Internal Loading when kit 407-706-020 (5250 lb kit) is installed) 302.3 cm (+119.0 in) up to 2041 kg (4,500 lbs.), changing linearly to 304.2 cm (+119.8 in) at 2381 kg (5,250 lbs.) Aft Limit (Internal Loading when kit 407-706-020 (5250 lb. Kit) is installed) 327.7 cm (+129.0 in) up to 2268 kg (5,000 lbs), changing linearly to 326.8 cm (128.7 in) at 2381 kg (5,250 lbs) Forward Limit (External Loading) 302.3 cm (+119.0 in) up to 2041 kg (4,500 lbs.) changing linearly to 306.1 cm (+120.5in) at 2722 kg (6,000 lbs.) Aft Limit (External Loading) 327.7 cm (+129.0 in) up to 2268 kg (5,000 lbs) changing linearly to 324.1 cm (127.6 in) at 2722 kg (6,000 lbs.)
	(b) Lateral C.G. Limits (Internal Loading) Left 6.4 cm (2.5 in.) up to 1588 kg (3,500 lbs.), changing linearly to 3.9 cm (1.5 in.) at 2268 kg (5,000 lbs.) Right 7.6 cm (3.0 in.) up to 1588 kg (3,500 lbs.) changing linearly to 5.2 cm (2.0 in.) at 2268 kg (5,000 lbs.)

**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, 29.931, 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, 29.931, 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)	<ul style="list-style-type: none"> <li>-FAR27.952</li> <li>-FAR27.952</li> <li>-FAR27.965(c)(1) and (2)</li> <li>-FAR27.1305(p)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Forward Fuel Tank Drop Test</li> <li>Aft Fuel Tank Drop Test</li> <li>Fuel Tank Pressure Test</li> <li>Engine Anti-Ice Annunciation (See Note 41)</li> </ul>
<p>Installation of Integrated Avionics System (Garmin G1000H) and affected areas on Bell Model 407 helicopters, Serial Numbers 54300 and Subsequent (See Note 42)</p>		
Equipment	<ul style="list-style-type: none"> <li>(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</li> <li>(b) 14 CFR 36 Amdt 36-1 through 36-20.</li> <li>(c) Equivalent Safety Finding: Number SP4107RD-R/F- 1 14 CFR part 27.1545 (b)(2) Airspeed Indicator</li> </ul> <p>The basic required equipment as prescribed in the applicable airworthiness regulations (see certification basis) must be installed in the helicopter for certification.</p> <p>In addition, the following items of equipment are required:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>(a) Engine Out Warning System all models.</li> <li>(b) Outside air temperature gage for Models 206A, 206A-1, 206B, 206L, 206L-1, 206L-3, 206L-4, and 407.</li> <li>(c) FAA approved Helicopter Flight Manual. <ul style="list-style-type: none"> <li>(1) <ul style="list-style-type: none"> <li>a. Model 206A dated October 20, 1966, reissued May 15, 1970.</li> <li>b. Model 206A (Serial No. 503 only) dated October 20, 1966, reissued August 19, 1968, for 2900 lbs gross weight.</li> <li>c. Model 206A dated April 2, 1971, for 205-C20 Engine.</li> </ul> </li> <li>(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.</li> <li>(3) Model 206L, dated September 22, 1975.</li> <li>(4) Model 206L-1, dated May 17, 1978.</li> <li>(5) Model 206L-3, dated December 9, 1981.</li> <li>(6) Model 206L-4, dated October 2, 1992.</li> <li>(7) Model 407, dated February 9, 1996</li> <li>(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)</li> </ul> </li> </ul>	
Production Basis	<p>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)</p>	
NOTE 1.	<p>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.</p>	
NOTE 2.	<p>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."</p> <p>All placards required in the approval flight manual must be installed in the appropriate locations.</p>	

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<sup>o</sup>F 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 surplus 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%) Minimum 355 rpm (Dual Tach Reading 90%)	Maximum 395 (Dual Tach Reading 100%) 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 “C”**

**Certificaciones de  
mantenimiento de  
helicóptero y Motor.**

**DECLARACION DE CUMPLIMIENTO DE LA EJECUCION DE LA INSPECCION ANUAL CON EL PROGRAMÁ DE MANTENIMIENTO DEL FABRICANTE PARA LA AERONAVE, POR UNA ORGANIZACIÓN DE MANTENIMIENTO APROBADA, PARA EFECTO DE RENOVACION DEL CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD**

1. AERONAVE	Matricula TG-PDF	Fabricante y Modelo: Bell Helicopter 407
	No. De Serie de la Aeronave 54367	No. Certificado Tipo: H2SW


**2. Identificación de Unidad**

Unidad	Marca	Modelo	No. de Serie
Estructura	Bell Helicopter	407	54367
Motor No. 1	Rolls Royce	250-C47B	CAE-848491
Motor No. 2	-----	-----	-----
Hélice No.1 / Rotor Principal	Bell Helicopter	407-010-100-123 Assy	LK-785
Hélice No. 2 / Rotor de Cola	Bell Helicopter	407-012-101-113 Assy	HB-764

Nombre y Dirección de la OMA Aeroservicios Ave, S.A. Hangar No. 7 Aeropuerto la Aurora Z. 13	No. de Certificado de la OMA: DGAC / G-011-2006
--	--

Yo certifico que se efectuó una inspeccion Anual a las unidades identificadas y descritas en la casilla 2, y que se ha seguido y ejecutado el Programa de Mantenimiento del Fabricante, para este tipo y modelo de aeronave, asi como el TBO de motores reciprocos, turbinas componentes y helices, cumpliendo con los A.S.B's, S.B.'s y A.D's aplicables a la fecha y de acuerdo con los requerimientos que establecen en las regulaciones siguientes: RAC 02, RAC 21, RAC 39, RAC 43, RAC 145 de Guatemala y que la información suministrada en esta FORMA FS-215, es verdadera y correcta.

Nombre de la Organización de Mantenimiento Aprobada AVESA

Firma y Sello del Certificador [Firma] 

Nombre del Certificador Victor Peñaloza

No. de Licencia 781 Fecha 12 / 05 / 2015

Revisión: 005 FORMA DGAC FS-215  
Fecha: 23/04/2014



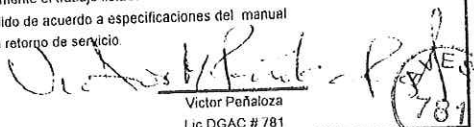

MODEL: Bell 407 GX

DATE	JOURNEY POINT OF DEPARTURE AND DESTINATION	CREW NAMES	RECORD OF TIME AIR TIME	TOTAL AIR TIME SINCE MANUFACTURE	CYCLES			SIGNATURE	PILOT & LICENSE NO.	
					START ENGINE 1	START ENGINE 2	LANDING			
TOTAL BROUGHT FORWARD →				292.8						
29-8-15	MGGT JON	MGGT	2.2		5	5	5			
30-8-15	MGGT-PRUG	MGGT	2.6		5	5	5			
31-8-15	MGGT	MGGT	.2		1	1	1			
31-8-15	MGGT ATIT	MGGT	.7		2	2	2			
1-9-15	MGGT HON	MGGT	1.3		2	2	2			
2-9-15	MGGT-JUAN	MGGT	1.6		3	3	3			
3-9-15	MGGT-MODIS	MGGT	1.8		3	3	3			
TOTAL AIR TIME SINCE MANUFACTURE				10.4	303.2	21	21	21		TOTAL

ENGINE FLIGHT HOURS & CYCLES	ENGINE HOURS		ENGINE CYCLES		ENGINE O.E.I.		LANDING	EVENTS	
	1	2	1	2	1	2		TORQ. EVENT	HOIST OPER.
TOTALS BROUGHT FORWARD	292.8		549				680	679	
TOTALS FOR THIS PAGE	10.4		21				21	21	
ACCUMULATE TOTALS	303.2		570				701	700	

NEXT SCHEDULED INSPECTION DUE TYPE INSPECTION (50 HR., 100 HR., ETC.) ANNUAL INSPECTION DUE DATE	POWER ASSURANCE	TORQ.	TOT/ITT	N1	N2	OAT	PA.
	ENG. 1						
	ENG. 2						

**OPERATION AND MAINTENANCE RECORD**  
Enter any abnormal occurrence, defect, and all maintenance performed.

<b>AEROSERVICIOS AVE, S.A. DGAC/G-011</b>				LICENSE # AND/OR COMPANY APPROVAL # SIGNATURE/DATE	
ACFT MODEL	407	MODELO DE MOTOR	250-C47B	MARKS	
MATRICULA	TG-PDF	NUMERO DE SERIE	CAE-848491		
NUMERO DE SERIE	54367	ENG. TIEMPO TOTAL	300.0		
ACFT TIEMPO TOTAL	300.0				
FECHA	Septiembre 04, 2015				
Según Orden de Trabajo No. 6080, se efectuaron los siguientes trabajos:					
Item 1 Se efectuó inspección progresiva de 300 horas evento No. 2 de acuerdo al manual de mantenimiento de BHT, capítulo 5-00-00, párrafo 5-13, página 14, rev 43 de fecha marzo 31, 2015. 2 Se efectuó inspección de 300/150 horas al motor de acuerdo al manual de mantenimiento de rolls royce, rev 17 de fecha septiembre 01, 2014.					
Este 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 retorno de servicio.					
 Victor Peñaloza Lic DGAC # 781					



# **ANEXO “D”**

**Reporte de condiciones  
meteorológicas.**

Guatemala, 28 de Septiembre de 2015

**Señor**  
**Víctor Haroldo Celada Muñoz**  
**Jefatura Unidad de Investigación de Accidentes**  
**Dirección General de Aeronáutica Civil**  
**Presente**

Señor Celada:

Por este medio me permito saludarlo, al mismo tiempo doy respuesta a su oficio de fecha 28 de Septiembre de 2015 referencia UIA-263-2015, donde solicita el estado del tiempo en forma detallada del día 24 de Septiembre de 2015, de 09:00 a 11:00 horas, del municipio **Acasaguastlan, departamento El progreso, Guatemala.**

Al respecto me permito informar que de acuerdo a las observaciones realizadas en la estación de La Fragua Zacapa, ubicada en Estanzuela Zacapa .

**24 de Septiembre**

**09:00 horas**

**0000KT 9999 FEW007 SCT012 BKN070 25/23 QFE997.0 PCPN DIST N MTN E/ESE/SW CUB CL=**

Viento calmado, visibilidad horizontal mayor a 10 kilómetros, poca nubes a 700 pies de altura, nubosidad dispersa a 1,200 pies de altura, quebrado 7,000 pies de altura, temperatura ambiente 25°C, punto de rocío 23°C, Valor de la presión en la estación 997.0 Milibares. Precipitación distante al norte y montañas al este, este-sureste y suroeste cubiertas por nubes bajas.

**10:00 horas**

**0000KT 9999 BKN012 BKN070 26/22 QFE987.7=**

Viento calmado, visibilidad horizontal mayor a 10 kilómetros, quebrado a 1,200 pies de altura, quebrado a 7,000 pies de altura, temperatura ambiente 26°C, punto de rocío 22°C, Valor de la presión en la estación 987.7 Milibares.

**11:00 horas**

**0000KT 9999 BKN016 BKN090 27/22 QFE987.3=**

Viento calmado, visibilidad horizontal mayor a 10 kilómetros, quebrado a 1,600 pies de altura, quebrado a 9,000 pies de altura, temperatura ambiente 27°C, punto de rocío 22°C, Valor de la presión en la estación 987.3 Milibares.

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

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

**RECIBIDO**  
28 SEP 2015

HORA:  
FIRMA:

*[Handwritten signature]*

Atentamente,

*[Handwritten signature]*  
**MET. CESAR A. GEORGE ROLDAN**  
Encargado de Meteorología  
TEL 22606303



7a Avenida 14-57, Zona 13 Tel: 2319-5000