

## **Departamento de Seguridad de Vuelo e Investigación de Accidentes**

<b>Reporte No.:</b>	<b>04-2012.</b>
<b>Título:</b>	<b>Informe Final.</b>
<b>Matrícula:</b>	<b>TG-BGM</b>

**Helicóptero Long Ranger 206 L-III  
Accidente 15 de abril 2012  
Casa No. 18 y No. 20C, 1era. Avenida Sur, Municipio de Antigua Guatemala  
Departamento de Sacatepéquez, Guatemala.**

Preparado por:

Departamento de Seguridad de Vuelo e Investigación de Accidentes, D.G.A.C.,  
Guatemala.

---

---

Aprobado por:

Dirección General de Aeronáutica Civil, Guatemala C.A.

---

---

Fecha de Publicación:

13 de julio de 2012.

**Atención:**

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



República de Guatemala

## 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, anexo 13, 3.1.

El Departamento de Seguridad de Vuelo e Investigación de Accidentes de la Dirección General de Aeronáutica Civil, se ocupa de todas las actividades relacionadas con accidentes e incidentes de aeronaves nacionales y extranjeras en territorio nacional, así como promover la seguridad operacional aeronáutica en todos sus campos.

Nuestra misión es mejorar continuamente la seguridad operacional aeronáutica, elevando 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), Departamento de Seguridad de Vuelo e Investigación de Accidentes (SVIA) 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., Departamento de Seguridad de Vuelo e 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: 13.2.2, 13.2.3.



República de Guatemala

## INDICE

### 0

INTRODUCCION .....	2
GLOSARIO.....	5

### 1

1.00 INFORMACION FACTUAL.....	10
1.00.1 SINOPSIS.....	12
1.00.2 RESEÑA DEL VUELO .....	13
1.00.3 LUGAR DEL ACCIDENTE.....	14
1.01 LESIONES A PERSONAS.....	14
1.02 DAÑOS A LA AERONAVE.....	15
1.03 OTROS DAÑOS.....	15
1.04 INFORMACIÓN PERSONAL DEL PILOTO .....	15
1.04.1 INFORMACIÓN PERSONAL DEL CO-PILOTO .....	17
1.05 INFORMACIÓN DE LA AERONAVE .....	17
1.05.1 ANTECEDENTES DE LA AERONAVE .....	18
1.05.2 MOTOR Y ROTORES.....	18
1.05.3 COMBUSTIBLE.....	19
1.05.4 EQUIPO AUXILIAR.....	19
1.05.5 DEFECTOS.....	20
1.05.6 PESO, CARGA Y BALANCE .....	20
1.06 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA .....	20
1.08 COMUNICACIONES.....	22
1.09 INFORMACIÓN DE AERÓDROMO.....	22
1.10 REGISTRADORES DE VUELO .....	22
1.11 INFORMACIÓN DE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y DEL IMPACTO .....	22
1.12 INCENDIOS .....	24
1.13 SUPERVIVENCIA.....	24
1.14 ENSAYOS E INVESTIGACIONES .....	24
1.14.1 ENSAYO DE INVESTIGACIÓN DEL COMPRESOR DE LA TURBINA: .....	24
1.15 INFORMACIÓN SOBRE ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN .....	25
1.16 INFORMACIÓN ADICIONAL.....	25
1.17 TECNICAS DE INVESTIGACION ÚTILES Y EFICACES.....	26

### 2

2.0 ANÁLISIS.....	42
2.1 INFORMACIÓN PERSONAL.....	42
2.2 INFORMACIÓN DE LA AERONAVE .....	42
2.3 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA.....	45
2.4 AYUDAS PARA LA NAVEGACION .....	46
2.5 COMUNICACIONES .....	46
2.6 INFORMACIÓN DE AERÓDROMO .....	46
2.7 REGISTRADORES DE VUELO .....	46
2.8 INFORMACIÓN DE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y DEL IMPACTO .....	46
2.9.1 MANTENIMIENTO.....	47
2.9.2 EQUIPAJE.....	47
2.9.3 APRECIACIÓN DEL ÁREA DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA.....	47



República de Guatemala

	<b>3</b>	
<b>3.00</b>	<b>CONCLUSIONES</b> .....	47
<b>3.02</b>	<b>FACTORES CONTRIBUYENTES</b> .....	49
	<b>4</b>	
<b>4.00</b>	<b>RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD</b> .....	50
	<b>5</b>	
<b>5.00</b>	<b>ANEXOS</b> .....	50

## GLOSARIO

### DEFINICIONES:

#### Accidentes de Aviación:

Todo suceso relacionado con la utilización de una aeronave, que ocurra dentro del período comprendido entre el momento en que una persona entre a bordo de la aeronave, con intención de realizar un vuelo y el momento en que todas las personas han desembarcado, durante el cual:

- a) Cualquier persona muere o sufre lesiones graves a consecuencia de hallarse en la aeronave, sobre la misma, o incluso las partes que se hayan desprendido de la aeronave o por exposición directa del chorro de un reactor.
- b) **La aeronave tiene daños o roturas estructurales que afectan adversamente a su resistencia estructural y sus características de vuelo y que normalmente exigen una reparación importante o el cambio del componente afectado**, excepto por falla o daño del motor, cuando el daño se limita al motor, su capota o sus accesorios; o por daños limitados en las hélices, extremo de ala, antenas, neumáticos, frenos o carenas, pequeñas abolladuras o perforaciones en el revestimiento de la aeronave; o
- c) La aeronave desaparece o es totalmente inaccesible. Se considera desaparecida cuando se da por terminada la búsqueda oficial y no se han localizado los restos. Se incluyen en esta definición los accidentes de paracaídas y los accidentes ocasionados por el uso de grupos moto propulsores, así como accidentes ocasionados por el transporte de mercancías peligrosas por vía aérea. (RAC 13, pagina No. 2)

**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. 1)

**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.

**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 21.150-152.

**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, Capítulo 1 página No. 5).

**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; o
- 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); o
- c) Ocasione laceraciones que den lugar a hemorragias graves, lesiones a nervios, músculos o tendones; o
- d) Ocasione daños a cualquier órgano interno; o
- 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, 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. 4).

**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 guión 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).



### **ABREVIATURAS:**

<b>ATC:</b>	Air Traffic Controller.
<b>ANEGADA:</b>	aéreas saturadas o inundadas de agua u otro liquido.
<b>COA:</b>	Certificado de Operador Aéreo.
<b>DGAC:</b>	Dirección General de Aeronáutica Civil.
<b>ELT:</b>	Emergency Locator Transmitter.
<b>EXTRADÓS:</b>	Parte superior de la superficie alar.
<b>FCU:</b>	Fuel Control Unit. Unidad de Control de combustible.
<b>GPS:</b>	Global position System, Sistema de posicionamiento Global.
<b>SVIA:</b>	Investigación de Accidentes y Seguridad de Vuelo.
<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>PCLH:</b>	Place Cabin Landplane Helicopter.
<b>PIC:</b>	Pilot in Command (Piloto en comando).
<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 del mar.
<b>TDR:</b>	Tiempo desde reparación.
<b>TBO:</b>	Time Between Overhaul.
<b>VNO:</b>	Velocidad normal de operación.

## **INFORME FINAL DEL ACCIDENTE DEL HELICÓPTERO MATRÍCULA TG-BGM**

### **1.00. INFORMACIÓN FACTUAL:**

<b>Marca:</b>	Bell Helicopter Textron Canada Limited 12800 Rue De L' Avenir Mirabel, Quebec J7J IR4 Canada.
<b>Fabricante:</b>	Bell Helicopter Textron.
<b>Modelo:</b>	206 L III.
<b>No. De serie:</b>	51448.
<b>Certificado Tipo:</b>	H2SW, Revisión 45, de fecha 13 de Septiembre 2011.
<b>Categoría:</b>	Normal.
<b>Capacidad de Pasajeros:</b>	7 (siete).
<b>Colores:</b>	Blanco, azul y amarillo.



**Certificado de Aeronavegabilidad:** Vigente del 30-04-2011 al 29-04-2012  
Clave Aeronavegabilidad 056227-11-04-132.

**Seguro de la Aeronave:** Vigente del 27 de Agosto 2011 al 27 de Agosto 2012, Seguros G & T Continental, Póliza No. AVG &-561.

**Lugar del Impacto:** Casa No.18 y No.20C, 1ra. Avenida Sur, Municipio de Antigua Guatemala, Departamento de Sacatepéquez.

**Fecha del Accidente:** 15 de Abril de 2012.

**Hora aproximada del Accidente:** 09:15 hora local, 15:15 UTC.

**Coordenadas del Lugar:** N 14°33´ 17.9", W 090° 43´ 46.7".

**Elevación del área del Accidente:** 5,144 pies.

**Propietario:** Orbitron Enterprises Capital Corpotarion, Panamá

**Operador:** Transportes Aéreos Guatemaltecos.

**Piloto al Mando:** **Luis Octavio Gordillo Cruz.**

**Tipo y No. de Licencia:** Comercial/Helicóptero No.226.

<b>Vigencia de Licencia:</b>	Vigente del 22 de Marzo 2012 al 30 de Septiembre 2012.
<b>Horas de Vuelo del Piloto al momento del Accidente:</b>	6,121.5 hrs.
<b>Nacionalidad:</b>	Guatemalteco.
<b>Personas a bordo:</b>	4 (cuatro)
<b>Fase de vuelo en la que ocurrió el accidente:</b>	Sobrevuelo sobre la cabecera departamental de Sacatepéquez.
<b>Horómetro de la aeronave:</b>	1287.7 hrs.
<b>Tiempo total de la Aeronave:</b>	4,346.5 hrs.

#### **1.00.1 SINOPSIS:**

Durante el vuelo del helicóptero matrícula TG-BGM, desde la capital de Guatemala hacia el área de la ciudad de Antigua Guatemala, en cercanía a la Iglesia de San Francisco, aproximadamente a las 9:20 de la mañana, el helicóptero pierde el control y se precipita a tierra, impactando en el techo de dos viviendas de la ciudad, causando daños a los tripulantes y la destrucción del helicóptero.

### **1.00.2 RESEÑA DEL VUELO:**

El helicóptero despegó del Aeropuerto Internacional "La Aurora", en la zona 13 de la ciudad capital de Guatemala, iniciando todos los procesos de operación en las instalaciones de la compañía TAG, (Transportes Aéreos Guatemaltecos), el piloto efectuó su pre-vuelo y verificó la documentación: bitácora de vuelo, reporte meteorológico y en reunión con la tripulación todo lo concerniente a las operaciones de trabajo a realizar, según lo indica en el reporte escrito.

El plan de vuelo fue trasladado a la oficina de AIS, para su coordinación con torre de control, siendo este vuelo de tipo privado, indicando que efectuaría el vuelo hacia el municipio de Antigua Guatemala en el departamento de Sacatepéquez.

El propósito del vuelo según plan de vuelo, efectuar sobre vuelo en Antigua Guatemala y reconocimiento sobre la ciudad de la cabecera departamental de Sacatepéquez, con la intención de realizar tomas de video, el piloto sobrevoló preliminarmente antes de llegar a la ciudad de Antigua Guatemala, el área de los volcanes de Agua, Acatenango y volcán de fuego, posteriormente se dirigió hacia el área de antigua Guatemala, en las cercanías de la iglesia San Francisco, el helicóptero efectúa varios vuelos de forma circular sobre el terreno en distintas aéreas del municipio, al sobrevolar el área de la Iglesia de San Francisco, ubicada sobre la 1ra. Avenida Sur del la ciudad de Antigua Guatemala, el helicóptero pierde el control y se precipita sobre dos viviendas de este sector.

**Anexo "A", plan de vuelo.**

**Ver fotografías No.: de la 1 a la 8.**

Durante la emergencia el piloto y los pasajeros salen heridos, fueron transportados vía aérea a un centro médico en la ciudad capital de Guatemala, con el fin de recibir atención médica hospitalaria.

**Anexo "B", Certificado Tipo de la aeronave.**

**1.00.3 LUGAR DEL ACCIDENTE:**

Durante la emergencia el piloto efectuó el procedimiento de autorotación, sobre las casas en la cercanía de la Iglesia de San Francisco ubicada en la 7ª Calle Oriente y 1ª Avenida sur de dicha ciudad, específicamente sobre la casa identificada con el No. 18 y No. 20C.

**Ver fotografías No: de la 19 a la 22.**

**Anexo "C", Fotografías satelitales del área y mapa de la ciudad.**

**1.01. LESIONES A PERSONAS:**

Al momento del impacto, el piloto y los pasajeros son auxiliados por vecinos del área y trasladados hacia el centro asistencial más cercano para ser estabilizados, antes de su traslado hacia el departamento de Guatemala, para su hospitalización.

**Cuadro de Información**

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

### **1.02. DAÑOS A LA AERONAVE:**

Debido al impacto y la dirección de vuelo del helicóptero, el fuselaje se destruyó de forma total, separándose preliminarmente el botalón de cola del fuselaje, dañando y fracturándose ambas palas del rotor principal en distintas partes, a demás se deformó por compresión, debido al peso de la transmisión y la velocidad de caída sobre el techo de la vivienda resultando como perdida total del helicóptero.

**Ver fotografías No.: 2-4, 49-52.**

### **1.03. OTROS DAÑOS:**

Los daños causados en el área del impacto, fueron en el techo de las viviendas No. 18 y No. 20C de la primera avenida sur, debido al tipo de construcción el cual es de lámina y madera, con paredes de construcción solidas, evitó el desplome al piso del fuselaje del helicóptero, así como también las paredes de las viviendas, ocasionando daños colaterales alrededor de ambas viviendas, sin perdida de ninguna vida humana en ninguna de las dos viviendas.

**Ver fotografías No.: 40-44.**

**Ver anexo "C", fotografías satelitales y mapa de la ciudad.**

### **1.04. INFORMACIÓN PERSONAL DEL PILOTO:**

De acuerdo a la información del departamento de Licencias de la Dirección General de Aeronáutica Civil, el piloto nació el 30 de septiembre del año 1959, teniendo a la fecha del accidente 53 años de edad.



El 8 de febrero 1990, el piloto solicita a la Dirección General de Aeronáutica Civil la licencia con habilitación de piloto aviador comercial de helicóptero, presentado su certificación como piloto aviador de la Fuerza Aérea Guatemalteca y demás documentación requeridos para el proceso, entregándole dicha licencia y su respectivo certificado médico el mismo día de la solicitud.

El 2 de noviembre 1994 recibió sus habilitaciones de instrumentos, fumigación aérea e instructor de vuelo.

El 28 de octubre 2001, dentro de los archivos del Departamento de Licencias y Departamento de Seguridad de Vuelo e Investigación de Accidentes, consta que el piloto tuvo un incidente en vuelo por condiciones climatológicas, desviando el vuelo proveniente desde el Río Sarstún en el departamento de Izabal, frontera con Belice hasta llegar a 7 millas del Pozo Xan, localizado en el departamento de Petén.

El 13 de septiembre 2011, recibió una verificación recurrente pro-eficiencia para tripulaciones de vuelo de Helicóptero, por parte de la empresa de Transportes Aéreos Guatemaltecos (TAG), el piloto verificador, licencia de instructor de vuelo No. 302, finalizó el entrenamiento el día 13 de octubre del mismo año.

El 30 de enero 2012, recibió una verificación recurrente pro-eficiencia para tripulaciones de vuelo de Helicóptero por parte de la empresa de TAG, Siendo el piloto verificador, con licencia de instructor de vuelo No. 302.

Los procesos de actualización y renovación de las habilitaciones como piloto comercial de helicópteros, se efectuaron de acuerdo a los procedimientos del Departamento de Licencias de la Dirección General de Aeronáutica Civil del estado de Guatemala.

**Anexo "D", Ultima Hoja de la bitácora de vuelo del piloto.**

**Anexo "E", Perfil del Piloto.**



Según la bitácora de horas de vuelo del piloto ha volado previo al accidente:

- Horas voladas en las últimas 24 horas: 001.5 hrs.
- Horas voladas en los últimos 7 días: 013.3 hrs.
- Horas voladas en los últimos 30 días: 048.2 hrs.
- Horas voladas en los últimos 6 meses: 207.9 hrs.
- Horas voladas en los últimos 12 meses: 416.3 hrs.

Horas voladas en tipo y marca de los últimos 6 meses: **176.8 hrs.**

**\*Valores expresados en horas y décimas de minutos.  
Ver anexo "D", última hoja de bitácora de vuelo del piloto.**

#### **1.04.1 INFORMACIÓN PERSONAL DEL CO-PILOTO:**

No aplica.

#### **1.05. INFORMACIÓN DE LA AERONAVE:**

La importación del helicóptero se efectuó a nombre de la Empresa Bella Vista, desde los Estados Unidos de Norte América, extendiéndole dicho certificado el 28 de mayo de 1991 por parte de la FAA, efectuaron la primera inspección el 24 de julio del mismo año, para la extensión de su certificado de Aeronavegabilidad al matricularse en Guatemala con las siglas TG-MUK, con No. 51448 serie del fuselaje.

El 15 de julio 2008 el certificado de matrícula es renovado y actualizado como propietario a Marcavilla, Sociedad Anónima, con la matrícula TG-BGM.

El 28 de abril del año 2010, el certificado de matrícula es renovado y actualizado a nombre de Orbitron Enterprises Capital Corp., teniendo en dicho documento como operador: Transportes Aéreos Guatemaltecos, S.A., conservando la misma matrícula y colores del fuselaje.

De acuerdo a su último certificado de aeronavegabilidad extendido por la Gerencia de Estándares de Vuelo, Departamento de Aeronavegabilidad de la Dirección General de Aeronáutica Civil, cumpliendo con los procesos regulatorios requeridos para la obtención y continuidad su Certificado de Aeronavegabilidad.

**Anexo "B", Certificado tipo de la Aeronave.**

**Anexo "F": Certificado de Aeronavegabilidad, Certificado de Matrícula.**

#### **1.05.1. ANTECEDENTES DE LA AERONAVE:**

Al helicóptero se le efectuó su último servicio de mantenimiento del fabricante de acuerdo al manual de mantenimiento Bell, el 12 de marzo 2012, por parte del taller Aeronáutico DGAC/G-039-2003, con un tiempo total de 4,307.34 horas, teniendo disponible un total de 11.9 horas para su próximo servicio.

**Anexo "G", Último Reporte de Mantenimiento efectuado a la Aeronave.**

#### **1.05.2. MOTOR Y ROTORES:**

**Motor:**

Marca o Fabricante:	Rolls-Royce
Tipo o modelo:	250-C30P
Serie:	CAE-895517
Tiempo total:	4264.6 Hrs.
Tiempo desde reparación:	50.2 hrs.

**Rotor Principal:**

Marca o Fabricante:	Bell Helicopters
Tipo o modelo:	206-011-100-151
Modelo/Serie:	HB-40
Tiempo total:	3316.4
Tiempo desde reparación:	1030.1

**Rotor de cola:**

Marca o Fabricante:	Bell Helicopters
Tipo o modelo:	206-011-810-153
Modelo/Serie:	A-6205
Tiempo total:	3316.4
Tiempo desde reparación:	1030.1

**Ver anexo "H": Último mantenimiento efectuado al Motor.**

**1.05.3 COMBUSTIBLE:**

El helicóptero utilizó el tipo de combustible recomendado por el fabricante el cual es denominado JET-A1, de acuerdo al manual del operador de la aeronave, al momento del accidente el piloto reportó un agregado de 30.6 galones para un total de 90.0 galones de combustible a bordo al momento del despegue, se verificó la existencia de combustible dentro de los tanques del helicóptero drenando un total de 45.0 galones durante la inspección técnica por accidente.

**1.05.4 EQUIPO AUXILIAR:**

El helicóptero estaba equipado con una cámara de video en la parte frontal externa del fuselaje con monitor y controles dentro de la cabina de pasajeros, específicamente en el asiento frontal izquierdo, el cableado que conecta la cámara con los controles fue encontrado asegurado en la parte externa del fuselaje.

**Ver fotografías No.: 27-36**

Este equipo se encuentra certificado para su instalación por parte de un Certificado Tipo Suplementario (STC), bajo el No. SR01654LA del Departamento de Transporte-Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos de Norte América.

**Ver anexo "I", Certificado Tipo Suplementario NO. STC SR01654LA**

La instalación del sistema de cámara Airfilm AF-G1-006 fue certificada el 14 de abril 2012 por parte del Taller Aeronáutico Transportes Aéreos Guatemaltecos DGAC/G-039-2003 de acuerdo al documento STC SR01654LA.

**1.05.5 DEFECTOS:**

No aplica.

**1.05.6 PESO, CARGA Y BALANCE:**

Según el peso y balance del helicóptero realizado el día 15 de abril 2012 por Transportes Aéreos Guatemaltecos "TAG", indica que el centro de gravedad se encontraba dentro de los límites permitidos, después de la instalación del sistema de cámara Airfilm AF-G1006, esto para efectuar vuelos normales sobre los límites permitidos del manual de vuelo del helicóptero.

**Anexo "O", peso, balance y cuadros de efectividad de vuelo.**

**1.06. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:**

La información del estado del tiempo suministrada por el instituto Nacional de Sismología, Vulcanología, Meteorología e Hidrología –INSIVUMEH-, del Ministerio de Comunicaciones, Infraestructura y Vivienda de Guatemala, observaciones realizadas desde la estación "La Aurora", en la zona 13 de la ciudad capital de Guatemala, debido a la ausencia de estación en la Ciudad de Antigua Guatemala, siendo la siguiente:

**Día 15 de abril**

**08:00 horas:**

**00000KT 9999 FEW018 18/15 Q1025 A30.27 FEW200=**

Viento calmado, visibilidad horizontal mayor a diez kilómetros, pocas nubes a 1,800.0 pies de altura, temperatura ambiente 18° centígrados, temperatura punto de rocío 15° centígrados, altímetro Q1025 milibares, en pulgadas 30.27, pocas nubes a 20,000.0 de altura.

**9:00 horas**

**17006KT 9999 FEW018 20/15 Q1025 A30.27 FEW200=**

Viento de dirección Sur, velocidad de 6 nudos, visibilidad horizontal mayor a diez kilómetros, pocas nubes a 1,800.0 pies de altura, temperatura ambiente 20° centígrados, temperatura punto de rocío 15° centígrados, altímetro Q1025 milibares, en pulgadas 30.27, pocas nubes a 20,000.0 pies de altura.

**10:00 horas**

**18008KT 9999 SCT018 22/16 Q1025 A30.27=**

Viento de dirección Sur, velocidad de 8 nudos, visibilidad horizontal mayor a diez kilómetros, nubosidad dispersa a 1,800 pies de altura, temperatura ambiente 22° centígrados, temperatura punto de rocío 16° centígrados, altímetro Q1025 milibares, en pulgadas 30.27.

**Anexo "J": Reporte de Meteorología por INSIVUMEH.**

### **1.07. AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN:**

Los servicios de control de Tránsito Aéreo, como torre de control y servicios de radar no reportaron ningún inconveniente en su funcionamiento en ninguna de las torres, el día del accidente, teniendo el piloto disponible cualquier ayuda que pudiera ser requerida por los servicios de Navegación Aérea de Guatemala.

#### **1.08. COMUNICACIONES:**

Las comunicaciones de radio establecidas preliminarmente con control terrestre "La Aurora" en la frecuencia 121.9, fueron de acuerdo a lo regulado y establecido por los servicios de control de Tránsito Aéreo, en superficie, seguidamente es trasferido a frecuencia Torre Aurora en 118.1, en la cual se le autoriza el despegue, después de siete minutos es transferido a Guatemala radio en frecuencia 126.9, en la cual el piloto informa su destino, el vuelo sobre los volcanes y el sobrevuelo a mantener en el área de la Ciudad de Antigua Guatemala.

#### **1.09. INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:**

No aplica.

#### **1.10. REGISTRADORES DE VUELO:**

No aplica.

#### **1.11. INFORMACIÓN DE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y DEL IMPACTO:**

La autorotación efectuada por el piloto, debido a la ausencia de áreas abiertas sin construcción y el efecto de espiral sucedido durante dicha emergencia, provocó el helicóptero impacto sobre dos viviendas, descendiendo abruptamente la parte del fuselaje principal sobre una de ellas y la sección del fuselaje denominado botalón de cola en la otra vivienda.

Al impactar con el techo de la vivienda donde quedo la cabina de tripulación y pasajeros, el tren de aterrizaje se fractura completamente debido a las fuerzas de caída desarrolladas durante la emergencia.

El tren de aterrizaje del helicóptero está compuesto por dos equis(X) que se encuentran longitudinalmente uno a cada lado del helicóptero, dos tubos cruzados lateralmente por debajo del fuselaje, que proveen de soporte a la estructura general del fuselaje directamente sobre el conjunto del tren de aterrizaje. Durante la inspección se comprobó la fractura de uno de tubos cruzados, debido a las fuerzas de presión que soportaron dichos componentes.

En el botalón de cola se pudo observar la fractura de los estabilizadores verticales instalados en el estabilizador horizontal, mostró la fuerza de rotación de las palas principales al momento de impactar el fuselaje del helicóptero con el techo de las viviendas.

**Ver fotografías No.: 9-12.**

Los tubos de control en el yugo o Hub del rotor principal debido a las fuerzas súbitas de parda se fracturaron, al impactar en uno de los muros de la vivienda. Las palas de rotor principal recibieron daño catastrófico al impactar contra la estructura de paredes y techo de las viviendas al igual que las palas del rotor de cola.

**Ver fotografías No.: 37-40,**

El motor y la transmisión principal fueron separadas parcialmente de su posición original debido al impacto, la deformación de la cabina de la tripulación y de pasajeros de debió al impacto por compresión del peso de los componentes y la distancia de caída vertical del fuselaje del helicóptero.

### **1.12. INCENDIOS:**

Al momento del impacto no se produjo ningún tipo de conato de incendio, sin embargo los bomberos de la ciudad de Antigua Guatemala, procedieron a rociar agua sobre los restos del helicóptero para prevenir cualquier posible incendio.

### **1.13. SUPERVIVENCIA:**

Posterior al impacto con el techo de las viviendas, el piloto y los pasajeros fueron rescatados por personas que acudieron al área de la emergencia y posteriormente por bomberos locales quienes los trasladaron a un Centro Asistencial cercano.

### **1.14. ENSAYOS E INVESTIGACIONES:**

Los datos, fotografías e incluso las entrevistas personales fueron tomados en el lugar del accidente, la información técnica de la aeronave y sus componentes fueron obtenidos a través de los libros, bitácoras de mantenimiento y manuales del fabricante.

#### **1.14.1 ENSAYO DE INVESTIGACIÓN DEL COMPRESOR DE LA TURBINA:**

El piloto no reportó ningún mal funcionamiento del motor previo al accidente, durante la inspección física en el área del accidente se observó la deformación de la cámara de combustión en la parte posterior, sin daños a componentes periféricos del motor evidencia de daño previo al accidente.



Las notas de campo efectuadas por el Investigador de la compañía Rolls-Royce en Guatemala, revelan daño posterior al impacto del helicóptero en el motor, indicando que se encontró completo con los accesorios y con daños substanciales por paro repentino y por impacto en el área del accidente.

**Ver fotografías No.: 53-56.**

**Anexo "K". Reporte del investigador de Roll-Royce.**

#### **1.15. INFORMACIÓN SOBRE ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN:**

La empresa de Transportes Aéreos Guatemaltecos "TAG", ofrece traslado de personal y carga de forma remunerada desde el Aeropuerto Internacional "La Aurora" al interior de la República de Guatemala, según la necesidad de traslado del cliente, en el área nacional.

El día 15 de abril 2011, el helicóptero **TG-BMG**, fue requerido para efectuar toma de videos y fotografías a los volcanes y áreas de la ciudad de Antigua Guatemala, por parte de la empresa Transportes Aéreos Guatemaltecos "TAG", en el vuelo hacia su destino recorre el itinerario previsto, sobrevolando el área del casco urbano de la ciudad de Antigua, y los volcanes cercanos al área.

#### **1.16. INFORMACIÓN ADICIONAL:**

Ninguna.

### **1.17. TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES Y EFICACES:**

Las hipótesis planteadas fueron eliminadas, de acuerdo a los hallazgos y factores colaboradores, evidencias encontradas en el área del accidente durante la investigación, estableciendo las posibles causas, de acuerdo a las técnicas de investigación utilizadas para el caso, durante el proceso de investigación se utilizaron los métodos de: observación directa, procesamiento de datos por el método deductivo a lo directo, con bases analíticas en el campo de conocimiento técnico y operacional.

### 1.18. INFORME FOTOGRÁFICO:



**Fotografía No. 1**

Vista Frontal del Helicóptero.



**Fotografía No. 2**

Vista lateral izquierda.

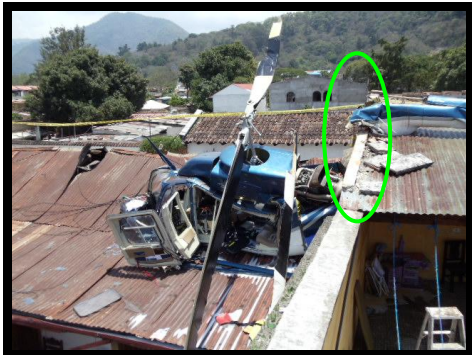


**Fotografía No. 3**

Vista del fuselaje y la sección de cabina aplastada por compresión.



**Fotografía No. 4**



**Fotografía No. 5**



**Fotografía No. 6**

Vista lateral izquierda con la sección del botalón de cola desprendido.



**Fotografía No. 7**



**Fotografía No. 8**

Vista lateral derecha del fuselaje del helicóptero.



**Fotografía No. 9**



**Fotografía No. 10**

Vista del botalón de cola desprendido.



**Fotografía No. 11**



**Fotografía No. 12**

Vista del botalón de cola con daño en los estabilizadores verticales.



**Fotografía No. 13**



**Fotografía No. 14**

Vista de los ejes del tren de potencia sin daños por torsión.

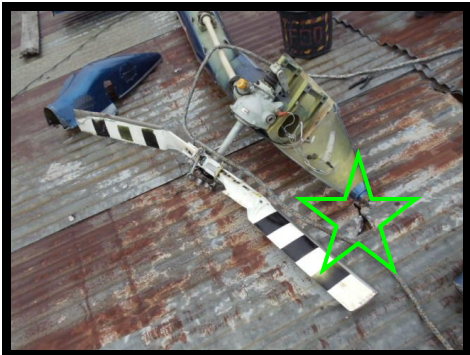


**Fotografía No. 15**



**Fotografía No. 16**

Vista del botalón de cola separado del fuselaje principal por impacto.



**Fotografía No. 17**

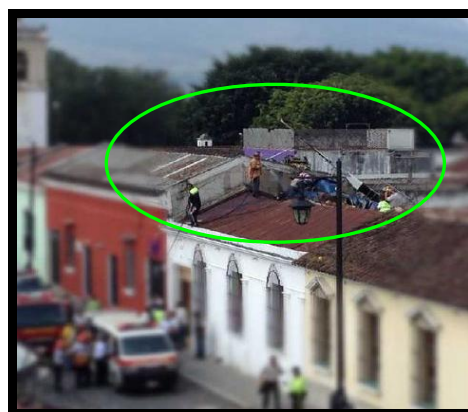


**Fotografía No. 18**

Vista del la caja de engranajes de 90° y pala del rotor de cola con daños por impacto a la vivienda.



**Fotografía No. 19**



**Fotografía No. 20**

Foto panorámica del área del accidente y la iglesia San francisco.



**Fotografía No. 21**



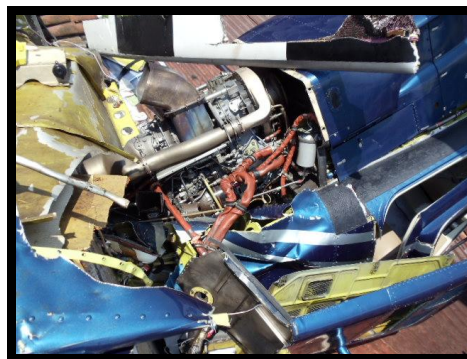
**Fotografía No. 22**

Vista panorámica del área sobre las dos viviendas en donde ocurrió el accidente.



**Fotografía No. 23**

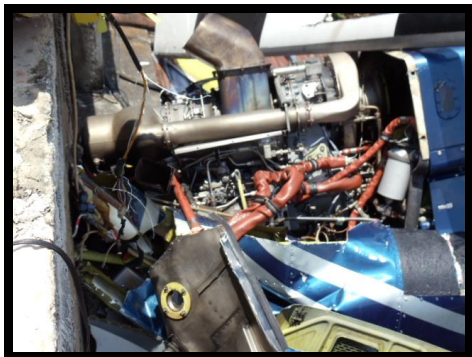
Vista del motor pegado a la pared.



**Fotografía No. 24**

Vista lateral derecha del motor





**Fotografía No. 25**



**Fotografía No. 26**

Vista general del motor lado derecho.



**Fotografía No. 27**



**Fotografía No. 28**

Vista frontal de fuselaje con la cámara de video.



**Fotografía No. 29**



**Fotografía No. 30**

Vista cercana de la cámara Airfilm instalada en el Helicóptero.



**Fotografía No. 31**



**Fotografía No. 32**

Vista de la cara al ser removida del área del accidente.



**Fotografía No.: 33**

Consola de control de la videocámara.



**Fotografía No.: 34**

Monitor de video del equipo



**Fotografía No. 35**

Equipo de control de cámara.



**Fotografía No. 36**

Dispositivos de cámara de video.

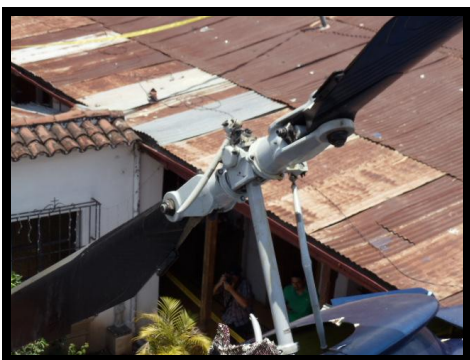


**Fotografía No. 37**



**Fotografía No. 38**

Vista del Rotor Principal y mástil del helicóptero.



**Fotografía No. 39**



**Fotografía No. 40**

Vista de los daños al rotor Principal en los tubos de control.



**Fotografía No. 41**



**Fotografía No. 42**

Vista de los daño a la pala del rotor principal e impacto contra la pared.



**Fotografía No. 43**



**Fotografía No. 44**

Vista de los daños y fractura a las paras del rotor principal.



**Fotografía No. 45**



**Fotografía No. 46**

Daños observados a las palas del rotor principal al ser removidas.



**Fotografía No. 47**



**Fotografía No. 48**

Vista del ELT, el cual se encontró operando pero si señas que se pudiera rastrear.



**Fotografía No. 49**



**Fotografía No. 50**

Vista frontal del fuselaje.



**Fotografía No. 51**



**Fotografía No. 52**

Vista lateral del fuselaje.



**Fotografía No. 53**

Vista lateral derecha del motor



**Fotografía No. 54**

Vista frontal del motor.



**Fotografía No. 55**

Vista lateral izquierda del motor



**Fotografía No. 56**

Vista posterior del motor.





**Fotografía No. 57**



**Fotografía No. 58**

Vista de palomas de castilla



**Fotografía No. 59**



**Fotografía No. 60**

Vista de cercana de las palomas de castilla.

## **2.0 ANÁLISIS:**

La información para el presente informe, fue recolectada en el área del accidente a través de fotografías, entrevistas escritas y grabaciones, la documentación analizada de la aeronave, en el Departamento de Seguridad de Vuelo e Investigación de Accidentes fue suministrada por el operador, la Biblioteca Técnica de la Dirección General de Aeronáutica Civil, fabricante, manual de vuelo y mantenimiento de la misma. Los criterios tomados para el análisis, fueron consensuados por parte de pilotos y técnicos del ámbito aeronáutico conjuntamente con el Departamento de Seguridad de Vuelo e Investigación de Accidentes.

### **2.1. INFORMACIÓN PERSONAL:**

El piloto contaba con las habilitaciones correspondientes para efectuar vuelos comerciales con pasajeros, licencia vigente.

Las horas de vuelo computadas dentro de la bitácora de vuelo demuestra la experiencia en el tipo de helicóptero 206 L-III, la última pro-eficiencia fue realizada por helicópteros 206L el 30 de enero 2012.

#### **Anexo "E", Perfil del piloto.**

### **2.2. INFORMACIÓN DE LA AERONAVE:**

Los procesos de investigación fueron efectuados en el área de resguardo dentro de las instalaciones de la Empresa Transportes Aéreos Guatemaltecos "TAG", con un técnico representante de la fábrica de los motores y un técnico de mantenimiento para el desarme e inspección de componentes del motor, sistema de combustible y sistemas de controles del motor.

De acuerdo a la información recolectada el helicóptero se encontraba efectuando vuelos sobre la ciudad de Antigua Guatemala a baja velocidad lo que aumenta las posibilidades de una pérdida de efectividad del rotor de cola y la consecuente pérdida de control del helicóptero.

La pérdida de efectividad del rotor de cola se puede describir como la velocidad crítica que afecta la aerodinámica del helicóptero, resultando en la condición de pérdida inadvertida del comando del rotor de cola, haciendo girar el fuselaje hacia la derecha sin control.

Las condiciones de pérdida de efectividad de rotor de cola afecta a los helicópteros con sistema de rotores convencionales (un principal y un rotor de cola) cuando se presentan ciertas condiciones y se unen al diseño y características del helicóptero en particular.

La demanda de torque o fuerza contraria a baja velocidad o en vuelo estacionario (Hover), y un viento relativo menor, resulta en el aumento de presión sobre el pedal izquierdo hasta llegar a su tope y perder control, este fenómeno lleva al fuselaje a girar de forma inadvertida, haciendo que el piloto pierda el control del helicóptero. Varios factores son responsables de la pérdida efectividad del rotor de cola, como por ejemplo: velocidad del viento, interfiere con la velocidad de las palas del rotor de cola, las corrientes de viento creadas por el rotor principal en su demanda de sustentación en vuelo a baja altura, las turbulencia o fenómenos naturales que afectan directamente al rotor de cola, densidad por altura con exceso de peso, a demás de cualquier posible impacto de ave del cual el piloto no tenga control o visibilidad al efectuar un vuelo estacionario.

Estos ejemplos pueden afectar distintos tipos de helicópteros que tienen en común vuelo a baja altura con efecto de tierra y baja velocidad.

#### **Anexo "L", información de pérdida de efectividad del rotor de cola.**

Los procesos de investigación además confirmaron la presencia de rastros de sangre en el botalón de cola y palas del rotor de cola, estas muestras de sangre fueron evaluadas por el Laboratorio del Museo Nacional de Historia Natural "Smithsoniano" de los Estados Unidos, dando como resultado, sangre de ave (paloma de castilla o paloma común), denominándose en idioma inglés de acuerdo al reporte recibido como "Rock Pigeon" estas aves anidan en Iglesias, casas o lugares altos en la cercanía de poblados debido a la facilidad de conseguir su alimento y ser aves dóciles.

#### **Anexo "M", reporte de ADN de laboratorio.**

Las características de esta ave son: plumaje nacarado y suave, domesticable y comúnmente encontradas en techos de pueblos y ciudades, el peso promedio es de 9.0 onzas o 270.0 gramos.

#### **Ver fotografías No.: 57-60**

Antigua Guatemala es reconocida como Ciudad Colonial de España, por lo que la presencia de Iglesias es numerosa, es común encontrar la paloma de castilla en estas áreas por lo que las tripulaciones de vuelo deben de tomar en cuenta la presencia de este tipo de aves, como peligro latente.

#### **Anexo "C", Fotografías satelitales y mapa de la ciudad.**

La presencia de aves como la paloma de castilla y el sobrevuelo a baja velocidad pudieron ser factores fundamentales en el desarrollo de este accidente.

Se procedió a la inspección física del motor a turbina Roll Royce, no se encontraron evidencias de daños o fallas visuales previas al accidente, rajaduras en tuberías, filtros obstruidos, entrada al compresor u obstrucciones en líneas de aire que pudieran ser factores colaboradores.

**Ver fotografías No.: 53-56.**

Durante la inspección se comprobó el movimiento libre de la rueda del compresor y de las turbinas de potencia internas del motor.

**Ver foto No.: 54.**

No se encontró dentro del historial de mantenimiento del motor, fallas previas al accidente relacionadas con pérdida de potencia.

**Anexo "N", Circular de asesoramiento No. 7**

**Anexo "G", Último reporte de mantenimiento efectuado a la Aeronave.**

### **2.3. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:**

Debido a que la información reportada de las condiciones del ambiente fueron efectuadas desde el la estación del Aeropuerto Internacional "La Aurora" en la ciudad capital, no contribuye para determinar la velocidad y los efectos de viento existentes en la ciudad de Antigua Guatemala.

El reporte no evidencia el ingreso de fenómenos naturales como tormentas, masas de viento en movimiento o el ingreso de frentes de baja o alta presión al Estado de Guatemala.

**Anexo "J": Reporte de Meteorología por parte de INSIVUMEH**

#### **2.4. AYUDAS PARA LA NAVEGACION:**

No aplica.

#### **2.5. COMUNICACIONES:**

No aplica.

#### **2.6. INFORMACIÓN DE AERÓDROMO:**

No aplica.

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

No aplica por el tipo de aeronave.

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

Debido a la poca altura de vuelo sobre la ciudad de Antigua Guatemala, el impacto del fuselaje en contra de las viviendas permitió la supervivencia del piloto y la de los pasajeros del helicóptero, por el contrario una caída súbita afecta las posibilidades de supervivencia las cuales hubieran sido nulas, debido a la gravedad y el impacto del fuselaje con el terreno.

Los componentes dinámicos del helicóptero: la transmisión principal de la caja de accesorios del motor, caja de engranajes del rotor de cola deberán ser reparados o desechados de acuerdo a las especificaciones o recomendaciones del fabricante Bell Helicopters Textron Inc.

El fuselaje muestra la caída vertical del helicóptero, lo que ocasionó la fractura y separación súbita del botalón de cola, un corte vertical del fuselaje, si hubiera existido desplazamiento horizontal del helicóptero el impacto hubiera sido en varias viviendas.

### **2.9.1 MANTENIMIENTO:**

De acuerdo a la documentación recolectada, al helicóptero le fue removida la transmisión principal el día 8 de abril, e instala posteriormente debido a trabajos de mantenimiento y le efectuaron pruebas en tierra y aire para retornarlo al servicio.

El mantenimiento preventivo fue efectuado de acuerdo al programa de mantenimiento del fabricante Bell Helicopters Textron.

**Anexo "G": Ultimo reporte de mantenimiento efectuado a la aeronave.**

### **2.9.2 EQUIPAJE:**

No aplica.

### **2.9.3. APRECIACIÓN DEL ÁREA DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA:**

No aplica.

## **3.00 CONCLUSIONES:**

El helicóptero se encontraba disponible, equipado y con mantenimiento de acuerdo a las regulaciones de Aviación Civil vigentes.

Los documentos de abordo, como el certificado de aeronavegabilidad, certificado de matrícula y seguro fueron revisados en el área del accidente, los cuales se encuentran vigentes.

El peso y el centro de gravedad del helicóptero correspondían a los límites prescritos por el manual de vuelo y los procedimientos internos de la compañía para vuelos rectos y nivelados.

**Ver anexo "O", Peso, balance y cuadros de efectividad de vuelo.**

No se evidenció ningún vestigio de defecto, falla o mal funcionamiento del helicóptero o en uno de sus sistemas que pudieran haber contribuido al accidente.

El fuselaje del helicóptero fue destruido por las fuerzas de impacto contra el techo de las viviendas.

Dentro de los tanques de combustible del fuselaje del helicóptero no se encontró contaminado el combustible y era del grado recomendado por el fabricante.

Las palas del rotor principal manifestaban daños substanciales a lo largo de la cuerda y daños de torsión en el mástil, indicativos de que el motor se encontraba emitiendo potencia en el momento del impacto.

El piloto mantuvo la radiocomunicaciones normales con los servicios de control de tránsito aéreo.

El vuelo del helicóptero sobre la ciudad de Antigua no se estaba efectuando a suficiente altura para lograr una recuperación efectiva, posterior a la pérdida de control o como para evitar la presencia de aves locales.

La decisión del piloto al efectuar la autorotación sobre las viviendas aumentó el factor de sobrevivencia de la tripulación, salvaguardando la vida de los pasajeros.



### **3.01 CAUSAS PROBABLES:**

El vuelo a baja altura y poca velocidad aumentó el riesgo de la pérdida de efectividad del rotor de cola y la demanda de potencia del helicóptero para mantener un vuelo lento.

Debido al diseño estructural del helicóptero, la incidencia de pérdida de control y la posible presencia de vientos rachados provocó la pérdida de control del rotor de cola precipitándolo a tierra sin control.

**Ver fotografía No.: 19-22.**

**Anexo "C", Fotografía satelitales y mapa de la ciudad.**

### **3.02 FACTORES CONTRIBUYENTES:**

La altitud mínima de Seguridad descrita en el reglamento del aire RAC 02.119, indica que los helicópteros pueden ser operados a menos del mínimo prescrito, eso implicó un descenso mas allá de lo estipulado, no permitiéndole al piloto efectuar una maniobra en la emergencia para alejarse de las zonas pobladas.

La presencia de aves e impacto contra la aeronave afecta las maniobras de vuelo normal, aunque la paloma de castilla no tiene una masa corporal que incida al impactar contra el rotor de cola, puede colaborar en la pérdida de efectividad de rotor de cola provocando la pérdida de control.

#### **4.00 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD:**

Efectuar vuelos sobre los límites descritos en los manuales y regulaciones de Aviación Civil, contemplando la altura de seguridad para prever cualquier falla operacional o técnica que se presente en vuelo y efectuar un aterrizaje seguro por cualquier emergencia.

Implementar un programa de prevención bajo sistema de SSP (STATE SAFETY PROGRAM), ya que las condiciones donde la altura por densidad y el peso, resulta un factor de riesgo para las operaciones aéreas en helicópteros.

#### **5.00 ANEXOS**

C. c. archivo

**ANEXO "A"**  
**PLAN DE VUELO**  
**DE LA AERONAVE**

Tipo o condición del vuelo	IFR	<input checked="" type="checkbox"/> VFR
----------------------------	-----	---





Color de la Aeronave Color of Aircraft	A201-GCS Blanco
---	--------------------

PLAN DE VUELO  
(FLIGHT PLAN)

DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL  
REPÚBLICA DE GUATEMALA

1. Matrícula de la Aeronave Registration Number of Aircraft <b>TG-BGM</b>		2. Tipo de Aeronave Type of Aircraft <b>Bell 206</b>		3. Operador y No. de Vuelo Operator and flight Number <b>226</b>					
4. Combustible a bordo hrs Fuel on board - hrs <b>03 + 30</b>		5. Personas a bordo Persons on board <b>04</b>		6. Nombre del piloto Pilot's name <b>Luis Goddillo</b>					
7. Lugar de Salida Point of departure <b>MGGT</b>		EDT <b>13:45</b>	ATD	8. Lugar de destino Point of destination <b>Sobre Vuelo Antigua Guatemala</b>		ETE <b>00:30</b>	ATA	9. Aeropuerto Alterno Alternate Airport	
10. Ruta Route <b>Aur</b>		<b>DCT</b>	<b>Sobre Vuelo Antigua Guatemala</b>		Altitud Altitude <b>AGL</b>	<b>1,000</b>			
Velocidad Speed <b>110 KT</b>		Frecuencias Frequency <b>STD K</b>		<b>(EL)</b>		Equipo de Navegación Nav Equipment ADF <input type="checkbox"/> <b>VOR</b> <input checked="" type="checkbox"/> ILS <input type="checkbox"/> TACAN <input type="checkbox"/>			

Fecha Date <b>15-04-2012</b>	 11 FIRMA DEL PILOTO O REPRESENTANTE Pilot signature or Representative		 AUTORIZADO POR <b>Pisuelo</b>	
12 Observaciones REMARKS <b>David Stump - Michael Boldy Andres Garcia</b>				

**ANEXO "B"**  
**CERTIFICADO TIPO**  
**DE LA AERONAVE**

TE-BGM

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION  
FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION

H2SW  
REVISION 45  
BELL  
206  
206A  
206A-1(OH-58A)  
206B  
206B-1  
206L  
206L-1  
206L-3  
206L-4  
407  
September 13, 2011

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 4PCUH (Normal Category), Approved April 28, 1964.

Serial Nos. eligible No eligible serial numbers exist.

II - Model 206A 5PCUH (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
<b>250-C18 and 250-C18B</b>				
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	45	41	43	43	43	38	43	44	44	41	45	43	44	44	45	40	43	43	43	44	45

**VII - Model 206L-1** (cont'd)

C.G. Range	(External Loading) Forward Limit (+118) up to 2,800 lbs. changing linearly to (+119.2) at 4,250 lbs. Aft Limit (+128.5) up to 2,900 lbs. changing linearly to (+126.7) at 4,250 lbs.
	(b) Lateral C.G. Limits Left 4.0 inches Right 3.5 inches
Empty weight C.G. range	Refer to Section 8 of the appropriate Model Maintenance Manual
Maximum Weight	4,050 lbs (Internal Loading) 4,250 lbs (External Loading) 4450 lbs (Internal Loading) See Note 40 4550 lbs (External Loading) See Note 40
Minimum Crew	1 at (+65.0)
Passengers	1 at (+65.0), 2 at (+91.0), and 3 at (+129.0)
Maximum Cargo	See Rotorcraft Flight Manual for loading schedule
Fuel Capacity	98.4 gallons (+130.4); unusable fuel, 1 gallon at (+94)
Oil Capacity	5.5 quarts (+205.0); usable oil, 2 quarts (included in capacity); undrainable oil, 1.6 lbs (+192)
Rotor blade and Control Movement	For rigging information refer to the 206L-1 Maintenance Manual
Serial Nos. eligible	45154 thru 45790 except 45237, 45526, 45739

**VIII - Model 206L-3 7PCLH (Normal Category). Approved December 10, 1981.**

Engine	Rolls-Royce (Allison) Model 250-C30P with Bendix Gas Producer Fuel Control DP-VI. Engine Type Certificate E1GL.
Fuel	ASTM-D-6615 Type Jet B; ASTM-D-1655 Type Jet A and 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 mixtures and fuel temperature limitations. (See Note 8)

Engine Limits (See Note 28)	Torque Pressure	Output Shaft Speed	Turbine Out Temp	Gas Gen. Speed
Takeoff (5 min.)	100% (62 psi) 435 shp	100% (6,016 rpm)	768°C (1,414°F)	105% (53,550 rpm)
Max. Continuous	85%(53 psi) 370 shp	100% (6,016 rpm)	716°C (1,320°F)	105% (53,550 rpm)

(See Rotorcraft Flight Manual for Transient Limits)

Rotor limits	Power Off	Power On
	Maximum 422 rpm (Dual Tach Reading 107%) Minimum 355 rpm (Dual Tach Reading 90%)	Maximum 395 rpm (Dual Tach Reading 100%) Minimum 382 rpm (Dual Tach Reading 97%)

VIII - Model 2061-3 (cont'd)

Airspeed limits	Basic VNE is 130 KIAS sea level to 3,000 feet density altitude. Decrease VNE for ambient conditions in accordance with Airspeed Limitation Placard in the FAA approved Rotorcraft Flight Manual, dated December 9, 1981.
C.G. range	(a) Longitudinal C.G. Limits. (See Note 19.) (Internal Loading) Forward Limit (+118) up to 2,800 lbs. changing linearly to (+119.1) at 4,150 lbs. Aft Limit (+128.5) up to 2,900 lbs. changing linearly to (+126.85) at 4,150 lbs. (External Loading) Forward Limit (+118) up to 2,800 lbs. changing linearly to (+119.2) at 4,250 lbs. Aft Limit (+128.5) up to 2,900 lbs. changing linearly to (+126.7) at 4,250 lbs.  (b) Lateral C.G. Limits Left     4.0 inches Right    3.5 inches
Empty weight C.G. range	Refer to Section 8 of the appropriate Model Maintenance Manual.
Maximum Weight	4,150 lbs (Internal Loading) 4,250 lbs (External Loading) 4,450 lbs (Internal Loading) See Note 40 4,550 lbs (External Loading) See Note 40
Minimum Crew	1 at (+65.0)
Passengers	1 at (+65.0), 2 at (+91.0), and 3 at (+129.0)
Maximum Cargo	See Rotorcraft Flight Manual for loading schedule
Fuel Capacity	110.7 gallons (+131.7); unusable fuel, 1 gallon at (+94)
Oil Capacity	5.5 quarts (+205.0); usable oil, 2 quarts (included in capacity); undrainable oil, 1.6 lbs (+192)
Rotor blade and Control Movement	For rigging information refer to the 2061-3 Maintenance Manual
Serial Nos. eligible	51001 thru 51612 except 51272, 51442

IX - MODEL 2061-4 7PCLH (Normal Category), Approved October 2, 1992

Engine	Rolls-Royce (Allison) Model 250-C30P with Bendix Gas Producer Fuel Control DP-VI Engine Type Certificate No. L1GL			
Fuel	ASTM-D-6615 Type Jet B, ASTM-D-1655 Type Jet A and A-1; MIL-T-5624 Grade JP-4 (NA TO F-40); MIL-T-5624 Grade JP-5 (NA TO F-44), and MIL-T-83133 Grade JP-8 (NA TO F-34). See Rotorcraft Flight Manual for fuel mixtures and fuel temperature limitations. (See Note 8)			
Engine Limits	Torque Pressure	Output Shaft Speed	Turbine Out Temp	Gas Gen Speed
Takeoff (5 min)	100%(71.4 psi) 495 shp	101% (6,076 rpm)	768°C (1,414°F)	105% (53,550 rpm)



**ANEXO "C"**  
**FOTOGRAFÍAS**  
**SATELITALES Y**  
**MAPA DE LA**  
**CIUDAD**

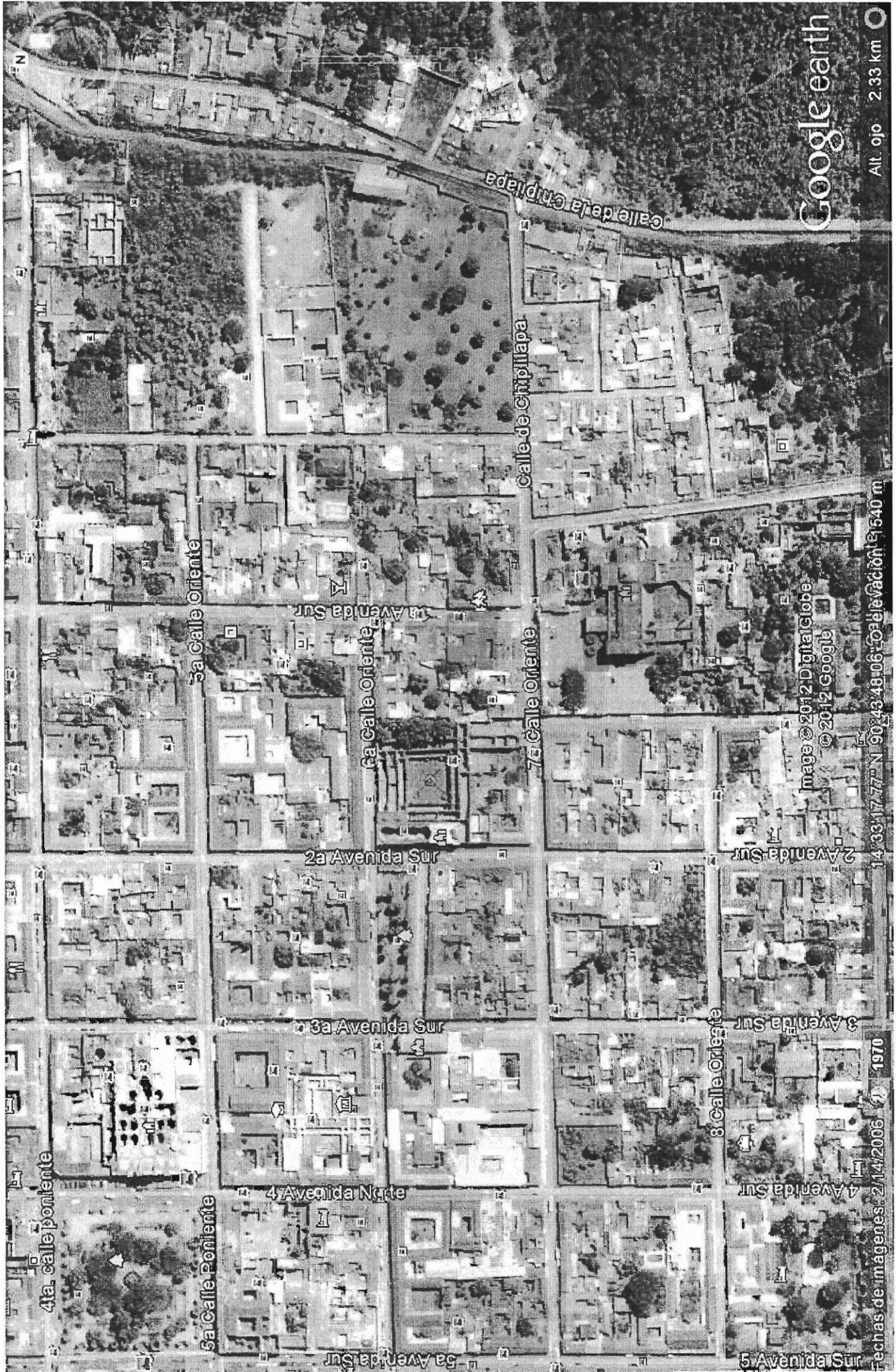
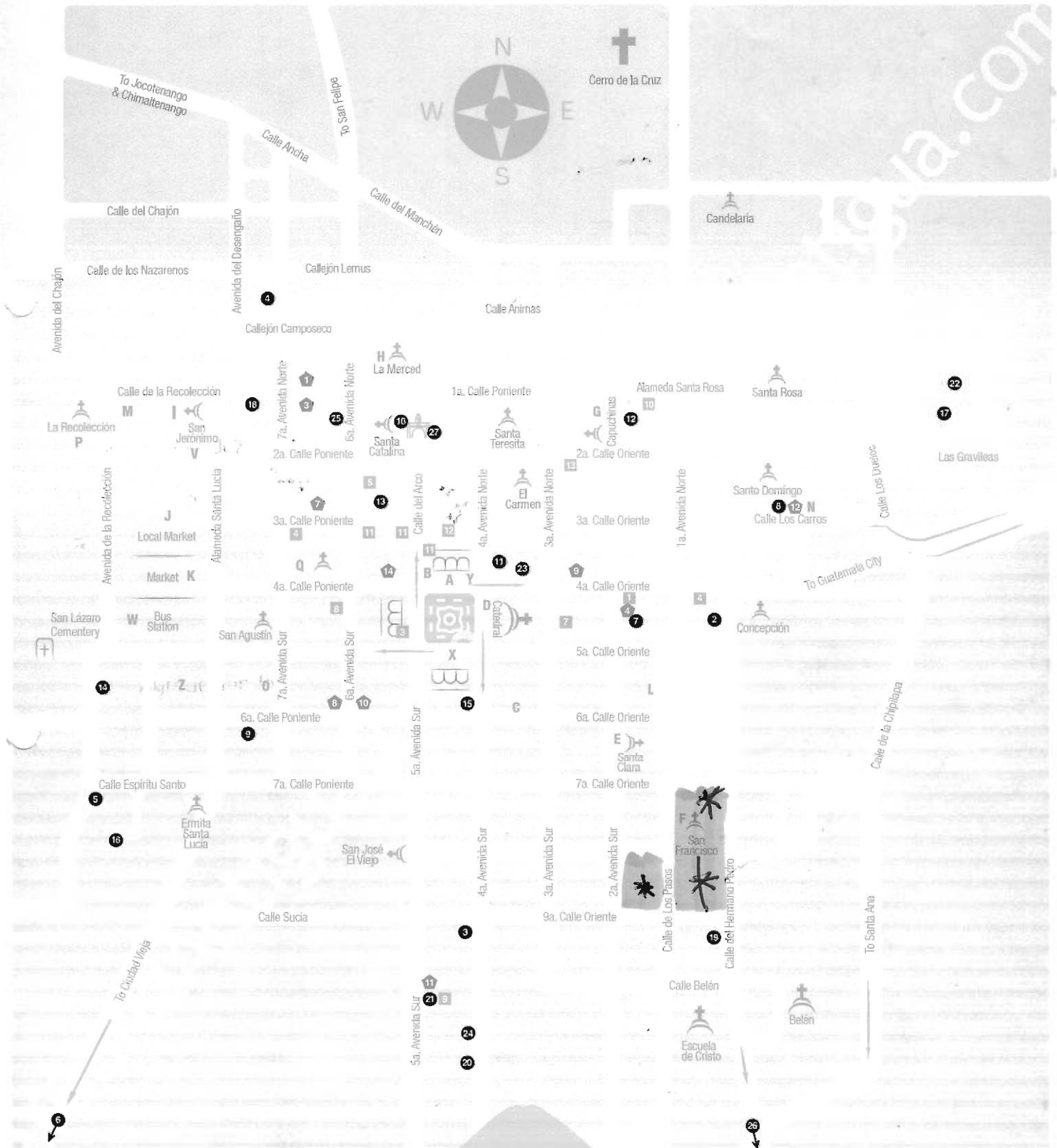


Foto SATELITAL



AroundAntigua.com

ANTIGUA GUATEMALA MAP



**ANEXO "D"**

**ULTIMA HOJA DE LA  
BITÁCORA DEL  
PILOTO**

Fecha: 2012	SALIDA:	LLEGADA:	MATRICULA DE AERONAVE	MODELO Y H.P.---A/C	DOBLE COMANDO	TIPO DE AERONAVE	
						Monomotores	Multimotos
VIENEN:							
27/3	AUR. - TACTIC - CHIXOY - AUR. - ATIT.		TG-TAB	B206 L			305
29/3	AUR. - HYDELECT. STA. TERESA - AUR.		TG-BGM	B206 L			135
30/3	AUR. - HYD. PALO VIEJO - AUR.		TG-TAB	B206 L			130
3/4	AUR. - COMALUPA (SALY) - H. DE CAM. AUR.		TG-TAD	B206			420
4/4	AUR. - SOBRE VUELO CARRET. SN JOSE. A.O.		TG-BGM	B206 L			225
6/4	AUR. - HOTEL LAS OJAS SN JOSE - AUR.		TG-BGM	B206 L			120
7/4	SN. JOSÉ - SOBRE VUELO PLAYA - SN J.		TG-TAD	B206			200
7/4	SN. JOSÉ - PLAYA LITORAL - SN JOSÉ		TG-TAD	B206			150
8/4	SN. JOSÉ - PLAYA LITORAL - SN. JOSÉ		TG-TAD	B206			210
8/4	SN. JOSÉ - PLAYA - AUR.		TG-TAD	B206			100
10/4	AUR. - COBAN - AUR.		TG-TAB	B206 L			105
12/4	AUR. - PALO VIEJO - AUR.		TG-RAS	B206			125
13/4	AUR. - XELA - AUR.		TG-TAB	B206 L			120
14/4	AUR. - SN. JOSÉ - MASAGUB - AUR.		TG-TAB	B206 L			210
15/4	Fecha de accidente						130
VAN:							

ultimo dia 130

ultimo 7 dias

RESUMEN DE TIEMPO DE VUELO:											OBSERVACIONES:		
DIURNO	NOCTURNO			INSTRUMENTOS				COPILOTO		CAPITAN		TOTAL	
				SIMULADOS		REALES							
											6094	10	6094 Z
											6097	15	TRANSPORTE
											6098	50	"
											6100	20	"
											6104	40	"
											6107	05	"
											6108	25	"
											6110	25	
											6112	25	TRANSP. y PROMOCION BRYVA
											6114	15	" " "
											6116	25	" " "
											6117	25	" " "
											6118	30	TRANSPORTE
											6119	50	"
											6122	00	"
											6121	30	
											6121	30	CERTIFICADO 6121.5

DOM. 273

# 273

TMI 189

48.2 en 30 ME

TOTAL 176.8

**ANEXO "E"**  
**PERFIL DEL PILOTO**



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



**Correlativo:** 2002027  
**Nombre:** LUIS OCTAVIO GORDILLO CRUZ  
**Telefono:** 23696821 58084693  
**Tipo:** Estado FUERZA AÉREA GU  
**Nacimiento:** GUATEMALA CIUDAD  
**Sexo:** Masculino  
**Nacionalidad:** GUATEMALTECA  
**Educativo:** Diversificado  
**Pasaporte:**  
**Estado Civil:** 0. Soltero  
**Identidad:** A-1 39580  
**Domicilio:** 2da. CALLE "C" 23-12 ZONA 6  
**Postal:**  
**Idiomas:**  
**Adicionales:**

**Nacimiento:** 30/Sep/1959  
**Autoridad:** GUATEMALA  
**Correo:** luigihl@.com  
**Libro:**  
**Folio:**  
**Cabello:** CASTAÑO  
**Ojo:** AVELLANADOS  
**Peso:** 146  
**Estatura:** 160.00  
**Fecha Exame Recibo:** 06/Jun/2007

**Licencia 226 PILOTO COMERCIAL- HELICÓPTERO**

Pais: GUATEMALA, Escuela: N/A, Examinador: N/A, Fecha Emisión: 2011-12-06, Fecha Vencimiento: 2016-12-30

Habilitaciones	Inicial	Final
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE.	09/Nov/2006	
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE 206 CAPITAN	09/Nov/2006	
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE 212 CAPITAN	09/Nov/2006	
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE. UH-1H CAPITAN	09/Nov/2006	
HELICOPTERO MULTIMOTOR TERRESTRE.		
INSTRUMENTOS	09/Nov/2006	
INSTRUCTOR DE VUELO	09/Nov/2006	

**Certificado de Validez**

**Lista de Certificados**

	Inicial	Final
Certificado: 1868A, Medico: ROBERTO RODAS ALBUREZ, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2007-06-06, Resultados: SATISFACTORIO, Anotaciones: SATISFACTORIO	06/Jun/2007	31/Dec/2007
Certificado: 226A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2010-09-23, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	24/Sep/2010	30/Mar/2011
Certificado: 226A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2011-03-30, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	30/Mar/2011	30/Sep/2011
Certificado: 226A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2011-09-28, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	28/Sep/2011	30/Mar/2012
Certificado: 226, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2012-03-22, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	22/Mar/2012	30/Sep/2012



**ANEXO "F"**

**CERTIFICADO DE  
AERONAVEGABILIDAD Y CERTIFICADO  
DE MATRÍCULA**



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.  
CERTIFICADO DE MATRICULA / CERTIFICATE OF REGISTRATION

PROVISIONAL / PROVISIONAL

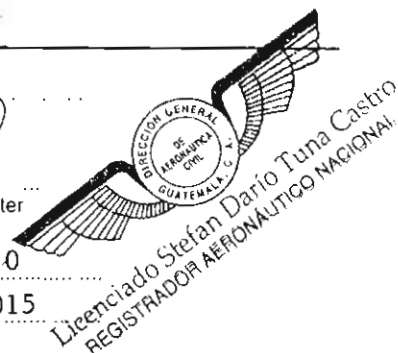
1. Marca de nacionalidad, o marca común, y marca de matrícula (Nationality or common mark and registration mark) TG-BGM	2. Fabricante y designación de la aeronave dada por el fabricante: (Manufacturer and manufacturer's designation of aircraft) BELL HELICOPTERO	3. Número de serie de la aeronave: (Aircraft serial No.) 51448
---	---	--

4. Nombre del propietario (Name of owner) ORBITRON ENTERPRISES CAPITAL CORP.  
5. Domicilio del propietario (Address of owner) PANAMA  
6. Nombre del operador (Name of operator) TRANSPORTES AEREOS GUATEMALTECOS, S. A.  
7. Domicilio del operador (Address of operator) AV. HINCAPIE 18-05 HANGAR K-4 AERÓPUERTO LA AURORA

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) LC 2 FOLIO 259 de conformidad con el Convenio de Aviación Civil Internacional, de fecha 07 de diciembre de 1944, 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) [Signature] Director General / General Director  
(Firma/Signature) [Signature] Registrador Nacional / Nacional Register

Fecha de Expedición (Date of issue) GUATEMALA, 28 DE ABRIL DE 2,010  
Fecha de expiración (Expiration date) GUATEMALA, 27 DE ABRIL DE 2,015



\* Observaciones. COLORES: BLANCO, AMARILLO Y AZUL AÑO: 1991  
MODELO: 206L-3

desperos -  
has e subígate



REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL  
Certificado de Aeronavegabilidad Estándar  
Standard Airworthiness Certificate

1. Nacionalidad y Matricula <i>Nationality and registration marks</i> <b>TG-BGM</b>	2. Fabricante y modelo <i>Manufacturer and model</i> <b>BELL 206L3</b>	3. No. de serie de la aeronave <i>Aircraft serial number</i> <b>51448</b>
---	--	---

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

5. 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, que se considerara que reúne 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 7 December 1944, the Guatemalan Civil Aviation Law Decree 93-2000 dated December 2000 and the RAC 21, in respect to the above mentioned aircraft which is considered to be airworthy when maintained, inspected and operated in accordance with the pertinent operating limitations. This certificate must remain onboard the aircraft.*

6. Fecha de otorgamiento <i>Date of Issue</i> <b>28-04-2011</b>	7. Fecha de Vigencia <i>Date of validity</i> <b>DEL 30-04-11 AL 29-04-12</b>	Por el Departamento Estándares de Vuelo DGAC <i>DGAC Flight Standards Department</i>  Nombre y Firma <b>Hugo Matheu</b> <i>Name and Signature</i>	Vo. Do. <b>Nery Ovarrio</b> <i>Jefe a.i. Aeronavegabilidad</i> <i>Airworthiness General Chief</i>
---	--	---	---

8. No. De Registro DGAC ( <i>DGAC file number</i> ) <b>259LC2</b>	9. Clave de Aeronavegabilidad <b>056227-11-04-132</b>
---	---

DGAC FS 640 (Rev. No. 003, Noviembre 2009)1

NOMBRE Miguel Hernández

FECHA 30/04/11

HORA 10:00

REGIÓN Guatemala

**ANEXO "G"**  
**ULTIMO REPORTE DE**  
**MANTENIMIENTO**  
**EFFECTUADO A LA**  
**AERONAVE**

**AIRCRAFT FLIGHT / HELICOPTERO DE GUATEMALA**

MODEL	SERIAL NUMBER	REGISTRATION	OWNER
JOURNEY		SIGNATURES	
DATE	POINT OF DEPARTURE AND DESTINATION	PILOT & LICENSE No	
TOTAL BROUGHT FORWARD		CAPTAIN ACCEPTANCE	
TOTAL AIRTIME SINCE MANUFACTURE		MECHANIC SIG LIC No	
ENGINE FLIGHT HOURS & CYCLES		DAY MONTH YEAR	
TOTALS BROUGHT FORWARD		AIRWORTHINESS RELEASE	
TOTALS FOR THIS PAGE		MECHANIC SIG LIC No	
ACCUMULATE TOTALS		DAY MONTH YEAR	
NEXT SCHEDULE AIRCRAFT INSPECTION DUE		TOTAL	
TYPE INSPECTION (50 HR, 100 HR, ETC)		OIL SERVICE IN QTS.	
ANNUAL INSP DUE DATE		N XMSN	
FLIGHT DISCREPANCIES		3 1	
ACTION TAKEN		3 2 I/R G B	
ACTION TAKEN		3 1 H Y D	
ACTION TAKEN		3 2	
ACTION TAKEN		N 2 OAT PA	
ACTION TAKEN		LICENCE # AND / OR COMPANY APPROVAL # SIGNATURE/DATE	
ACTION TAKEN		1	
ACTION TAKEN		2	
ACTION TAKEN		3	
ACTION TAKEN		4	
ACTION TAKEN		5	
ACTION TAKEN		6	

**Taller Aeronáutico DGAC/G-039-2003**  
 Av Hincapié y 18 calle zona 13 Hangar 15 Aeropuerto Internacional "La Aurora"  
 Tel (502) 2360-3038 Fax (502) 2334-7205 www.tag.com.gt

FECHA 25-Feb-2012 OT 038/012  
 MATRICULA TG-BGM S/N 51448

Se efectuó Overhaul de Transmission Assy p/n. 206-706-045-107. s/n A-61 según ref. BHT-206L-CR&O-3 ATA 63 Para su retorno al servicio TSN 3,534 3 TSO: 0.0

ATT: 4,293 10 ATC: 6,113

Supervisor Certificado Lic. 1703  
 Alejandro Hernández / Supervisor Certificado Lic. DGAC 1703

**Taller Aeronáutico DGAC/G-039-2003**  
 Av Hincapié y 18 calle zona 13 Hangar 15 Aeropuerto Internacional "La Aurora"  
 Tel (502) 2360-3038 Fax (502) 2334-7205 www.tag.com.gt

FECHA 25-Feb-2012 OT 038/012  
 MATRICULA TG-BGM S/N 51448

Se efectuó reemplazo de M/R Blades por cumplimiento de ASB 206L-09-159 y AD 2012-02-51 Según Ref. MM BHT-206L3-MM-1 ATA 62

ON P/N 206-015-001-107, A-116 TSN 3,585 0  
 OFF P/N 206-015-001-107 A-2041 TSN 3,375 8  
 P/N 206 015-001-107, A-123 TSN 3,375 8  
 TSN 3,585 0 P/N 206-015-001-107, A-2042 TSN 3,375 8

ATT: 4,293 10 ATC: 6,113

Supervisor Certificado Lic. 1703  
 Alejandro Hernández / Supervisor Certificado Lic. DGAC 1703

Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36

Tipo de Mantenimiento: **INSPECCION DE 12 MESES**  
 Y se determino que esta en condiciones aeronavegables

Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran en archivo registradas en la orden de trabajo número **398/012**  
 Del taller Aeronáutico DGAC-039

ATT: 4,294.10 Fecha 29-Feb-12 Firma

Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36

Tipo de Mantenimiento: **SERVICIO DE 50 HORAS**  
 Y se determino que esta en condiciones aeronavegables

Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran en archivo registradas en la orden de trabajo número **398/011**  
 Del taller Aeronáutico DGAC-039

ATT: 4,307.34 Fecha 12-Mar-12 Firma

**Taller Aeronáutico DGAC/G-039-2003**  
 Av Hincapié y 18 calle zona 13 Hangar 15 Aeropuerto Internacional "La Aurora"  
 Tel (502) 2360-3038 Fax (502) 2334-7205 www.tag.com.gt

FECHA 14-Abr-2012 OT 123/012  
 MATRICULA TG-BGM S/N 51448

Se efectuó Instalacion de Sistema de Camara Airfilm AF-G1-006 de acuerdo a STC # SR01654LA para su retorno al servicio

ATT: 4,345 46 ATC: 6,204

Supervisor Certificado Lic. 1703  
 Alejandro Hernández / Supervisor Certificado Lic. DGAC 1703

**ANEXO "H"**

**ULTIMO**

**MANTENIMIENTO**

**EFFECTUADO AL MOTOR**

**AIRCRAFT FLIGHT / HELICOPTERO DE GUATEMALA**

MODEL	SERIAL NUMBER	REGISTRATION	OWNER
JOURNEY		Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36	
DATE	POINT OF DEPARTURE AND DESTINATION	SIGNATURES	
		PILOT & LICENSE No.	
TOTAL BROUGHT FORWARD →		CAPTAIN ACCEPTANCE	
		Sig / Lic No	
		DAY MONTH YEAR	
		AIRWORTHINESS RELEASE	
		MECHANIC SIG LIC No	
		DAY MONTH YEAR	
TOTAL AIRTIME SINCE MA		SERVICE	
		← TOTAL	
ENGINE FLIGHT HOURS & CYCLES		OIL SERVICE IN QTS.	
TOTALS BROUGHT FORWARD		IN XMSN	
TOTALS FOR THIS PAGE		3 1	
ACCUMULATE TOTALS		3 2 /RG B	
NEXT SCHEDULE AIRCRAFT INSPECTION DUE		OS 1 H Y D	
TYPE INSPECTION (50 HR., 100 HR., ETC.)		OS 2	
ANNUAL INSP DUE DATE		N 2 OAT PA	
FLIGHT DISCREPANCIES		25 LICENCE # AND / OR COMPANY APPROVAL # SIGNATURE/DATE	
ACT TAK	Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36		
ACT TAKI	Tipo de Mantenimiento INSPECCIÓN DE 730 DIAS.		
ACTI TAKE	Y se determino que esta en condiciones aeronavegables		
ACTI TAKEI	Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran en archivo registradas en la orden de trabajo número 147/011		
ACTI TAKEI	Del taller Aeronáutico DGAC-039		
ACTI TAKEI	TT 4073.13 Fecha 01-Mayo-2011 Firma [Signature]		
ACTI TAKEI	Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36		
ACTI TAKEI	Tipo de Mantenimiento INSPECCIÓN DE 200 HORAS DE MOTOR		
ACTI TAKEI	Y se determino que esta en condiciones aeronavegables		
ACTI TAKEI	Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran en archivo registradas en la orden de trabajo número 407/011		
ACTI TAKEI	Del taller Aeronáutico DGAC-039		
ACTI TAKEI	TT 4100.13 Fecha 30-Jun-2011 Firma [Signature]		
ACTI TAKEI	Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36		
ACTI TAKEI	Tipo de Mantenimiento INSPECCIÓN DE 50 HORAS + 90 DIAS C/CP + 180 DIAS		
ACTI TAKEI	Y se determino que esta en condiciones aeronavegables		
ACTI TAKEI	Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran en archivo registradas en la orden de trabajo número 210/011		
ACTI TAKEI	Del taller Aeronáutico DGAC-039		
ACTI TAKEI	TT 4104.43 Fecha 08-Jul-2011 Firma [Signature]		
ACTI TAKEI	Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36		
ACTI TAKEI	Tipo de Mantenimiento SERVICIO DE 50 +200 HORAS + INSPECCIÓN DE 100 HORAS.		
ACTI TAKEI	Y se determino que esta en condiciones aeronavegables		
ACTI TAKEI	Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran en archivo registradas en la orden de trabajo número 260/011		
ACTI TAKEI	Del taller Aeronáutico DGAC-039		
ACTI TAKEI	TT 4156.31 Fecha 22-Ago-2011 Firma [Signature]		
ACTI TAKEI	Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36		
ACTI TAKEI	Tipo de Mantenimiento INSPECCIÓN DE 50 HORAS + 100HORAS O 90 DIAS DE C/CP + 150 HORAS DE MOTOR		
ACTI TAKEI	Y se determino que esta en condiciones aeronavegables		
ACTI TAKEI	Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran en archivo registradas en la orden de trabajo número 325/011		
ACTI TAKEI	Del taller Aeronáutico DGAC-039		
ACTI TAKEI	TT 4258.10 Fecha 01-Nov-2011 Firma [Signature]		
ACTI TAKEI	Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36		
ACTI TAKEI	Tipo de Mantenimiento INSPECCIÓN DE 180 DIAS.		
ACTI TAKEI	Y se determino que esta en condiciones aeronavegables		
ACTI TAKEI	Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran en archivo registradas en la orden de trabajo número 036/012		
ACTI TAKEI	Del taller Aeronáutico DGAC-039		
ACTI TAKEI	TT 4,293.10 Fecha 04-Ene-2012 Firma [Signature]		
ACTI TAKEI	<p style="text-align: center;"><b>TAG</b></p> <p style="text-align: center;">Taller Aeronáutico DGAC/G-039-2003</p> <p style="text-align: center;">Av Hincapié y 18 calle zona 13 Hangar 15 Aeropuerto Internacional "La Aurora"</p> <p style="text-align: center;">Tel (502) 2360-3038 Fax (502) 2334-7205 www.tag.com.gt</p> <p>FECHA 17-Feb-2012 OT 038/012</p> <p>MATRICULA TG-BGM S/N 51448</p> <p>Se efectuó reemplazo de Turbine Assembly según Ref MM R&amp;R ATA 72-00-00 para su retorno al servicio.</p> <p>ON P/N 23035128, S/N CAT-98314 OFF P/N 23035128, S/N CAT-97800</p> <p>TSN 7,236 2, TSO 0.0 TSN 4,226 23, TSO 1,238.5</p> <p>ATT: 4,293.10 ATC: 6.113</p> <p style="text-align: center;">Alejandro Hernández / Supervisor Certificado Lic DGAC 1703</p>		

Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36

Tipo de Mantenimiento INSPECCIÓN DE 100Hrs / 90 Dias C/CP

Y se determino que esta en condiciones aeronavegables

Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran en archivo registradas en la orden de trabajo número 147/011

Del taller Aeronáutico DGAC-039

TT 4,293.10 Fecha 01-Feb-12 Firma [Signature]

Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36

Tipo de Mantenimiento INSPECCIÓN DE 180 DIAS.

Y se determino que esta en condiciones aeronavegables

Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran en archivo registradas en la orden de trabajo número 036/012

Del taller Aeronáutico DGAC-039

TT 4,293.10 Fecha 04-Ene-2012 Firma [Signature]

Yo certifico que esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo AL PROGRAMA DE MANTENIMIENTO TAG 36

Tipo de Mantenimiento INSPECCIÓN DE 730 DIAS.

Y se determino que esta en condiciones aeronavegables

Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran en archivo registradas en la orden de trabajo número 147/011

Del taller Aeronáutico DGAC-039

TT 4073.13 Fecha 01-Mayo-2011 Firma [Signature]

**ANEXO "I"**  
**CERTIFICADO TIPO**  
**SUPLEMENTARIO**  
**NO. STC SR01654LA**



# Supplemental Type Certificate

*Number* SR01654LA

*This Certificate issued to* Airfilm Camera Systems  
4682 Garden PL.  
Yorba Linda, California 92886

*certifies that the change in the type design for the following product with the limitations and conditions therefor as specified herein meets the airworthiness requirements of Part \* of the Federal Aviation Regulations. \**

*Original Product Type Certificate Number:* \* \*See attached FAA Approved Model List (AML)  
*Make:* \* No. SR01654LA for list of approved rotorcraft  
*Model:* \* models and applicable airworthiness regulations.

*Description of Type Design Change:* Installation of Airfilm Model G1 Nose Mounted Utility Bracket on Bell 206 Series helicopters in accordance with FAA Approved Airfilm Camera Systems Master Drawing List No. AF-G3-010, Revision N/C, dated April 14, 2004, and a copy of AF-G1-010, Revision N/C, dated April 14, 2004 as listed on AML No. SR01654LA, dated September 10, 2004 or later FAA Approved Revisions.

*Limitations and Conditions:* Approval of this change in type design applies to the aircraft models listed on AML No. SR01272LA only. This approval should not be extended to aircraft of this model on which other previously approved modifications are incorporated unless it is determined that the relationship between this change and any of those other previously approved modifications, including changes in type design, will introduce no adverse effect upon the airworthiness of that aircraft.

*This certificate and the supporting data which is the basis for approval shall remain in effect until surrendered, suspended, revoked or a termination date is otherwise established by the Administrator of the Federal Aviation Administration.*

*Date of application:* August 8, 2003

*Date reissued:*

*Date of issuance:* September 10, 2004

*Date amended:*



*By direction of the Administrator*

*[Signature]*  
(Signature)

Manager, Airframe Branch  
Los Angeles Aircraft Certification Office

(Title)

Any alteration of this certificate is punishable by a fine of not exceeding \$1,000, or imprisonment not exceeding 3 years, or both.

FAA APPROVED MODEL LIST ( AML ) NO. SRO1654LA  
 AIRFILM CAMERA SYSTEMS  
 FOR  
 INSTALLATION OF AIRFILM MODEL G1 NOSE MOUNTED UTILITY BRACKET ON BELL 206 SERIES HELICOPTERS

ISSUE DATE: SEPTEMBER 10, 2004

ITEM	AIRCRAFT MAKE	AIRCRAFT MODEL	ORIGINAL TYPE CERTIFICATE NUMBER	CERTIFICATION BASIS FOR ALTERATION	INSTALLATION INSTRUCTIONS		RFM SUPPLEMENT NUMBER/DATE	AML AMENDMENT DATE
					REPORT NO.	REV. NO AND DATE		
1	BELL	206 206A 206B 206B1 206L 206L1 206L3 206L4 407	H2SW	FAR 27 AND AMENDMENTS LISTED ON TCDS H2SW	AF-G1-006 AF-G3-006	REV. N/C 4/14/04 REV. N/C 4/14/04	G1-206-005 9/8/04	

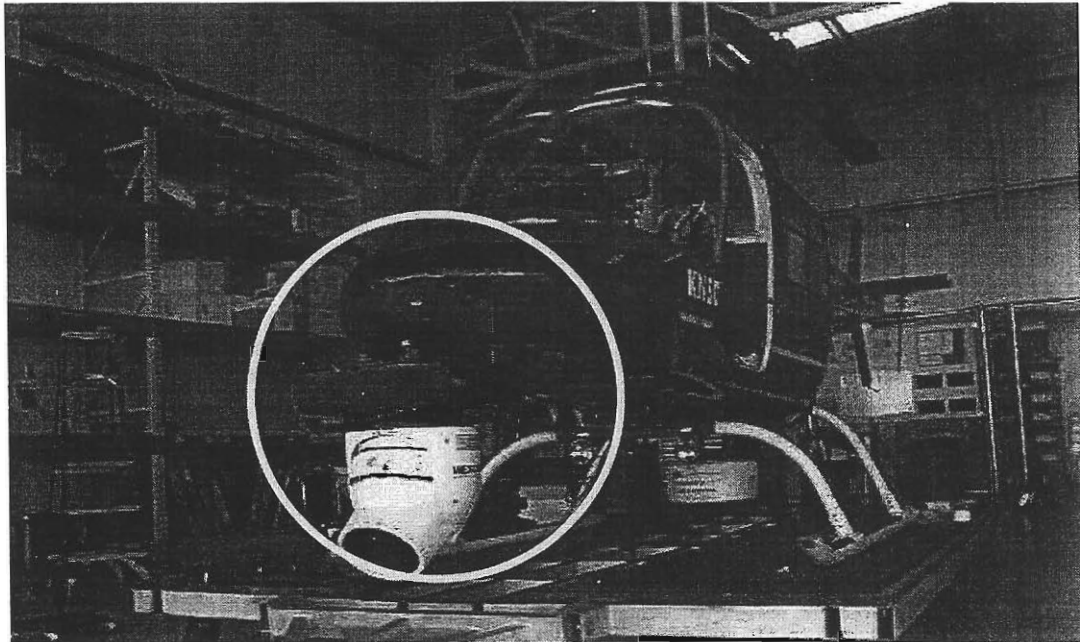
FAA APPROVED :

  
 \_\_\_\_\_  
 MANAGER, AIRFRAME BRANCH  
 LOS ANGELES AIRCRAFT CERTIFICATION OFC.

# Air Film Camera Systems

REPORT AF-G1-006

## INSTALLATION INSTRUCTIONS G1 UTILITY MOUNT WITH OPTIONAL G2 COUNTERWEIGHT

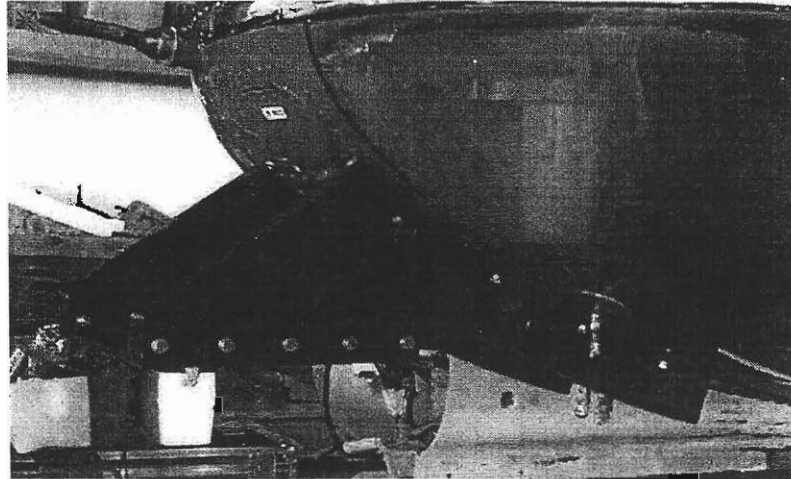


Airfilm Camera Systems  
6245 Aerodrome Way, Hangar No. 2  
PO Box 1352  
Georgetown, Ca 95634

### LOG OF REVISIONS

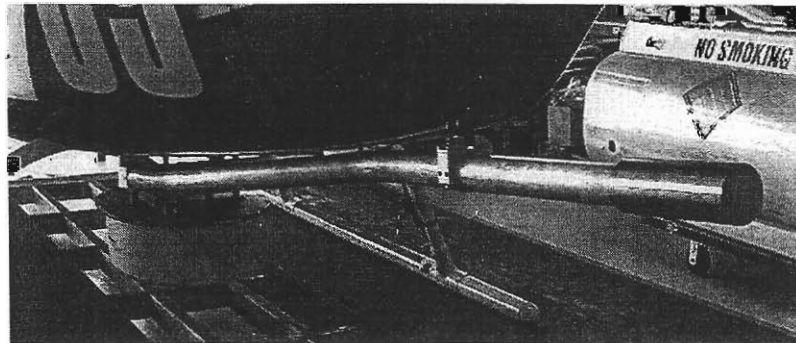
REVISION	DATE	PAGES EFFECTED	COMMENTS
N/C	4/14/2004	ALL	Original submittal
A	9/7/2004	3 and 6	Placards added, revised W & B
B	2/17/2005	Title Page , 2 - 4 and 7	Revised Title Page. Added additional installation information, revised W & B added Appendix A
C	7/1/2005	3, 13, AND 14	Added Blanking panel, Added Cineflex Info.
D	10/1/2005	15	Added Flir Install Drawing

**INTRODUCTION AND DESCRIPTION:**



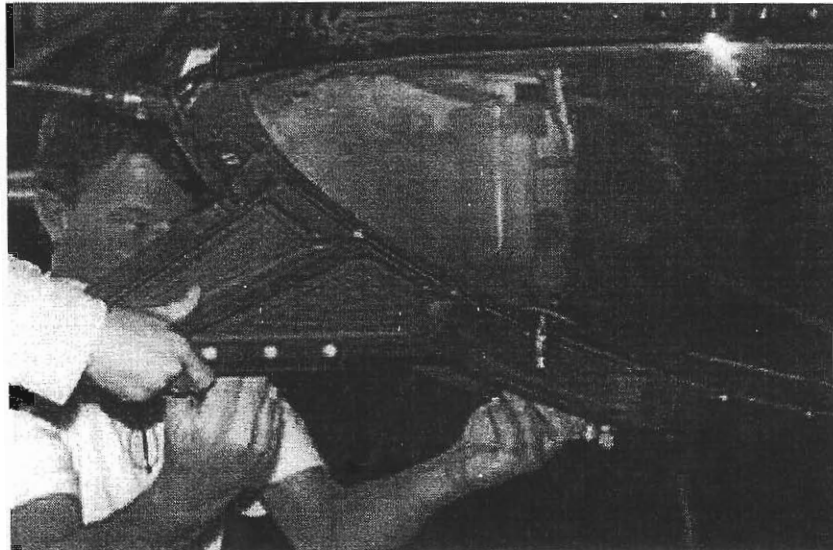
The Airfilm G1-1 utility bracket mount allows for the attachment of utility equipment such as cameras, lights, and sensor instruments to be hard mounted on the Bell Aircraft 206 A, B, & L and 407 Series helicopters. The G1-1 mount attaches to the exterior of the aircraft landing light housing area. The G1-1 bracket can carry a maximum load of 125 lbs.

The mount can be installed and removed without any permanent aircraft modifications. The G1-1 mount prohibits the use of the standard aircraft landing and taxi light. If night operations are required the Airfilm G3-1 Landing light kit may also be installed.

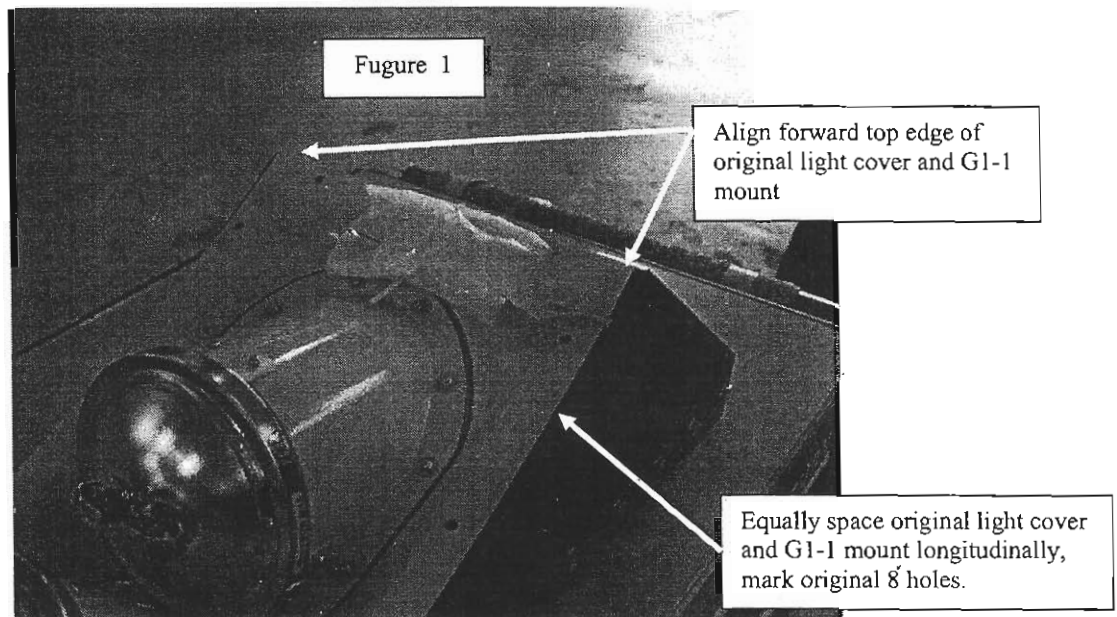


Depending on the mounted load and weight and balance requirements of each helicopter an optional G2-1 Counter Weight Assembly kit is available. This G2-1 Counterweight kit is attached to the aft cross tube and aft jacking pad. This kit does not interfere with the installation or operation of Microwave or Cargo Hook accessories.

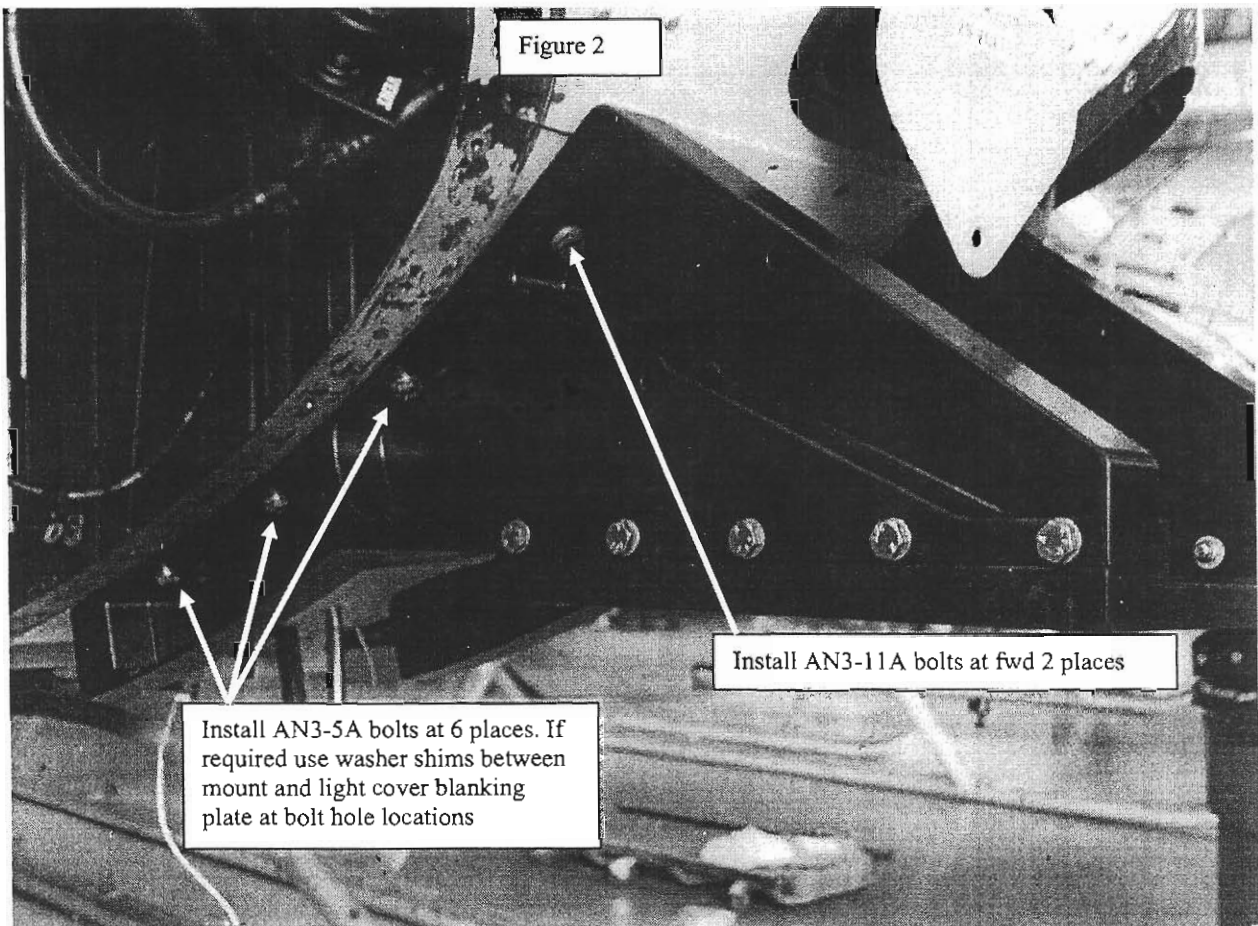
G1-1 NOSE MOUNT BRACKET



1. Remove existing landing light cover, disconnect landing lights. Using the original cover as a template, align forward edge of original cover on G1-1 mount forward top edge. Equally space original cover longitudinally on G1-1 mount. Using original cover as template carefully mark existing 8 holes on to G1-1 mount. Be sure to check all 8 hole locations for sufficient edge distance. Insure G1-1 mount does not interfere with existing aircraft equipment. (See Figure 1)



2. Drill marked holes with no.30 drill, due to curvature of G1-1 mount; the use of drill guide block is recommended. Cleco original cover to mount, check for sufficient edge distance. Drill no.30 holes to final size, no.10 drill. Deburr holes.
3. The original landing light housing (Bell 407) or landing light plexi-glass window may be replaced with the G-7 Blanking Panel. This panel sandwiches between the aircraft and G-1 mount if required.
4. Install and secure the G1-1 Mount bracket to the aircraft using QTY 6, AN3-5A bolts on two most forward holes and QTY 2 AN3-11A on aft holes use MS35338-43 Lock washers at all 8 places. (See Figure 2) Due to airframe variations any gap between blanking cover and G1-1 mount in excess of 0.020 in at hole locations can be shimmed using one standard flat washer of corresponding thickness. If washer shims are used ensure supplied hardware will be sufficient in length to remain in safety. Torque the bolts 20-25 Inch Lbs.



5. Install camera / sensor to G1-1 mount.  
**(SEE APPENDIX A FOR DETAILS AND CONFIGURATIONS).**
6. Route any control wire into aircraft so as not to interfere with the operation of doors or the operation of any flight controls or systems.
7. Check entire G1-1 assembly for flight integrity. System should be secure and not have free play movement.
8. Revise weight and balance per the following table:

The following table presents the location of the weight center of gravity of the mount and payload sensor/camera for adjustment of the aircraft weight and center of gravity with the mount installed.

DESCRIPTION	WEIGHT (lbs)	STATION (in)	BL (in)
G1-1 Bracket Assy	7.2	5.0	0.0
PAYLOAD	Use Actual Wt <b>MAX 125 pounds.</b>	2.0	0.0

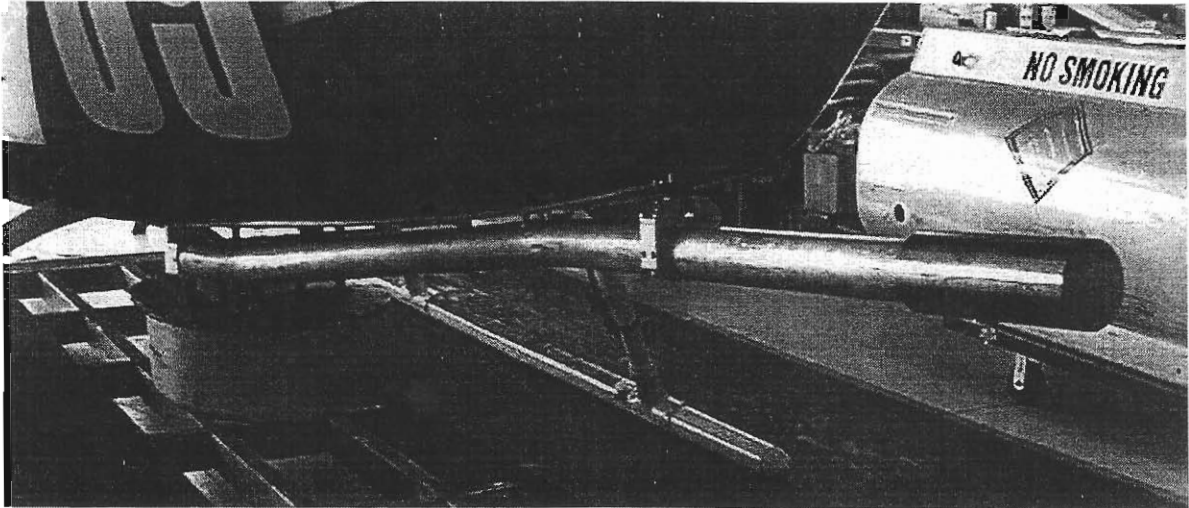
9. Attach the following Placard in full view of pilot

**Reduce the published V<sub>NE</sub> by 20 KIAS (23 MPH)**

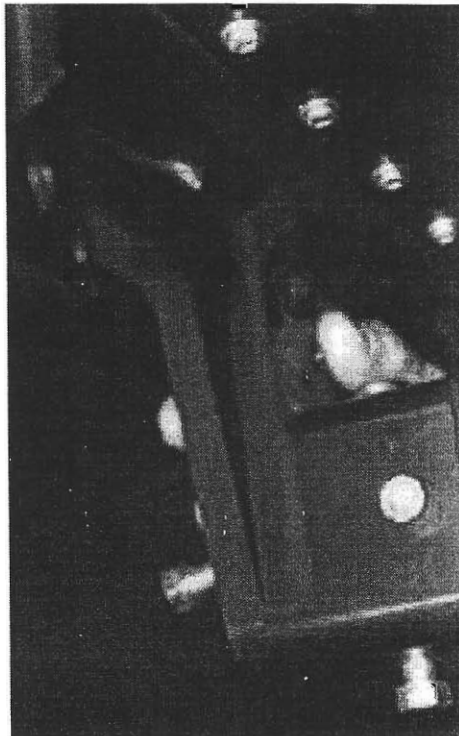
10. Make appropriate log book entry for installation.
11. Return to service.
12. Removing G1-1 system.  
 Follow instructions in reverse order to remove.  
 Remove entire G1-1 mount assembly and associated hardware.  
 Reconnect landing light wiring if changed.  
 Re-install original light cover with original hardware.

**G2-1 COUNTER WEIGHT (NOT REQUIRED)**

The G2-1 Counter Weight Installation is optional if need for maintaining the Center of Gravity limits of the helicopter.

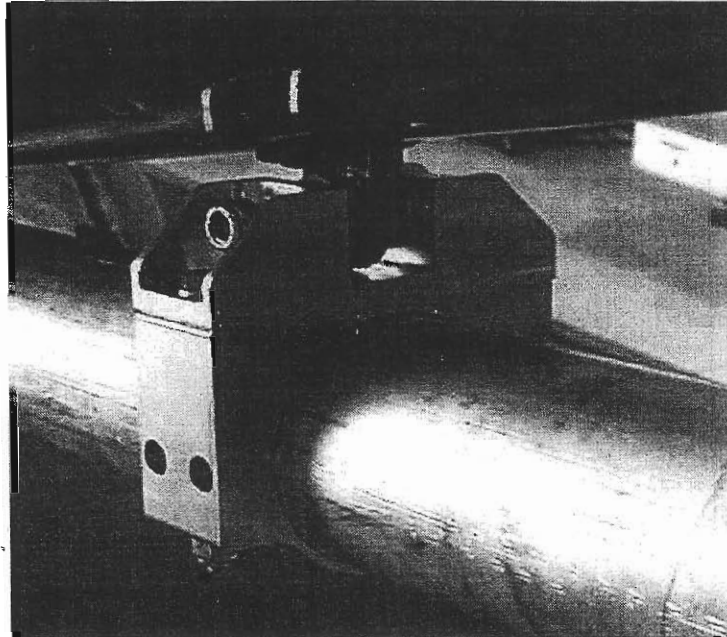


1. Install the G2-1 counter weight assembly; Insure that the installation does not interfere with the operation of other installed accessory kits.

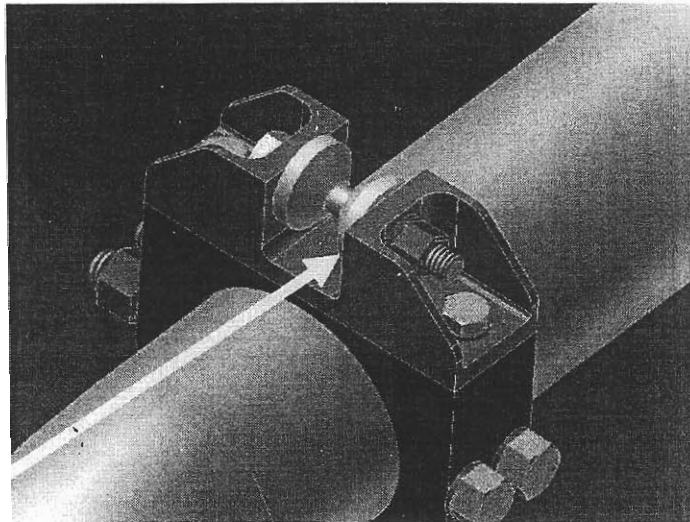




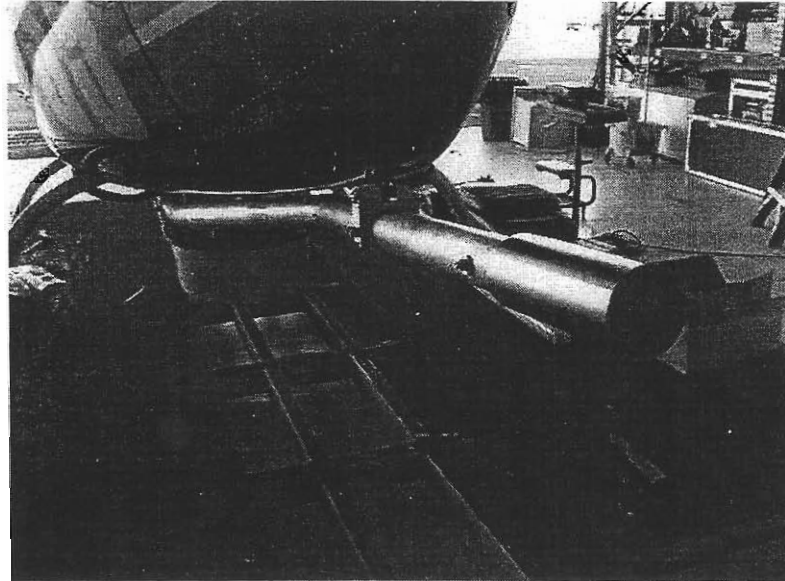
2. Install the G2-1 Counterweight around the aft cross tube approximately 9 inches left of aircraft the centerline per the following photograph. Exact placement is not required at this step. Tighten fasteners only to remove slack but also allowing the kit to be adjusted.



3. Raise the G2-1 counterweight assy upward so that the aft fitting (G2-2) aligns with the aircraft aft jacking pad.



4. Attach using QTY 1 AN5-27A bolt , QTY 2 AN960-524 Washers, QTY 2 G2-5 Cone Spacers. The cone spacers are installed against the jack pad to insure proper alignment and fit. Torque 100-140 Inch Lbs.



5. After counterweight is fully attached to the aircraft, tighten all remaining bolts to final torque. Torque 160-190 In Lbs.
6. Check entire G2-1 assembly for flight integrity. System should be secure and not have free play movement
7. Revise weight and balance:

The following table presents the location of the weight center of gravity of the mount and payload sensor/camera for adjustment of the aircraft weight and center of gravity with the mount installed.

HELICOPTER MODEL	WEIGHT (lbs)	STATION (in)	BL (in)
Bell 206 A & B	47.5	193.7	-2.5
Bell 206 L	47.5	193.7	-2.5
Bell 407 Model:	47.5	218.8	-2.5

8. Make appropriate log book entry
9. Return to service
10. Removing G2-1 Assy:  
Follow instructions in reverse order and remove.

## **APPENDIX A**

The weight and size limits for the Camera / Sensor is:

Frontal area = 3.0 ft<sup>2</sup>

W = 125 pounds.

The following drawings provide details for the type of equipment installed on the mount.

For Wescam MX-15 or equivalent attachment pattern use:  
Drawing No. AF-G1-006 G1-1A

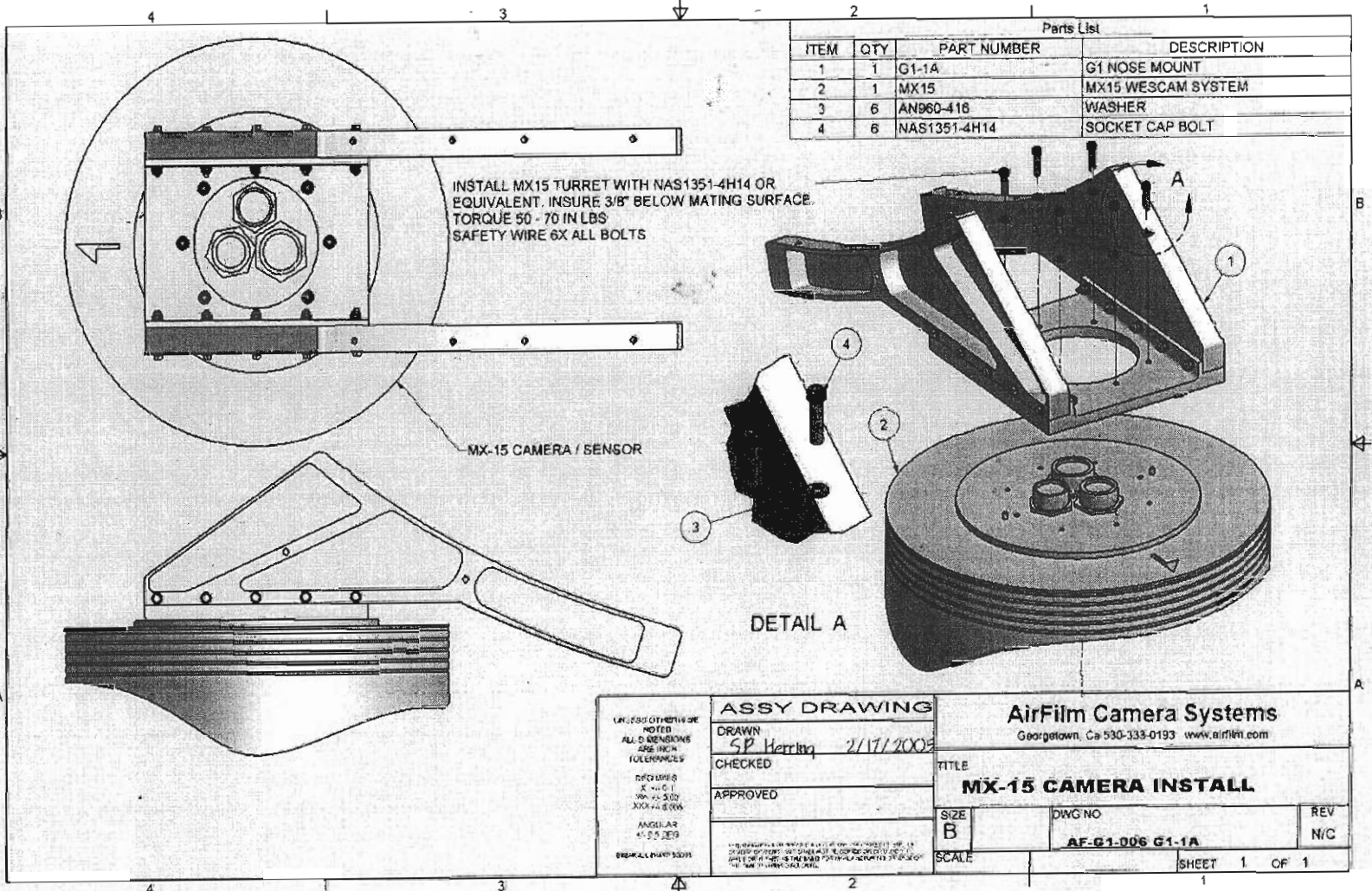
For DT-1 (Dove Tail type installations or equivalent) use:  
Drawing No. AF-G1-006 G1-1B

For Wescam style male taper fittings use:  
Drawing No. AF-G1-006 G1-1

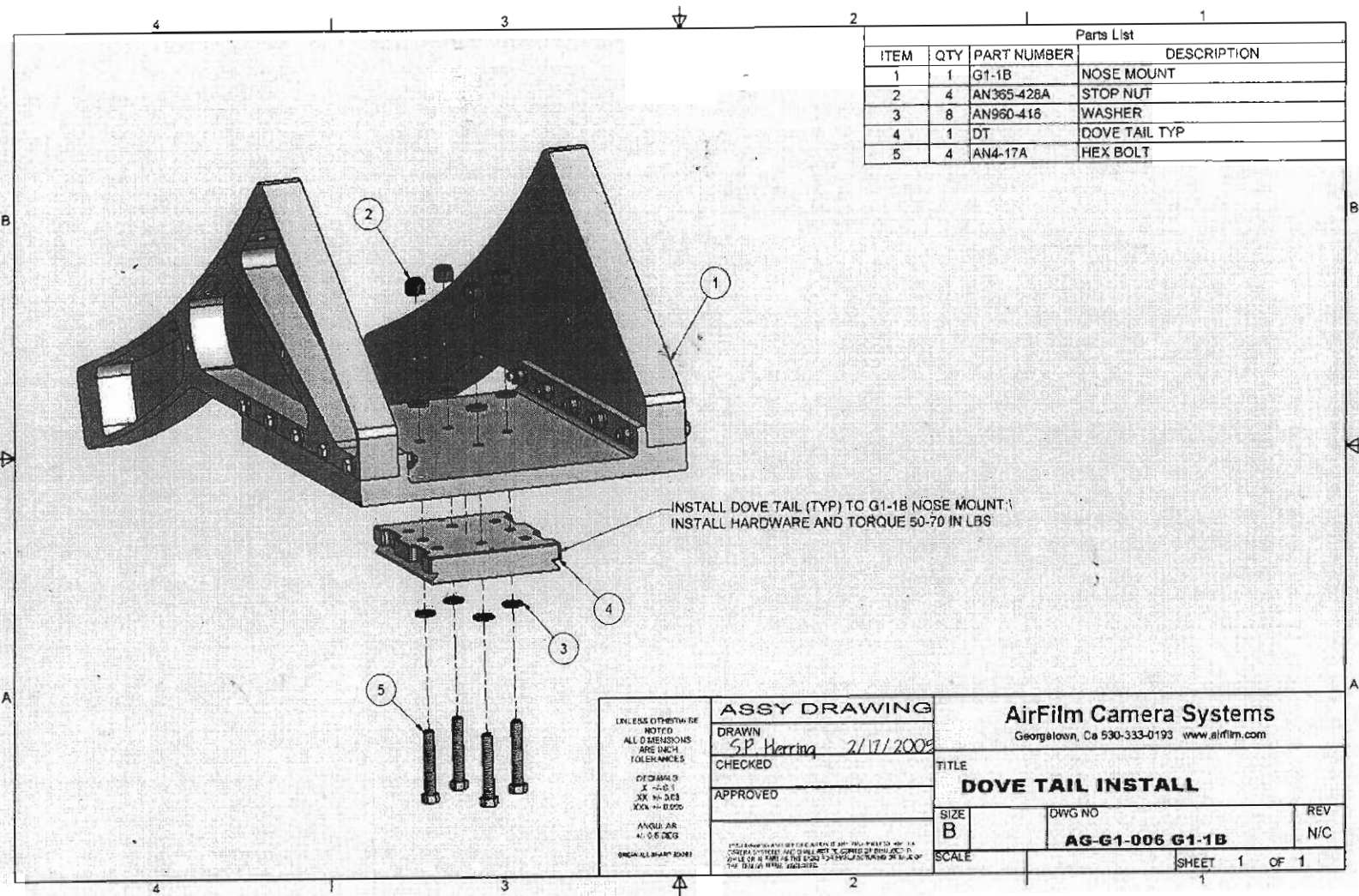
For Cineflex Camera installation use:  
Drawing AF-G1-006 G1-1C

For Ultra Media Series / Flir Systems installations use  
Drawing AF-G1-006-G1-1B FLIR

Parts List			
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION
1	1	G1-1A	G1 NOSE MOUNT
2	1	MX15	MX15 WESCAM SYSTEM
3	6	AN660-416	WASHER
4	6	NAS1351-4H14	SOCKET CAP BOLT

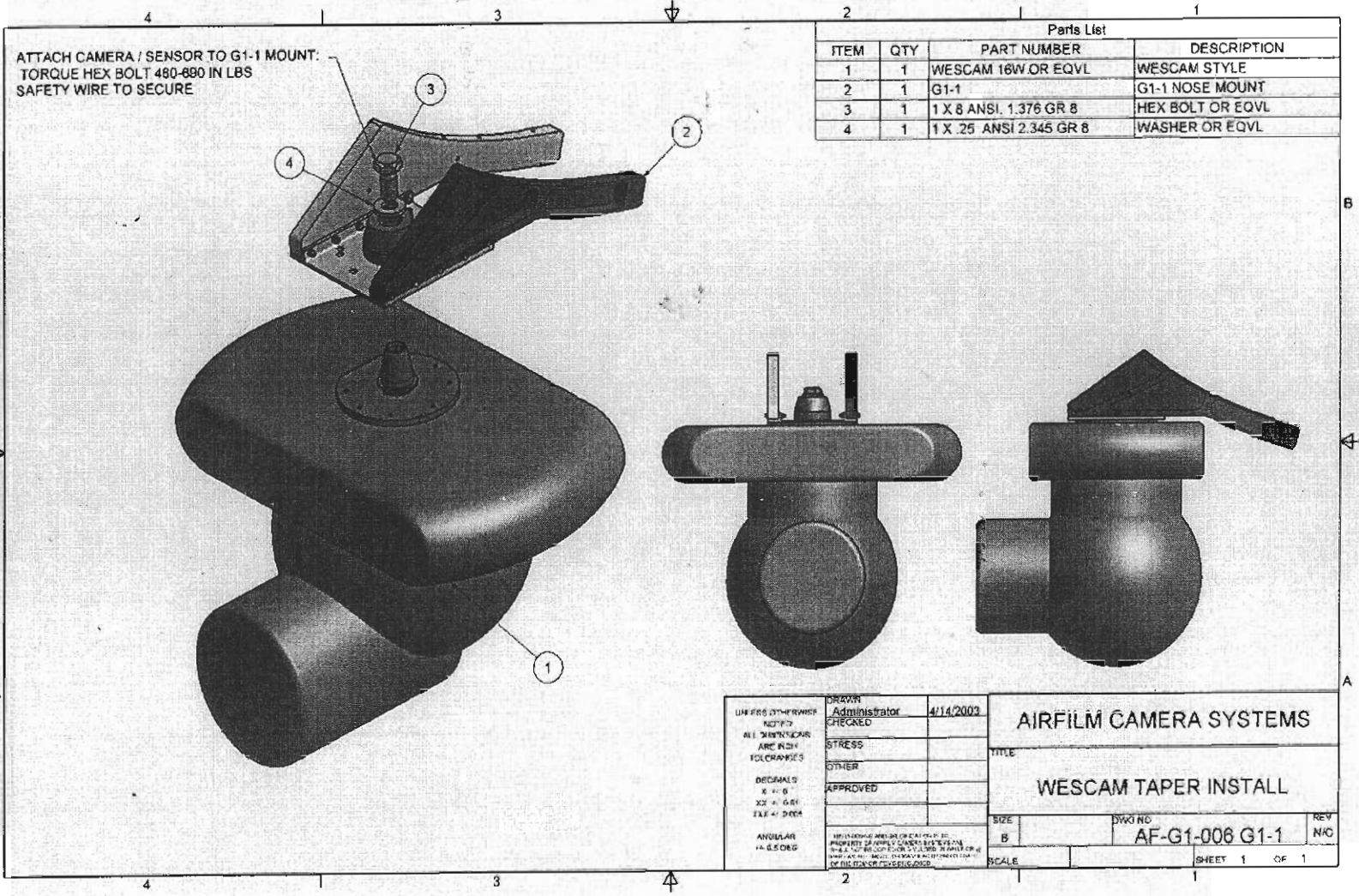


UNLESS OTHERWISE NOTED ALL DIMENSIONS ARE INCH TOLERANCES DECIMALS .XX ± .005 .XXX ± .005 ANGULAR ± .5 DEG DIMENSIONS SHOWN	<b>ASSY DRAWING</b>		<b>AirFilm Camera Systems</b> Georgetown, Ca 530-333-0193 www.airfilm.com		
	DRAWN <i>SP Herring</i> 2/17/2008		TITLE <b>MX-15 CAMERA INSTALL</b>		
	CHECKED		SIZE <b>B</b>	DWG NO <b>AF-G1-006 G1-1A</b>	REV N/C
	APPROVED		SCALE	SHEET 1 OF 1	



Parts List				
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION	
1	1	G1-1B	NOSE MOUNT	
2	4	AN365-428A	STOP NUT	
3	8	AN960-416	WASHER	
4	1	DT	DOVE TAIL TYP	
5	4	AN4-17A	HEX BOLT	

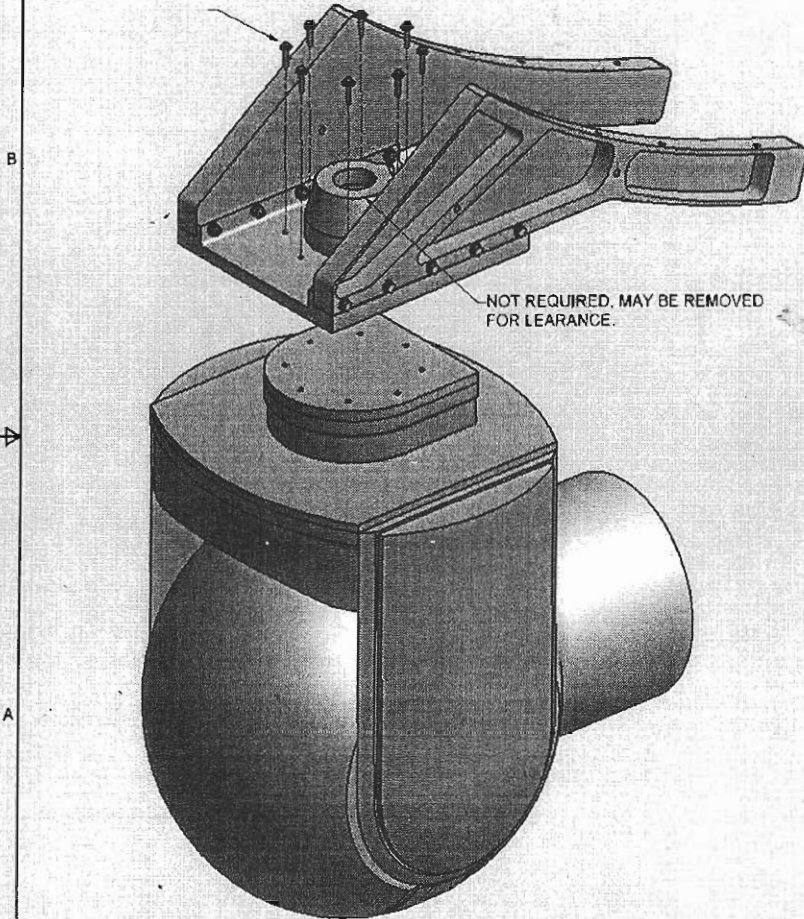
EXCEPT OTHERWISE NOTED ALL DIMENSIONS ARE INCH TOLERANCES FRACTIONS X ±0.1 XX ±0.003 XXX ±0.0005 ANGLE: AS SHOWN UNLESS OTHERWISE SPECIFIED		<b>ASSY DRAWING</b> DRAWN <i>SP Herring 2/17/2009</i> CHECKED APPROVED		AirFilm Camera Systems Georgetown, Ca 530-333-0193 www.airfilm.com	
		TITLE <b>DOVE TAIL INSTALL</b>		REV N/C	
		SIZE <b>B</b>	DWG NO <b>AG-G1-006 G1-1B</b>		
		SCALE	SHEET 1 OF 1		



Parts List			
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION
1	1	WESCAM 10W OR EQVL	WESCAM STYLE
2	1	G1-1	G1-1 NOSE MOUNT
3	1	1 X 8 ANSI. 1.376 GR 8	HEX BOLT OR EQVL
4	1	1 X .25 ANSI 2.345 GR 8	WASHER OR EQVL

UNLESS OTHERWISE NOTED ALL DIMENSIONS ARE IN INCH DECIMALS X = .0 XX = .05 XXX = .005 ANGULAR IN DEGREES	DRAWN Administrator 4/14/2003 CHECKED STRESS OTHER APPROVED	AIRFILM CAMERA SYSTEMS TITLE WESCAM TAPER INSTALL SIZE B DWG NO AF-G1-006 G1-1 SCALE SHEET 1 OF 1	REV N/C
---	---	--	---------

ATTCH CAMERA USING QTY 8 10-32 HEX BOLTS AS REQUIRED  
SAFETY WIRE BOLTS FOR SECURITY

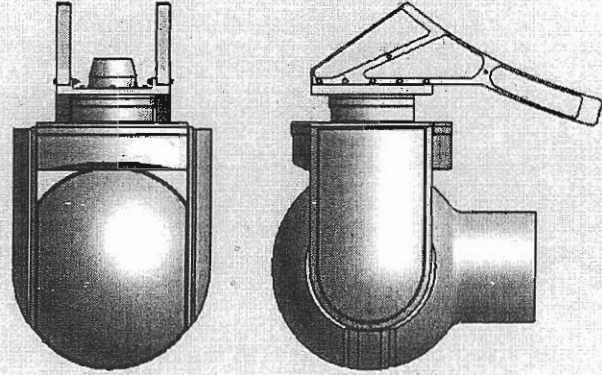


NOT REQUIRED, MAY BE REMOVED  
FOR LEARNANCE.

Parts List			
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION
1	1	CINEFLEX HD	CAMERA SENSOR
2	1	G1-1	G1-1 NOSE MOUNT
3	1	ANH3-7A	HEX BOLT OR EQVL
4	1	AN960-10	WASHER

GENERAL NOTES:

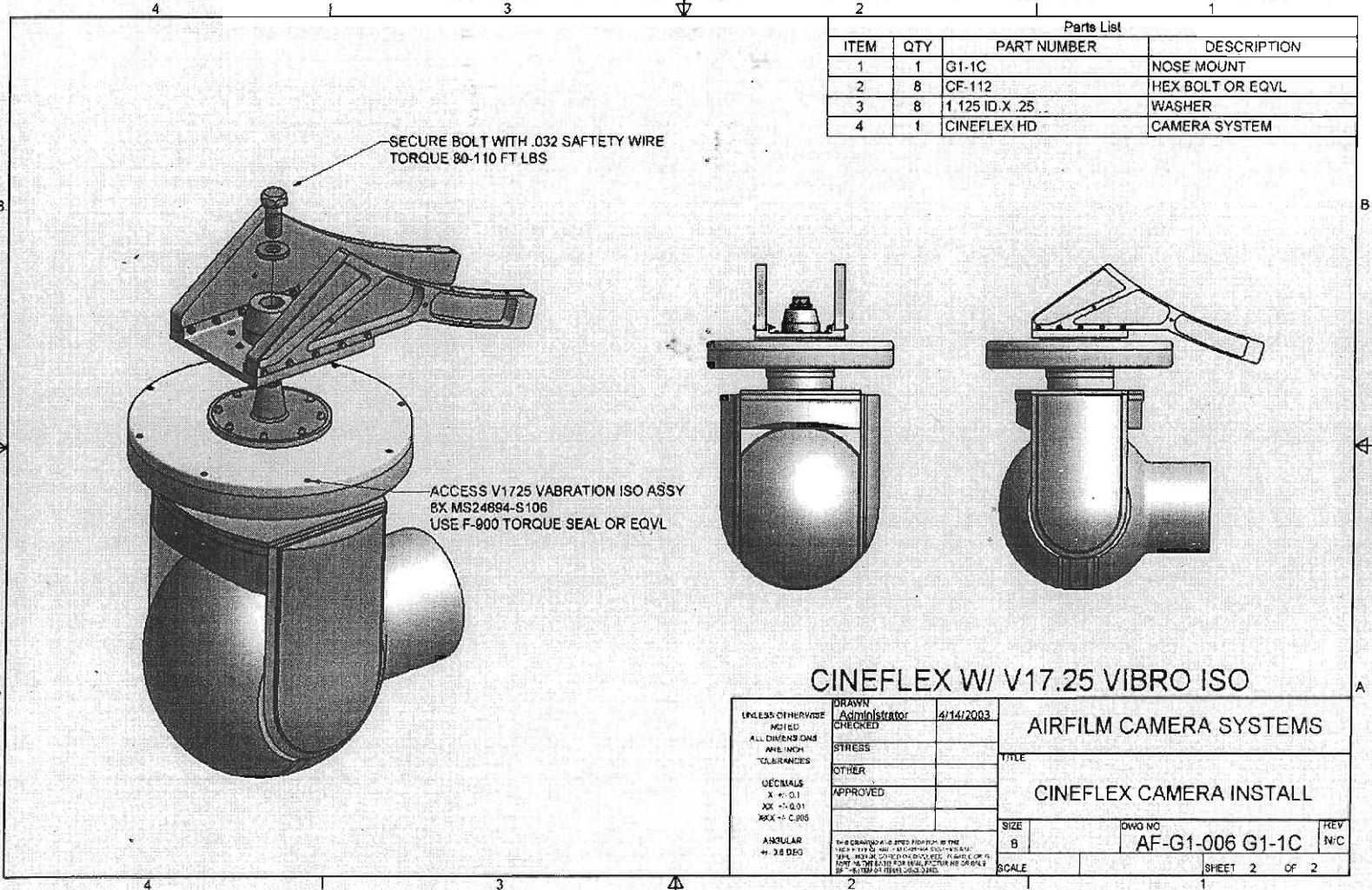
1. INSTALL AND TORQUE ALL HARDWARE PER AC 43.13-1B SECTION 3.4.5 UNLESS OTHERWISE NOTED
2. GRIP LENGTH IS TO BE DETERMINED AT INSTALLATION. NO THREADS ARE TO BE IN BEARING AND A MINIMUM OF TWO THREADS OR A MAXIMUM OF FOUR THREADS MUST BE SHOWING AFTER REACHING PROPER TORQUE ON FASTENERS. GRIP LENGTH GIVEN EITHER IN LIST OF MATERIALS OR CALLED OUT ON DRAWINGS ARE FOR REFERENCE ONLY



DIRECT MOUNT G1 TO CF CAMERA  
OR V1725-1 W/O MALE TAPER

UNLESS OTHERWISE NOTED ALL DIMENSIONS ARE IN INCH TOLERANCES DECIMALS X +/- 0.1 XX +/- 0.01 XXX +/- 0.005 ANGULAR +/- .5 DEG	DRAWN	Administrator	4/14/2003	AIRFILM CAMERA SYSTEMS	
	CHECKED			TITLE	
	STRESS			CINEFLEX CAMERA INSTALL	
	OTHER			REV	
APPROVED			SIZE	DWG NO	N/C
			B	AF-G1-006 G1-1C	
			SCALE	SHEET 1	CF 2

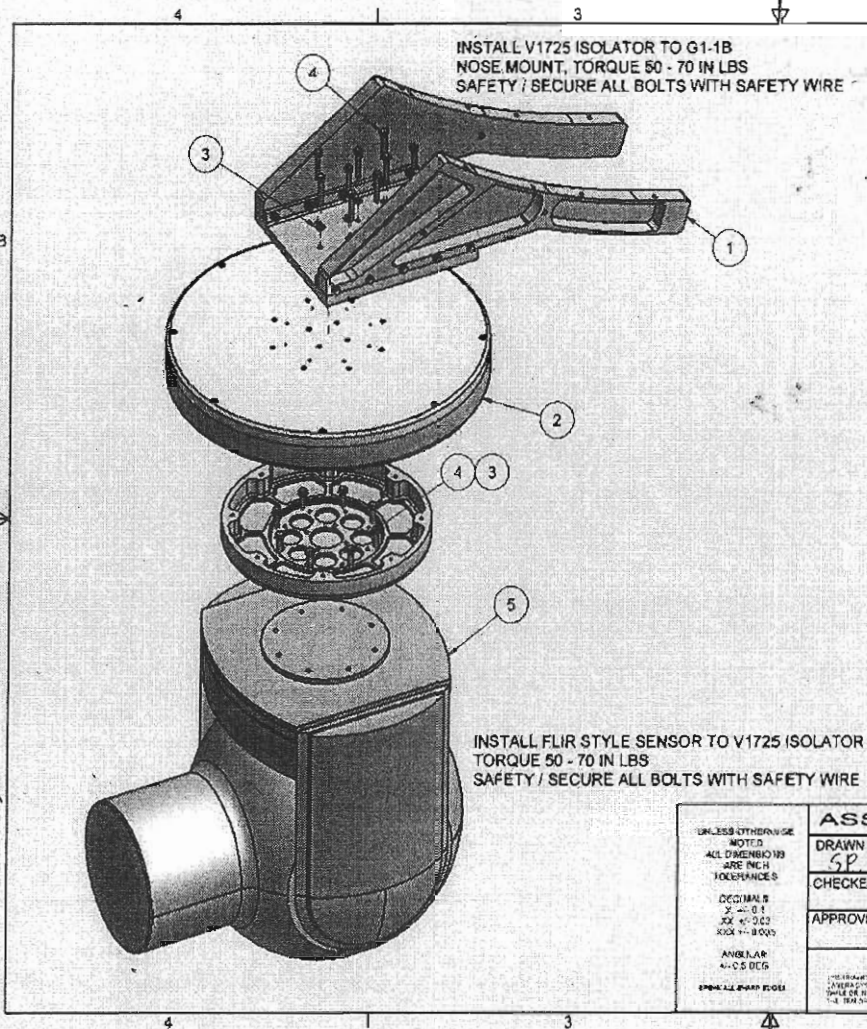




Parts List			
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION
1	1	G1-1C	NOSE MOUNT
2	8	CF-112	HEX BOLT OR EQVL
3	8	1 125 ID X .25	WASHER
4	1	CINEFLEX HD	CAMERA SYSTEM

CINEFLEX W/ V17.25 VIBRO ISO

UNLESS OTHERWISE NOTED ALL DIMENSIONS IN INCH TOLERANCES DECIMALS X = ± 0.1 XX = ± 0.01 XXX = ± 0.005 ANGULAR H = 3.0 DEG	DRAWN Administrator 4/14/2003	AIRFILM CAMERA SYSTEMS		
	CHECKED	TITLE CINEFLEX CAMERA INSTALL		
	STRESS OTHER	SIZE 8	DWG NO AF-G1-006 G1-1C	REV N/C
	APPROVED	SCALE	SHEET 2 OF 2	



Parts List			
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION
1	1	G1-1B	NOSE MOUNT FLIR CONFIG
2	1	V1725	VIBRO ISO 17.25 INCH DIA
3	18	AN960-416L	WASHER THIN
4	18	AN3H-6A	HEX BOLT DRILLED HEAD
5	1	FLIR SENSOR	CAMERA / SENSOR / FLIR STYLE

NOTE: ALTERNATE CONFIGURATION. FLIR STYLE CAMERA CAN BE ATTACHED DIRECTLY TO THE BASE OF THE G1-1B MOUNT WITHOUT USING THE V1725 VIBRATION ISOLATOR IF REQUIRED.

UNLESS OTHERWISE NOTED ALL DIMENSIONS ARE IN INCH TOLERANCES:  DECIMALS .125 - 0.1 .005 - 0.002 .001 - 0.0005  ANGULAR ± 0.5 DEG  SPECIAL HAND FINISH	<b>ASSY DRAWING</b>		<b>AirFilm Camera Systems</b>	
	DRAWN <i>S.P. Herring</i> 10/11/2009		Georgetown, Ca 530-333-0193 www.airfilm.com	
	CHECKED		<b>TITLE</b>	
	APPROVED		<b>FLIR STYLE INSTALL (G1)</b>	
THE INFORMATION ON THIS DRAWING IS UNCLASSIFIED AND IS IN THE PUBLIC DOMAIN. IT IS THE PROPERTY OF AIRFILM CAMERA SYSTEMS AND SHALL REMAIN THE PROPERTY OF AIRFILM CAMERA SYSTEMS.		SIZE <b>B</b>	DWG NO <b>AF-G1-006-G1-1B FLIR</b>	REV N/C
SCALE		SHEET 1 OF 1		

**ANEXO "J"**  
**REPORTE DE**  
**METEOROLOGÍA**  
**POR INSIVUMEH**

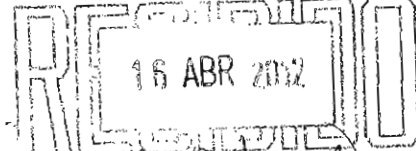
Ministerio de Comunicaciones, Infraestructura y Vivienda  
Instituto Nacional de Sismología, Vulcanología, Meteorología e Hidrología - INSIVUMEH -  
Dirección: 7ª. AV 14-57 Zona 13  
Teléfono: 22613245

Departamento de Investigación y Servicios Climáticos

Guatemala, 16 de abril de 2012

**Señor:**  
**Victor Haroldo Celada Muñoz.**  
**Jefe del departamento de seguridad de vuelo**  
**E investigación de accidentes.**  
**Dirección General de Aeronáutica Civil.**  
**Presente**

Departamento Seguridad de Vuelo  
e Investigación de Accidentes D. G. A. C.



Señor Celada:

Por este medio me permito saludarlo, al mismo tiempo doy respuesta a su oficio de fecha 16 de abril de 2012 referencia SVIA-01-00068-2012, donde solicita el estado de tiempo en forma detallada del día 15 de abril de 2012, de las 8:00 a las 10:00 horas del área de Antigua Guatemala, Sacatepéquez.

Al respecto me permito informar tomando en cuenta las observaciones realizadas en nuestra estación de La Aurora, zona 13 de esta capital, ubicada en el aeropuerto Internacional la Aurora, estación más cercana al lugar que usted solicita.

**Día 15 de abril**

**8:00 horas**

**0000KT 9999 FEW018 18/15 Q1025 A30.27 FEW200=**

VIENTO CALMADO, VISIBILIDAD HORIZONTAL MAYOR A DIEZ KILOMETROS, POCAS NUBES A 1,800 PIES DE ALTURA, TEMPERATURA AMBIENTE 18° CENTIGRADOS, TEMPERATURA PUNTO DE ROCIO 15° CENTIGRADOS, ALTIMETRO Q1025 MILIBARES, EN PULGADAS 30.27, POCAS NUBES A 20,000 PIES DE ALTURA.

**9:00 Horas**

**17006KT 9999 FEW018 20/15 Q1025 A30.27 FEW200=**

VIENTO DE DIRECCION SUR, VELOCIDAD DE 6 NUDOS, VISIBILIDAD HORIZONTAL MAYOR A DIEZ KILOMETROS, POCAS NUBES A 1,800 PIES DE ALTURA, TEMPERATURA AMBIENTE 20° CENTIGRADOS, TEMPERATURA PUNTO DE ROCIO 15° CENTIGRADOS, ALTIMETRO Q1025 MILIBARES, EN PULGADAS 30.27, POCAS NUBES A 20,000 PIES DE ALTURA.

**10:00 Horas**

**18008KT 9999 SCT018 22/16 Q1025 A30.27=**

VIENTO DE DIRECCION SUR, VELOCIDAD DE 8 NUDOS, VISIBILIDAD HORIZONTAL MAYOR A DIEZ KILOMETROS, NUBOSIDAD DISPERSA A 1,800 PIES DE ALTURA, TEMPERATURA AMBIENTE 22° CENTIGRADOS, TEMPERATURA PUNTO DE ROCIO 16° CENTIGRADOS, ALTIMETRO Q1025 MILIBARES, EN PULGADAS 30.27.

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



*18:40  
16/Abril/2012*

**ANEXO "K"**  
**REPORTE DEL**  
**INVESTIGADOR DE**  
**ROLL ROYCE**

TG Bells.

## Rolls-Royce Indianapolis

### Investigation Field Notes

5601 Fortune Circle South Dr.  
Indianapolis, Indiana 46241

Michael A. Weber  
Senior Air Safety  
Investigator

24-Hour Accident Line  
317-230-6630

Date: 4/18/12

Location: Guatemala City, Guatemala

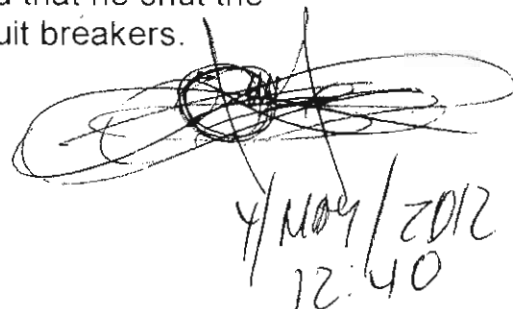
### Investigation Field Notes

TG-BGM, Bell 206L3, 16-April-12  
Antigua, Guatemala

### Background Information

On April 16, 2012, about 09:15 local time, a Bell 206L3 helicopter, registration TG-BGM, collided into houses near Antigua, Guatemala. The operator TAG was operating the helicopter on a local Aerial Photo shoot. The pilot and two of the three passengers sustained serious injuries during the accident sequence. The remaining passenger reportedly was treated and released. The helicopter was destroyed during the accident sequence. Site elevation was reported 5144 MSL. Visual meteorological conditions prevailed, and no flight plan had been filed.

The pilot reported that while flying over a church at minimum altitude, the helicopter started to spin to the right. He tried to correct with pedal adjustments but no response. Based on this, the pilot thought that he had a pedal failure. He tried to stop the rotation by closing the throttle and entering into autorotation. He looked for a safe place to land and proceeded to land on the roof top of two houses. The pilot reported that after landing the engine continued to operate and that he shut the engine down by pulling all fuel switches and circuit breakers.



4/18/2012  
12:40

## Engine observations at the TAG hangar

### Engine S/N CAE 895517

Note: The engine was removed from the helicopter prior to the authors' arrival.

- All oil, fuel, and pneumatic line coupling "B" nuts were at least finger tight.
- The Outer Combustion Case was damaged when the fuel nozzle was pushed into the rear dome area during the accident sequence.
- Other than the Outer Combustion Case, there was no evidence of damage to any of the accessories or components of the engine.
- The N1 shafting system was bound.
- The N2 shafting system was checked and found to rotate with rubbing noises heard.
- The compressor front support, engine air inlet, and the first stage of the centrifugal compressor was free of visible damage.
- No anomalies were noted to the P/T- 4 turbine wheel as viewed through the exhaust collector.
- The upper magnetic chip detector was removed and found clean.
- The lower magnetic chip detector was removed and found clean.

## Findings

- Examination of the engine revealed no evidence of any pre-impact failed or failing parts.
- The damages to the engine were the result of impact forces caused by the accident sequence and contact with the houses.

*Michael A. Weber*

**Michael A. Weber**  
**Senior Air Safety Investigator**  
**Date: 02-May-12**



**ANEXO "L"**  
**INFORMACIÓN DE**  
**PÉRDIDA DE**  
**EFFECTIVIDAD DEL**  
**ROTOR DE COLA**



## IN THIS ISSUE

### 1 **LOSS OF TAIL ROTOR EFFECTIVENESS (LTE)**

#### 1.1 Introduction

1.1.1 A recent accident investigation conducted by the Air Accidents Investigation Branch has led to the belief that the pilot experienced Loss of Tail Rotor Effectiveness (LTE) and was unable to prevent the helicopter from completing several revolutions before impacting the ground

1.1.2 The purpose of this FODCOM is to bring to the attention of all Commercial Helicopter Pilots the latest information on LTE

#### 1.2 History

1.2.1 The following statements have all come from real accident or incident reports, from both private and professional helicopter pilots working in a variety of environments.

- The pilot reported that he was on approach to a ridgeline landing zone about 70 ft above ground level decelerating through about 20 kt. Suddenly a gust of wind induced a loss of directional control. The helicopter began to rotate rapidly about the mast and impacted the ground.
- The pilot reported that he made a low pass over a mountain peak into a 40 kt headwind before losing tail rotor effectiveness. He then lost directional control and struck the ground.
- The pilot was manoeuvring the helicopter at about 300 ft AGL at slow speed when the aircraft entered an uncontrolled descending turn. Unable to regain control the pilot closed the throttle and attempted an emergency landing.

1.2.2 In all the cases described above, the helicopters were all correctly rigged, maintained and fully serviceable prior to the incidents and were carrying no significant defects that affected the flight in any way. They all, however, experienced phenomena known as Loss of Tail Rotor Effectiveness.

#### 1.3 **What is LTE?**

1.3.1 LTE can be described as a critical low speed aerodynamic flight condition that can result in an uncommanded rapid yaw rate that does not subside and which can result in the loss of an aircraft if it remains unchecked

1.3.2 LTE is the result of a control margin deficiency, it is not a maintenance malfunction

1.3.3 LTE is an aerodynamic condition that can affect all single rotor helicopters that utilise a conventional tail rotor. Whilst the design of main and tail rotor blades and the tail boom assembly can affect the characteristics and susceptibility of a helicopter to LTE, it will not nullify the phenomenon entirely. Tail rotor capability is a factor and a helicopter type that is prone to reaching full pedal when, for example, hovering out of wind inside Ground Effect (IGE) is more likely to suffer LTE due to high power (high, but in limits, gearbox torque or engine power) than a helicopter with good pedal margins in the same situation. Pilots should be aware of the characteristics of the helicopter they fly and be particularly aware of the amount of tail rotor pedal typically required for different flight conditions

## FLIGHT OPERATIONS DEPARTMENT COMMUNICATION - 1/2004

---

- 1.3.4 LTE can occur on helicopters with either anti-clockwise or clockwise rotating main blades, but the direction of the relative wind that makes them susceptible to LTE will differ. Thus an American design will be susceptible with the relative wind from the front left arcs, whilst French designs will be susceptible with relative winds from the front right arcs.
- 1.3.5 LTE is a condition that occurs when the flow of air through a conventional tail rotor is altered in some way, either by, altering the angle or speed at which the air passes through the rotating blades of the tail rotor system. An effective tail rotor relies on a stable and relatively undisturbed airflow in order to provide a steady and constant anti-torque reaction. The pitch, and inevitably the angle of attack of the individual blades will determine the thrust output of the tail rotor. A change to any of these criteria will inevitably alter the amount of thrust generated. When a pilot makes a yaw pedal input he will effect a thrust reaction from the tail rotor. Altering the amount of thrust delivered for the same yaw input will create an imbalance. Taking this imbalance to the extreme will result in the loss of effective control in the yawing plane and LTE will occur.
- 1.3.6 This alteration of tail rotor thrust can be effected by numerous external influences. The main influences, hence the main contributing factors to LTE are:
- Airflow and downdraft generated by the main rotor blades interfering with the airflow entering the tail rotor assembly;
  - Main blade vortices developed at the main blade tips entering the tail rotor, and
  - Turbulence and other natural phenomena affecting the airflow surrounding the tail rotor.
- 1.3.7 Wind tunnel tests have shown that the aerodynamic turbulence induced with all three phenomena above are both complex and interrelated however three conditions appear to be contributory factors to LTE:
- Firstly, a high power setting, hence large main rotor pitch angle, induces considerable main rotor blade downwash and hence more turbulence than when the helicopter is in a low power condition,
  - Secondly a slow forward airspeed, typically at speeds where translational lift is in the process of change, where airflow around the tail rotor will vary in direction and speed; and
  - Thirdly the airflow relative to the helicopter, the worst case being when the relative wind is within  $\pm 15^\circ$  of the 10 or 2 o'clock position (American/French types respectively) when the generated vortices can be blown directly into the tail rotor.
- 1.3.8 Certain flight activities lend themselves to being more at high risk to LTE than others, for example powerline and pipeline patrol sectors, low speed aerial filming as well as in the Police and Helicopter Emergency Medical Services (HEMS) environments can find themselves in low and slow situations over geographical areas where the exact windspeed and direction are hard to determine.

### 1.4 How can LTE be avoided?

- 1.4.1 The exact parameters described above will vary from type to type depending on rotor orientation (clockwise or anti), the size of the machine and the geometric and aerodynamic relationship between the main and tail rotors. However there are certain flight phases where LTE is more likely to occur regardless of the type. The following is a general 'how to avoid LTE' list:

#### Whenever possible, AVOID combinations of:

- Low and slow flight outside of ground effect;
- Winds from  $\pm 15^\circ$  of the 10 o'clock (American) or 2 o'clock (French) position,
- Tailwinds that may alter the onset of translational lift hence induce high power demands;
- Low speed downwind turns,

# FLIGHT OPERATIONS DEPARTMENT COMMUNICATION - 1/2004

---

- Large changes of power at low airspeeds; and
  - Low speed flight in the proximity of physical obstructions that may alter a smooth airflow
- 1.4.2 Pilots should be aware that if they enter a flight regime where combinations of the above occur, then they are entering a potential LTE situation. In this case they should realise the possibility of experiencing LTE, recognise its onset and be prepared to react very quickly to it before it builds up.
- 1.5 What to do if LTE is encountered
- 1.5.1 The exact actions to be taken having encountered the phenomenon will vary according to the circumstances, but gaining forward airspeed will remove the problem. Awareness of LTE to assist in early detection of it, followed by firm corrective action to counter the effect will always pay dividends. Early identification followed by the immediate application of corrective action by getting the nose forward to regain airspeed is the key to a safe recovery - hence the need for the pilot to ensure he has the height and space available to recover. Understanding the phenomenon is by far the most important factor, and the ability and option to either 'go around' if making an approach (positive airspeed will always counter the effects of LTE) or pull out of a manoeuvre safely and re-plan, is always the safe option. Having the ability to 'fly away' down a safe route and re-think should always be part of a pilot's planning process in all phases of flight.
- 1.5.2 Helicopter pilots should be aware of LTE and should avoid entering into the flight phases where LTE could occur. The specific wind directions and speeds may vary with helicopter types and in some cases the danger arcs indeed overlap so detection may not be easy.
- 1.6 Recommendation
- 1.6.1 Helicopter operators should bring the details of this FODCOM to the attention of all their flight crew, and should consider covering the topic of Loss of Tail Rotor Effectiveness during recurrent ground training.

Captain D J Chapman  
Head Flight Operations Department  
9 January 2004

*Recipients of new FODCOMs are asked to ensure that these are copied to their 'in house' or contracted maintenance organisation, to relevant outside contractors, and to all members of their staff who could have an interest in the information or who need to take appropriate action in response to this Communication.*

Bell Helicopter Textron Inc.  
A Subsidiary of Textron Inc.

Post Office Box 482  
Fort Worth, Texas 76101  
(817) 280-2011

**OPERATIONS SAFETY NOTICE**

OCTOBER 31, 1983

OSN 206L-83-7

TO: 206L SERIES HELICOPTER OPERATORS  
SUBJECT: SUPPLEMENTAL OPERATING & EMERGENCY PROCEDURES

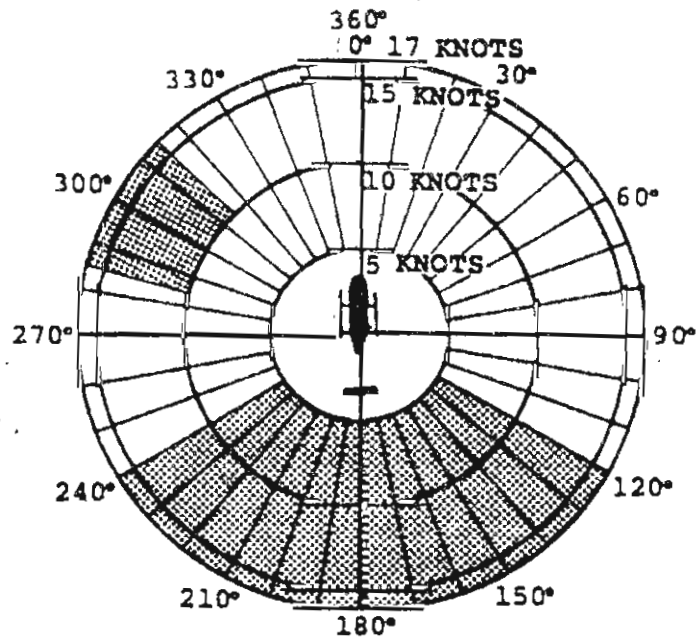
RECENT FLIGHT TESTING HAS REVEALED THAT THERE IS A REMOTE POSSIBILITY THAT AN UNANTICIPATED RIGHT YAW MAY OCCUR UNDER CERTAIN CONDITIONS NOT RELATED TO A MECHANICAL MALFUNCTION. THESE CONDITIONS MAY INCLUDE HIGH POWER DEMAND SITUATIONS WHILE HOVERING, AND/OR WHEN RELATIVE WIND AFFECTS AIRSPEED VERSUS GROUND SPEED). THE PURPOSE OF THIS OSN IS:

1. TO EMPHASIZE THE IMPORTANCE OF STAYING AWARE OF POWER AND WIND CONDITIONS.
2. TO PROVIDE A WIND AZIMUTH CHART.
3. TO RECOMMEND A TECHNIQUE FOR RECOVERY FROM AN UNANTICIPATED RIGHT YAW.

OPERATORS SHOULD:

- VERIFY THAT THE TAIL ROTOR IS RIGGED IN ACCORDANCE WITH THE MAINTENANCE MANUAL.
- MAINTAIN MAIN ROTOR RPM WITHIN THE GREEN ARC. NOTE: IF MAIN ROTOR RPM IS ALLOWED TO DECREASE THE ANTI-TORQUE THRUST REQUIRED TO BALANCE THIS CHANGE INCREASES.
- WHEN MANEUVERING BETWEEN HOVER AND 30 MPH:
  - BE AWARE THAT A TAIL WIND WILL REDUCE RELATIVE WIND SPEED IF A DOWN WIND TRANSLATION OCCURS. IF LOSS OF TRANSLATIONAL LIFT OCCURS IT CAN RESULT IN A HIGH POWER DEMAND AND AN ADDITIONAL ANTI-TORQUE REQUIREMENT.
  - BE ALERT DURING HOVER (ESPECIALLY OGE) AND HIGH POWER DEMAND SITUATIONS SUCH AS LOW SPEED DOWNWIND TURNS.
  - BE ALERT DURING HOVER IN WINDS OF ABOUT 8-12 KNOTS (ESPECIALLY OGE) SINCE THERE ARE NO STRONG INDICATIONS TO THE PILOT, TO THE POSSIBILITY OF A REDUCTION OF TRANSLATIONAL LIFT. THIS REDUCTION RESULTS IN AN UNEXPECTED HIGH POWER DEMAND AND INCREASED ANTI-TORQUE REQUIREMENTS.

# RELATIVE WIND CHART



## NOTE

An unanticipated right yaw may occur when operating in the shaded areas of the chart.

## NOTE

This chart refers to unanticipated right yaw and does not replace the critical relative wind azimuth chart in the performance section of the flight manual which refers to tail rotor control margin.

- BE AWARE THAT IF A CONSIDERABLE AMOUNT OF LEFT PEDAL IS BEING MAINTAINED, THAT A SUFFICIENT AMOUNT OF LEFT PEDAL MAY NOT BE AVAILABLE TO COUNTERACT AN UNANTICIPATED RIGHT YAW.

- BE ALERT TO CHANGING AIRCRAFT FLIGHT AND WIND CONDITIONS SUCH AS EXPERIENCED WHEN FLYING ALONG RIDGE LINES AND AROUND BUILDINGS.

· OBSERVE THE RELATIVE WIND CONDITIONS SET OUT IN THE ATTACHED CHART.

· IF A SUDDEN UNANTICIPATED RIGHT YAW OCCURS THE RECOMMENDED RECOVERY TECHNIQUE IS:

1. APPLY FULL LEFT PEDAL.
2. APPLY FORWARD CYCLIC, AND RECOVER.
3. IF ALTITUDE PERMITS, REDUCE POWER.

NOTE

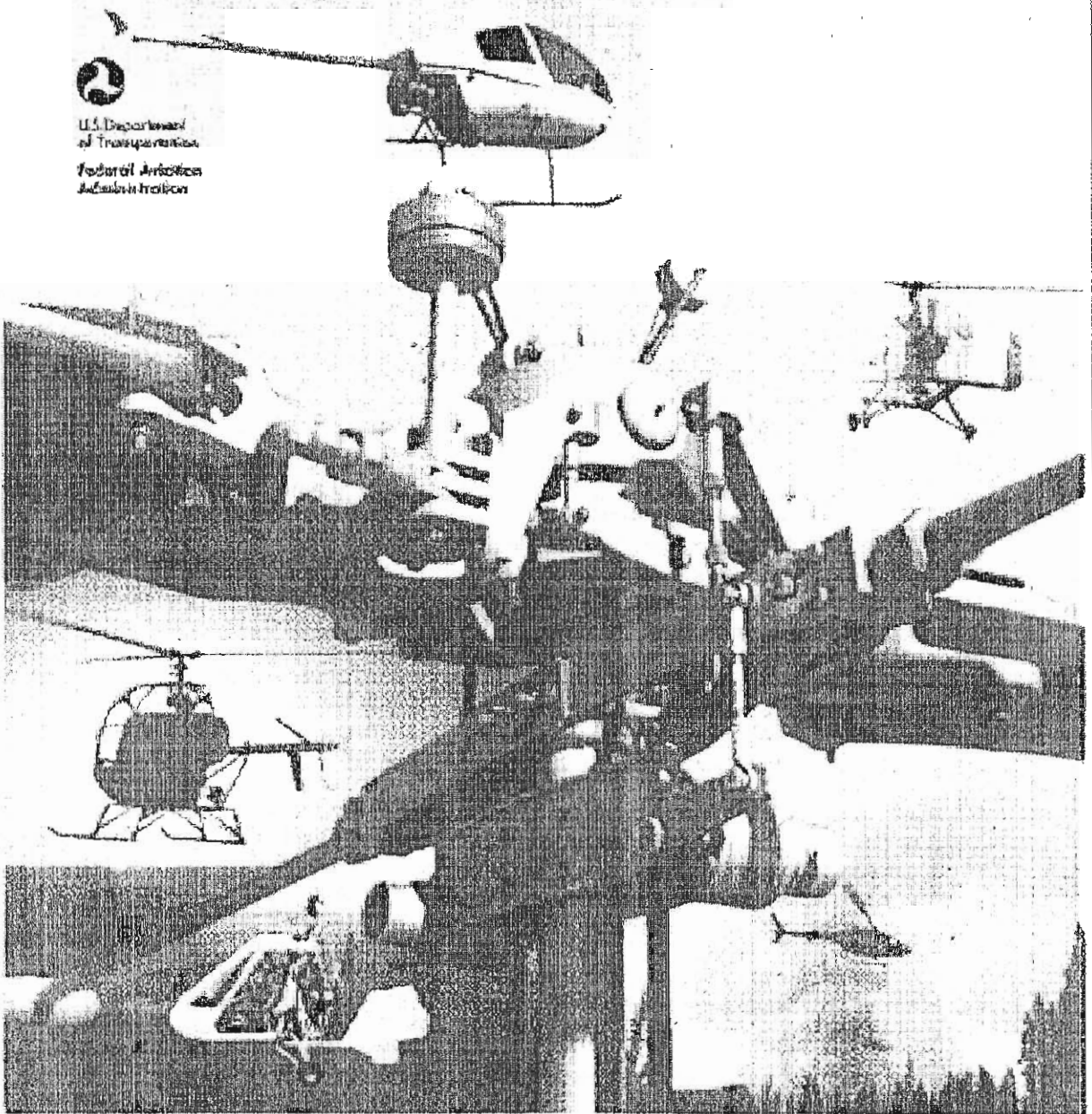
THE TAIL ROTOR IS CONTINUING TO PROVIDE THRUST. THE TIME TO ARREST THE YAW RATE DEPENDS ON THE MAGNITUDE OF THE YAW RATE TO BE OVERCOME.

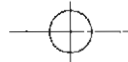


# Rotorcraft Flying Handbook



U.S. Department  
of Transportation  
Federal Aviation  
Administration

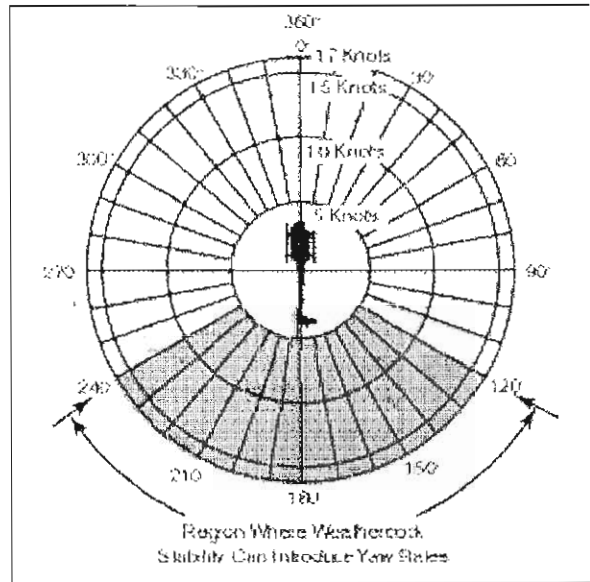




it cannot be controlled by the pilot. The amount of antitorque depends on the position where the controls jam or fail. Once again, the techniques differ depending on the amount of tail rotor thrust, but an autorotation is generally not required.

**LANDING—STUCK LEFT PEDAL**

Be sure to follow the procedures and techniques outlined in the FAA-approved rotorcraft flight manual for the helicopter you are flying. A stuck left pedal, such as might be experienced during takeoff or climb conditions, results in the heli-

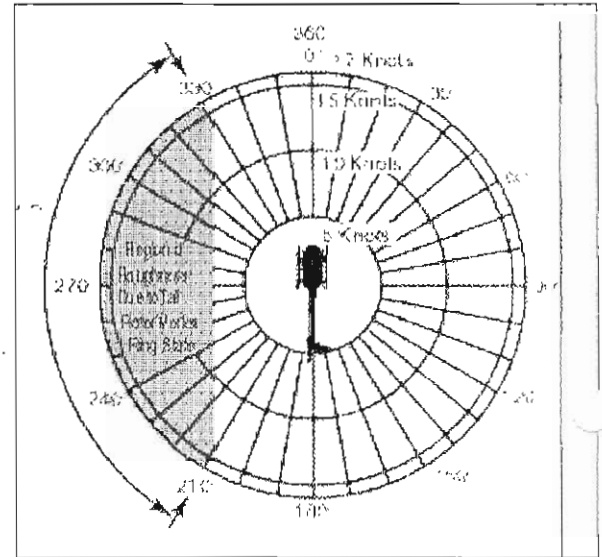


copter's nose yawing to the left when power is reduced. Rolling off the throttle and entering an autorotation only makes matters worse. The landing profile for a stuck left pedal is best described as a normal approach to a momentary hover at three to four feet above the surface. Following an analysis, make the landing. If the helicopter is not turning, simply lower the helicopter to the surface. If the helicopter is turning to the right, roll the throttle toward flight idle the amount necessary to stop the turn as you land. If the helicopter is beginning to turn left, you should be able to make the landing prior to the turn rate becoming excessive. However, if the turn rate becomes excessive prior to the landing, simply execute a takeoff and return for another landing.

**LANDING—STUCK NEUTRAL OR RIGHT PEDAL**

The landing profile for a stuck neutral or a stuck right pedal is a low power approach or descent with a running or roll-on landing. The approach profile can best be described as a steep approach with a

flare at the bottom to slow the helicopter. The power should be low enough to establish a left yaw during the descent. The left yaw allows a mar-



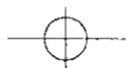
gin of safety due to the fact that the helicopter will turn to the right when power is applied. This allows the momentary use of power at the bottom of the approach. As you apply power, the helicopter rotates to the right and becomes aligned with the landing area. At this point, roll the throttle to flight idle and make the landing. The momentary use of power helps stop the descent and allows additional time for you to level the helicopter prior to closing the throttle.

If the helicopter is not yawed to the left at the conclusion of the flare, roll the throttle to flight idle and use the collective to cushion the touchdown. As with a running or roll-on landing, use the cyclic to maintain the ground track. This technique results in a longer ground run or roll than if the helicopter was yawed to the left.

**UNANTICIPATED YAW / LOSS OF TAIL ROTOR EFFECTIVENESS (LTE)**

Unanticipated yaw is the occurrence of an uncommanded yaw rate that does not subside of its own accord and, which, if not corrected, can result in the loss of helicopter control. This uncommanded yaw rate is referred to as loss of tail rotor effectiveness (LTE) and occurs to the right in helicopters with a counter-clockwise rotating main rotor and to the left in helicopters with a clockwise main rotor rotation. Again, this discussion covers a helicopter with a counter-clockwise rotor system and an antitorque rotor.

LTE is not related to an equipment or maintenance malfunction and may occur in all single-rotor heli-



copters at airspeeds less than 30 knots. It is the result of the tail rotor not providing adequate thrust to maintain directional control, and is usually caused by either certain wind azimuths (directions) while hovering, or by an insufficient tail rotor thrust for a given power setting at higher altitudes.

For any given main rotor torque setting in perfectly steady air, there is an exact amount of tail rotor thrust required to prevent the helicopter from yawing either left or right. This is known as tail rotor trim thrust. In order to maintain a constant heading while hovering, you should maintain tail rotor thrust equal to trim thrust.

The required tail rotor thrust is modified by the effects of the wind. The wind can cause an uncommanded yaw by changing tail rotor effective thrust. Certain relative wind directions are more likely to cause tail rotor thrust variations than others. Flight and wind tunnel tests have identified three relative wind azimuth regions that can either singularly, or in combination, create an LTE conducive environment. These regions can overlap, and thrust variations may be more pronounced. Also, flight testing has determined that the tail rotor does not actually stall during the period. When operating in these areas at less than 30 knots, pilot workload increases dramatically.

#### MAIN ROTOR DISC INTERFERENCE (285-315°)

Refer to figure 11-10. Winds at velocities of 10 to 30 knots from the left front cause the main rotor vortex to be blown into the tail rotor by the relative wind. The effect of this main rotor disc vortex causes the tail rotor to operate in an extremely turbulent environment. During a right turn, the tail rotor experiences a reduction of thrust as it comes into the area of the main rotor disc vortex. The reduction in tail rotor thrust comes from the airflow changes experienced at the tail rotor as the main rotor disc vortex moves across the tail rotor disc. The effect of the main rotor disc vortex initially increases the angle of attack of the tail rotor blades, thus increasing tail rotor thrust. The increase in the angle of attack requires that right pedal pressure be added to reduce tail rotor thrust in order to maintain the same rate of turn. As the main rotor vortex passes the tail rotor, the tail rotor angle of attack is reduced. The reduction in the angle of attack causes a reduction in thrust and a right yaw acceleration begins. This acceleration can be surprising, since you were previously adding right pedal to maintain the right turn rate. This thrust reduction occurs suddenly, and if uncorrected, develops into an uncontrollable rapid rotation about the mast. When operating within

this region, be aware that the reduction in tail rotor thrust can happen quite suddenly, and be prepared to react quickly to counter this reduction with additional left pedal input.

Figure 11-10 Main rotor disc vortex interference

#### WEATHERCOCK STABILITY (120-240°)

In this region, the helicopter attempts to weather-vane its nose into the relative wind. [Figure 11-11] Unless a resisting pedal input is made, the helicopter starts a slow, uncommanded turn either to the right or left depending upon the wind direction. If the pilot allows a right yaw rate to develop and the tail of the helicopter moves into this region, the yaw rate can accelerate rapidly. In order to avoid the onset of LTE in this downwind condition, it is imperative to maintain positive control of the yaw rate and devote full attention to flying the helicopter.

Figure 11-11 Weathercock stability

#### TAIL ROTOR VORTEX RING STATE (210-330°)

Winds within this region cause a tail rotor vortex ring state to develop. [Figure 11-12] The result is a non-uniform, unsteady flow into the tail rotor. The vortex ring state causes tail rotor thrust variations, which result in yaw deviations. The net effect of the unsteady flow is an oscillation of tail rotor thrust. Rapid and continuous pedal movements are necessary to compensate for the rapid changes in tail rotor thrust when hovering in a left crosswind. Maintaining a precise heading in this region is difficult, but this characteristic presents no significant problem unless corrective action is delayed. However, high pedal workload, lack of concentration and overcontrolling can all lead to LTE.

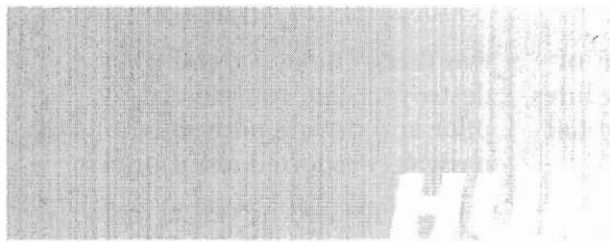
When the tail rotor thrust being generated is less than the thrust required, the helicopter yaws to the right. When hovering in left crosswinds, you must concentrate on smooth pedal coordination and not allow an uncontrolled right yaw to develop. If a right yaw rate is allowed to build, the helicopter can rotate into the wind azimuth region where weathercock stability then accelerates the right turn rate. Pilot workload during a tail rotor vortex ring state is high. Do not allow a right yaw rate to increase.

Figure 11-12 Tail rotor vortex ring state

#### LTE AT ALTITUDE

At higher altitudes, where the air is thinner, tail rotor thrust and efficiency is reduced. When oper-





# A.D. Heliprops

HELICOPTER PROFESSIONAL PILOTS SAFETY PROGRAM  
Volume 16 ★ Number 3 ★ 2004

## Basics and Professionalism

*I looked at the National Transportation Safety Board accident synopses for helicopter mishaps due to Unanticipated Yaw (often referred to as Loss of Tail Rotor Effectiveness -- LTE) and found that there were almost one hundred occurrences during the last twenty years. Keep in mind that these statistics are for U.S. civil helicopters, and only for reportable accidents in which Unanticipated Yaw was found to be the probable cause. There is evidence that there are many, many more occurrences of Unanticipated Yaw that narrowly escape being reportable accidents.*

### NTSB IAD01FA089.

#### Hughes 369.

"The pilot and his passenger/observer were assisting local authorities during a search mission involving a boating incident on the lake. The pilot flew the helicopter 20-30 feet over the water on a north to south pass parallel to the shoreline... the pilot turned the helicopter left, to the north, out over the lake, and then turned west inbound toward the shoreline. While hovering out of ground effect on a west-southwest direction, the helicopter encountered a loss of



tail rotor effectiveness and entered a spin to the right, which the pilot was unable to arrest. The helicopter impacted the water, and came to rest on its left side. The weather observation facility reported the wind from 130 degrees at 9 knots.

The National Transportation Safety Board determined the probable cause of this accident as the pilot's inability to control the helicopter after entering loss of tail rotor effectiveness. A contributing factor was the unfavorable wind."

### NTSB IAD01FA089.

#### Bell 206B.

"The purpose of the helicopter flight was to take aerial photographs of a large airport expansion construction project. The helicopter approached the construction site in an out-of-ground-effect hover taxi, with a quartering left tailwind. The helicopter turned to the right, and slowed to a stationary hover about 250 feet above the ground with a direct tailwind. Once in a hover, the helicopter made a rapid, right 180-degree

*continued page 2*

### INSIDE HELIPROPS

Basics and Professionalism	1-5
Then I Was...	
Accounts from our Readers	6-7
Q & YOUR ANSWERS...	8-10
What is Your Answer	8
2004 U.S. Civil Helicopter Accident Statistics	11
Heliprops Order Form	12

**Basics and Professionalism (con't)**

pedal turn around the mast, stopped momentarily, and then initiated another rapid pedal turn to the right. The helicopter turned at a faster rate than the initial turn, and continued into a spinning vertical descent to the ground. Examination of the helicopter revealed no mechanical anomalies. The collective was in a full up position, and the main rotor blades exhibited signatures consistent with low rotor rpm at ground contact.

The National Transportation Safety Board determined the probable cause of this accident as the pilot's improper decision to maneuver in an environment conducive to a loss of tail rotor effectiveness, and his inadequate recovery from the resultant unanticipated right yaw."

**NTSB NYC98L043.**

**Robinson R-22.**

"The pilot was performing an out-of-ground-effect hover with a 10 knot tailwind. When the pilot raised the collective to maneuver, the helicopter began to spin to the right. The helicopter spun four times, descended, and impacted the ground. The pilot had about 100 hours of helicopter experience, and about 10 hours of out-of-ground-effect hover experience. After the accident the pilot told a police officer that he exceeded the limitations of the tail rotor.

The National Transportation Safety Board determined the probable cause of this accident

as the pilot's improper out-of-ground-effect hover procedures which resulted in a loss of tail rotor effectiveness."

**NTSB IAD96FA107**

**206B.**

"Witnesses stated that they observed the helicopter hovering just above some 70 to 80 foot tall trees near the Creek. They said that the helicopter spun around slowly 3 to 4 times and that the main rotor was spinning slowly before the helicopter went behind the trees and crashed. The winds at the time were from 010 degrees at 6 knots. Examination of the wreckage found no evidence of pre-impact damage with the airframe, engine, or flight controls, however the aircraft was over its gross weight limitations for hovering out-of-ground-effect by 277 pounds.

The National Transportation Safety Board determined the probable cause of this accident as follows: The pilot's improper handling of the helicopter resulting in a loss of tail rotor effectiveness. A related factor was the pilot's disregard for the aircraft's weight and balance while hovering out-of-ground-effect."

**NTSB ATU04TA137.**

**206B.**

"At 1000 central daylight time a Bell 206B operating as a Public Use flight, collided with trees and the road... Visual meteorological conditions prevailed and no flight plan

was filed. The helicopter was destroyed. The commercial pilot and private pilot rated passenger reported no injuries.

The pilot stated he was at a low airspeed between 20 to 25 knots at 200 feet AGL. The winds were on his tail. The helicopter started to weathervane to the right. He immediately applied left anti-torque pedal and increased power. The un-commanded turn rate increased. He decreased power, lowered the nose, and applied right cyclic. The turn rate increased. The helicopter collided with trees and a road while turning to the right, collapsing the right skid and rolling over on its left side. When asked if he experienced any mechanical problems with the helicopter before the accident, the pilot stated "No." When asked what happened the pilot stated "He encountered a loss of tail rotor effectiveness."

**NTSB CHI00GA160**

**269C.**

"The police helicopter was providing night airborne surveillance support to a police ground unit...Witnesses on the ground said the helicopter was headed northwest when it "started spinning" and the "nose went straight down." An examination of the wreckage revealed no anomalies. The pilot had 149 total hours in helicopters all within the 84 days before the accident. The winds reported east of the accident site were 180 degrees at 12 knots.

The National Transportation Safety Board determined the probable cause as the pilot's failure to maintain translational lift while maneuvering, and the loss of tail rotor effectiveness. Factors related to this accident were the tailwind, low airspeed, low rotor rpm, and the pilot's lack of overall experience in helicopters."

Can Unanticipated Yaw be a serious problem? Of course it can. Of these six examples, four had fatal injuries. Granted, few instances of Unanticipated Yaw result in fatal accidents. Most TFR incidents result in nothing more than a surprised pilot; but many others take their toll of damaged or destroyed airframes.

Interestingly, almost all Unanticipated Yaw accidents occur in small, normal category helicopters. None in helicopters like the 412, S-76, or Puma. Why? Is it because the larger, transport category helicopters cannot experience Unanticipated Yaw? I don't think so.

Consider airplanes for a moment. Can a Cessna 150 stall? Yes it can. Can a Lear 35 stall? Sure. Can a Boeing 747-400 stall? Indeed, a big airplane like that can experience a stall too. Wing stalls are a characteristic of all airplanes.

Now, are Cessna 150's stalled more frequently than Boeing 747-400's? Yes. Why? Probably due to a combination of the pilots who fly them and how they are typically flown/used. An airplane like a Boeing 747 is flown gently, by an

*"Almost all Unanticipated Yaw accidents occur in small, normal category helicopters. None in helicopters like the 412, S-76, or Puma. Why? Is it because the larger, transport category helicopters cannot experience Unanticipated Yaw? I don't think so."*

experienced crew, under the watchful eyes of dispatchers and controllers, from one large weather-reporting airport to another large weather-reporting airport.

An airplane like a Cessna 150 is often maneuvered by a solo-student pilot performing one basic maneuver after another during a short flight period, in uncontrolled airspace, with little or no immediate outside-assistance available.

Obviously, an inexperienced solo-pilot flying an unsophisticated aircraft near its limitations is more likely to be involved in a mishap than an experienced crew in an airplane/air system that helps the crew with their thinking and decision making.

Helicopters and Unanticipated Yaw have a similar relationship. Large helicopters as well as small helicopters can experience Unanticipated Yaw; it is a characteristic of single main-rotor helicopters. But Transport Category helicopters do not have a history of Unanticipated Yaw incidents

because of the pilots who fly them, and how they are flown/used.

A helicopter like an S-76 is often crewed by two experienced, type-rated pilots performing normal takeoffs and landings from one prepared field to another. A helicopter like a 206B frequently has a solo (less experienced) pilot, conducting missions that require low, slow flight, with frequent sharp turns, climbs and descents in/over unprepared fields.

It should come as no surprise who has the greater opportunity to experience Unanticipated Yaw.

The argument can be made that the Transport Category helicopter crews avoid Unanticipated Yaw because they are more experienced, professional, acquainted with, and adherent to the basics of flying. But being professional, and an adherent to basics is not the exclusive domain of the experienced pilot flying large helicopters. The inexperienced helicopter pilot can also - *on his own* - develop a professional approach to all of his flying, and acquire the necessary basic information and skills to avoid Unanticipated Yaw.

A substantial portion of the basic information necessary to avoid Unanticipated Yaw is contained in the *Rotorcraft Flying Manual*, FAA-H-8083-21, that portion of which is printed in its entirety below. The only other ingredient now required is for you to read it, understand it, and adhere to it.

## Basics and Professionalism (con't)

### UNANTICIPATED YAW/LOSS OF TAIL ROTOR EFFECTIVENESS (LTE)

Unanticipated yaw is the occurrence of an uncommanded yaw rate that does not subside of its own accord and, which, if not corrected, can result in the loss of helicopter control. This uncommanded yaw rate is referred to as loss of tail rotor effectiveness (LTE) and occurs to the right in helicopters with a counter-clockwise rotating main rotor and to the left in helicopters with a clockwise main rotor rotation. This discussion covers a helicopter with a counter-clockwise rotor system and an antitorque rotor.

LTE is not related to an equipment or maintenance malfunction and may occur in all single-rotor helicopters at airspeeds less than 30 knots. It is the result of the tail rotor not providing adequate thrust to maintain directional control, and is usually caused by either certain wind azimuths (directions) while hovering, or by an insufficient tail rotor thrust for a given power setting at higher altitudes.

For any given main rotor torque setting in perfectly steady air, there is an exact amount of tail rotor thrust required to prevent the helicopter from yawing either to the left or right. This is known as tail rotor trim thrust. In order to maintain a constant heading while hovering, you should maintain tail rotor thrust equal to trim thrust.

The required tail rotor thrust is modified by the effects of the wind. The wind can cause an uncommanded yaw by changing tail rotor effective thrust. Certain relative wind directions are more likely to cause tail rotor thrust variations than others. Flight and wind tunnel tests have identified three relative wind regions that can singularly, or in combination, create an LTE conducive environment. These regions can overlap, and thrust variations may be more pronounced. Also, flight testing has determined that the tail rotor does not actually stall during the period. When operating in these areas at less than 30 knots, pilot workload increases dramatically.

### MAIN ROTOR DISC INTERFERENCE (285°-315°)

Refer to Figure 1. Winds at velocities of 10 to 30 knots from the left front cause the main rotor vortex to be blown into the tail rotor by the relative wind. The effect of this main rotor vortex causes the tail rotor to operate in an extremely turbulent environment. During a right turn, the tail rotor experiences a reduction of thrust as if it comes into the area of the main rotor disc vortex. The reduction in tail rotor thrust comes from the airflow changes experienced at the tail rotor as the main rotor disc vortex moves across the tail rotor disc. The effect of the main rotor disc vortex initially increases the angle of attack of the tail rotor blades, thus increasing the tail rotor thrust. The increase in the angle of attack requires that right pedal pressure be added to reduce tail rotor thrust in order to maintain the same rate of turn. As the main rotor vortex passes the tail rotor, the tail rotor angle of attack is reduced. The reduction in the angle of attack causes a reduction in thrust and a right yaw acceleration begins. This acceleration can be surprising, since you were previously adding right pedal to maintain the right turn. This thrust reduction occurs suddenly, and if uncorrected, develops into an uncontrollable rapid rotation about the mast.

When operating within this region, be aware that the reduction in tail rotor thrust can happen quite suddenly, and be prepared to react quickly to counter this reduction with additional left pedal

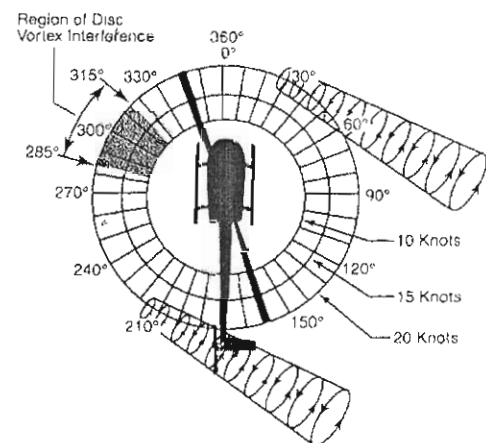
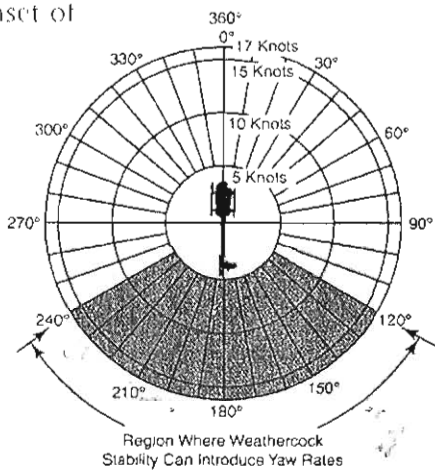


Figure 1: Main Rotor Disc Vortex Interference

## WEATHERCOCK STABILITY (120°-240°)

In this region, the helicopter attempts to weathervane its nose into the relative wind. Refer to Figure 2. Unless a resisting pedal input is made, the helicopter starts a slow, uncommanded turn either to the right or the left depending on the wind direction. If the pilot allows a right yaw rate to develop and the tail of the helicopter moves into this region, the yaw rate can accelerate rapidly. In order to avoid the onset of LTE in this downwind condition, it is imperative to maintain positive control of the yaw rate and devote full attention to flying the helicopter.



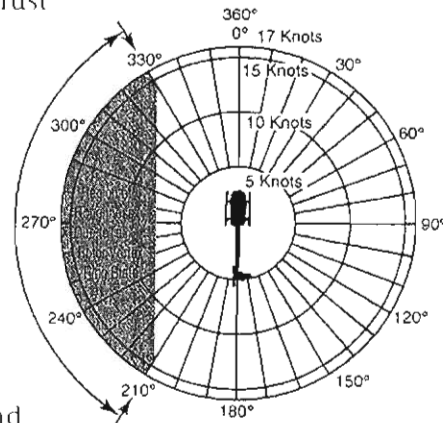
**Figure 3: Weathercock Stability**

## TAIL ROTOR VORTEX RING STATE (210°-330°)

Winds within this region cause a tail rotor vortex ring state to develop. Refer to Figure 3. The result is a non-uniform, unsteady flow into the tail rotor. The vortex ring state causes tail rotor thrust variations, which result in yaw deviations. The net effect of the unsteady flow is an oscillation of tail rotor thrust. Rapid and continuous pedal movements are necessary to compensate for the rapid changes in tail rotor thrust when hovering in a left crosswind. Maintaining a precise heading in this region is difficult, but this characteristic presents no significant problem unless corrective action is delayed. However high pedal workload, lack of concentration and overcontrolling can all lead to LTE.

When the tail rotor thrust being generated is

less than the thrust required, the helicopter yaws to the right. When hovering in left crosswinds, you must concentrate on smooth pedal coordination and not allow an uncontrolled



**Figure 2: Tail Rotor Vortex Ring State**

right yaw to develop. If a right yaw rate is allowed to build, the helicopter can rotate into the wind azimuth where weathercock stability then accelerates the right turn rate. Pilot workload during a tail rotor vortex ring state is high. Do not allow a right yaw rate to increase.

## LTE AT ALTITUDE

At higher altitudes, where the air is thinner, tail rotor thrust and efficiency is reduced. When operating at high altitudes and gross weights, especially while hovering, the tail rotor thrust may not be sufficient to maintain directional control and LTE can occur. In this case, the hovering ceiling is limited by tail rotor thrust and not necessarily power available. In these conditions gross weights need to be reduced and/or operations need to be limited to lower density altitudes.

## REDUCING THE ONSET OF LTE

To help reduce the onset of loss of tail rotor effectiveness, there are some steps you can follow.

1. Maintain maximum power-on RPM. If the main rotor RPM is allowed to decrease, the antitorque thrust available decreases proportionally.
2. Avoid tailwinds below an airspeed of 30 knots. If loss of translational lift occurs, it results in an increased power demand and additional antitorque pressures.

*continued page 6*



## Basics and Professionalism (cont)

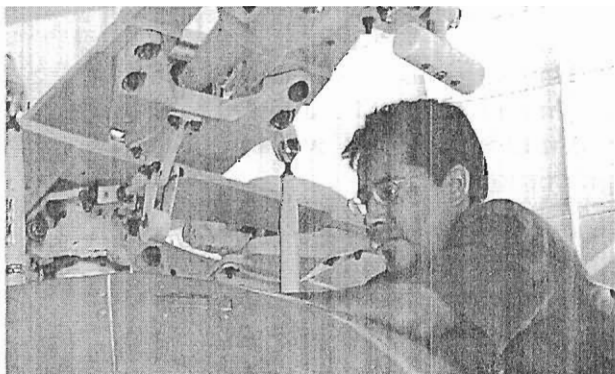
3. Avoid out-of-ground-effect operations and high power demand situations below an airspeed of 30 knots.
4. Be especially aware of wind direction and velocity when hovering in winds of about 8-12 knots. There are no strong indicators that translational lift has been reduced. A loss of translational lift results in an unexpected high power demand and an increased antitorque requirement.
5. Be aware that if a considerable amount of left pedal is being maintained, a sufficient amount of left pedal may not be available to counteract an unanticipated right yaw.
6. Be alert to changing wind conditions, which may be experienced when flying along ridgelines and around buildings.

## RECOVERY TECHNIQUES

If a sudden unanticipated right yaw occurs, the following recovery technique should be performed. Apply full left pedal while simultaneously moving cyclic control forward to increase speed. If altitude permits, reduce power. As recovery is effected, adjust controls for normal forward flight.

Collective pitch reduction aids in arresting the yaw rate but may cause an excessive rate of descent. Any large rapid increase in collective to prevent ground or obstacle contact may further increase the yaw rate and decrease rotor RPM. The decision to reduce collective must be based on your assessment of the altitude available for recovery.

If the rotation cannot be stopped and ground contact is imminent, an autorotation may be the best course of action. Maintain full left pedal until rotation stops, then adjust to maintain heading.



## Basics

"After 37 years as a flight instructor I have a few observations that I think directly affect safety and accidents.

If I could identify one thing that seems to be a common thread, it would be almost anything to do with "basics." I often get into an aircraft with a seasoned pilot and observe mistakes being made in using or not using a checklist; and misunderstandings of the items in the checklist. I see maneuvers degraded by varying degrees and combinations of basic mistakes. Many of these maneuvers are "botched" because the pilot has rushed himself or not left enough room or time to complete a basic maneuver properly.

I see many NEW pilots who don't understand something as simple as wind drift correction, crab angle, slips, and their affect on a normal approach. And unfortunately, I read about accidents that are a direct result of basic mistakes.

Instructors need to pay more attention to teaching fundamentals, as they are the elements of every complex maneuver that we do. Instructors have the responsibility of making sure that the formative hours of a student pilot are as perfect as possible. Habits, good and bad, are developed in the early days.

I think safety is a mindset. Something that always has to be in the back of the pilot's mind, yet a conscious element of every move he makes. An instructor's responsibility is to make sure that this fundamental safety-mindset is a basic in everyday flying. Then there will be fewer accidents caused by poor judgment and weak basic-piloting skills."

Wayne Brown/BHTI



# There I Was... Accounts sent to us by readers

## GAZELLE

"This was back in the mid-seventies. We were reaching the end of the process to certify the Gazelle for single-pilot IFR. At that time the U.S. FAA unwritten rules were that a candidate helicopter must operate for five hours in the clouds in a heavy traffic environment. I was the company pilot and Ramon was the FAA pilot. He, of course, was the FAA's evaluating pilot to assure that our testing procedures were correct, and that the aircraft's performance met the requirements.

Ramon and I discussed this at length. We considered a number of airports and decided that the Los Angeles area offered the best combination of heavy traffic and the opportunity to fly in the clouds. We departed Grand Prairie, Texas for our first enroute destination - Phoenix. The weather on this route that day would have us in and out of the clouds. By the way, the FAA certification rules specified that the pilot in the left seat was not supposed to help the pilot in the right seat (remember this was a test for single-pilot-IFR). We stopped in El Paso for fuel and continued on to Phoenix. Ramon was in the right seat. The minimum enroute altitude (MEA) for this leg was 10,000 feet. We climbed up and leveled off at our assigned altitude of 10,000 feet. There we were in the clouds, cruising at about 105

knots. There was no precipitation. There wasn't much for me to do in the left seat. I couldn't see the ground,

*"Neither one of us had any significant experience with icing. We both thought that as long as we were not in precipitation, and the OAT was above freezing, we would not pick up ice."*

so I monitored our progress along the route on the chart, and watched the instruments. In that kind of cruise situation things don't change very much nor very fast. But somewhat suddenly the airspeed indication dropped down to 80-85 knots without any changes of power or altitude?!? I wasn't sure if Ramon was doing something, and if he was, what it was. A little while later the airspeed indicator was back at a steady 105 knots. Maybe Ramon was finished with whatever he was doing and everything was back to normal.

A few minutes later there it was again - the airspeed down to 80-85 knots but no changes in anything else! Then it decelerated further to 70 knots along with a power increase. Now Ramon spoke up. "Hey, 70 knots, what gives?" He was wondering if I was doing

something to provoke the change in airspeed. We verified that the Outside Air Temperature was still steady at about 6-7 degrees C. Neither one of us had any significant experience with icing. We both thought that as long as we were not in precipitation, and the OAT was above freezing, we would not pick up ice.

The indicated airspeed dropped as low as 60 knots due to a buildup of ice. When I looked more closely I could see that ice had formed on the skid cross-tube. We called Albuquerque Center and told them that we may not be able to maintain our altitude because of the ice buildup. (Other than for the engine and pitot tube this aircraft did not have any anti/de-icing systems).

Another airplane called Albuquerque and reported that they too picked up ice where we were, but they later flew out of it. We too expected to fly out of this icing condition soon.

We nervously watched the ice continue to accumulate on the skid crosstubes to a depth in about one-and-a-half inches! Just a short while before we broke out of the clouds the airspeed came back up to 105 knots. When we were back out in the clear and in the sunshine the ice dissipated/broke away.

We learned not to fly in freezing conditions in the clouds."

**There I was** (con't)

## A STORY TO SHARE

"This true story has been literally haunting me since I learned of it first-hand. I don't think there is a time when I am pre-flighting a helicopter or getting ready to fly that this event does not crop up in my mind. Knowing that safety is always first, perhaps, after learning of this event, my fellow pilots will also reflect on this happening and take that little extra ounce of effort to make sure Murphy does not rear his ugly head at the wrong time.

Anyway, my chief pilot George told me of his experience when flying air tours in his friend's JetRanger over a recent weekend.

George is a good pilot, and is always extremely safety conscious. I had no objection for him to do any extra work as long as it didn't interfere with his weekly responsibilities for my company.

Anyway, George lined up two helpers, who weren't pilots, but still very knowledgeable about being around aircraft, etc. One of these helpers was responsible for handling the sales, and the other was the official passenger loader/unloader. As you know, these mini-tour flights are short in duration, and the rotors never stop until the last tour is over.

Things were going well on this hot summer day, and demand was good. After several hours things were going quite well. Upon the conclusion of what turned out to be the last tour, the four passengers were being unloaded. The "loader" saw to

it that the four passengers disembarked the helicopter, and then asked them to follow him to the safety area, away from the helicopter, and away from the nose of the helicopter. In the group was a father and a young daughter. They were in line, walking away from the helicopter, but were third and fourth in line. In other words, they were the last in line leaving the helicopter area.

As everyone started walking single-file away from the helicopter, the father decided to lift up his daughter and put her on his shoulders! The loader was facing the opposite direction and was not able to see this happening! Also, the father opted to pick up the girl while still within the radius of the turning rotor blades.

In utter horror, George looked at the father picking up the daughter, and in an instant, George was able to pull completely aft on the cyclic (and I think some up collective too), and by a miracle, the angle of the rotor disc with full aft cyclic just barely cleared the daughter's head who was now on the shoulders of her father.

Can you imagine the adrenaline rush George had; and can you imagine the horrific sight had the main rotor blades struck the daughter?

After this occurrence, George rightfully called the tour operation concluded, expressed his anger at the helpers, and flew the JetRanger back to the hangar. George told me that his

loaders were getting tired and were in need of a rest, and that he should have suspended the tours earlier so all could rest a while.

I don't know what the moral of this story is. It just could be that no pilot can be too cautious or too careful. I do know one thing however, that George and I will never forget this story and this event. Hopefully, now sharing this frightening experience with my fellow pilots, it will plant a seed and compel each one of us to expend that extra effort that will provoke anticipatory thoughts about how something could go wrong, and how that potential can be addressed before a catastrophe occurs.

With this precautionary effort, and attempting to anticipate the downside of any aspect of our flights and operations, perhaps we too will be lucky like George was, or better yet, we will never have to be "lucky" in such a life threatening experience."

Every pilot who has been in the cockpit of a helicopter on the ground with its rotors turning while passengers approached or departed the helicopter can appreciate the drama of that last story. A pilot in such a situation is nearly helpless to control personnel who are moving around a turning helicopter. Somehow the atmosphere around this hissing, growling, wind-making machine sets the stage for people who move closely about it to pay attention to the wind and the noise and

*continued page 10*

**ANEXO "M"**  
**REPORTE DE ADN**  
**DEL LABORATORIO**

Smithsonian  
National Museum of Natural History

Mark Stuntzner  
Air Safety Investigator  
Bell Helicopter  
Office (817) 280-5010  
Int'l Cell (817) 733-6575  
Email [mstuntzner@bellhelicopter.textron.com](mailto:mstuntzner@bellhelicopter.textron.com)

22 June 2012

Dear Mr. Stuntzner,

Bird remains from the Bell Helicopter (Bell 206L-3) event that occurred on 15 April 2012 in Guatemala have been identified as Rock Pigeon/Dove (*Columba livia*).

Species identifications were made using DNA analysis and microscopic examination. DNA results were verified with independent sampling. The following samples contained bird remains

- 1 T/R Blade – Rock Pigeon/Dove
- 2 Drop on Lt side T/B – Rock Pigeon/Dove
- 3 Lt side T/B – no DNA and no feather found in sample
- 4 BGM, T6-BMG – no DNA
- 5 Lt side T/R O/S cover – Rock Pigeon/Dove

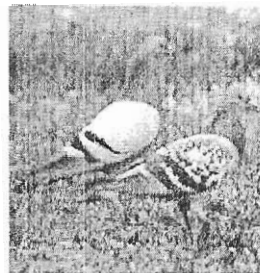
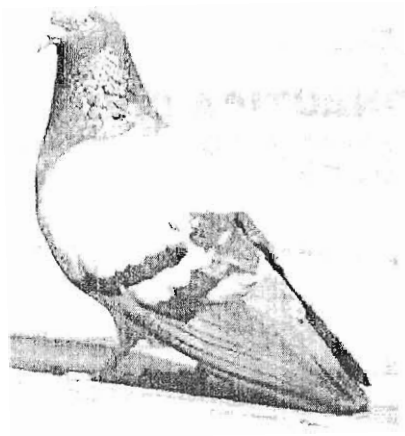
The average weight of this species is 9 ounces (270 grams) and this domesticated bird is commonly found in flocks in cities and towns.

Please let Mr. Celada know that he did an excellent job collecting the remains for this investigation. If you have further questions, or would like the remains returned to you please let us know. Good luck with your investigation.

Sincerely,

A handwritten signature in cursive script that reads "Carla Dove".

Carla J. Dove, Ph.D.  
Feather Identification Lab  
Smithsonian Institution  
NHB E-600, MRC 116



**ANEXO "N"**  
**CIRCULAR DE**  
**ASESORAMIENTO**  
**NO. 7**



## CA/FS No. 007

### **DISPOSICIÓN PARA PARTES, COMPONENTES Y MATERIALES NO RECUPERABLES Y/O INSERVIBLES DE AERONAVES**

#### **1. Propósito.**

Esta Circular de Asesoramiento (CA) sirve de guía y provee información a las personas involucradas en la venta, mantenimiento y al personal involucrado en la disposición de partes y componentes de aeronaves que puedan haber estado involucrados en incidentes o accidentes y/o que estén bajo sospecha de ser componentes o partes fraudulentos o no traceables. El propósito de esta Circular de Asesoramiento es el de evitar que partes, componentes y material no recuperable o inservible de aeronaves, sean vendidos y utilizados como partes en servicio o como componentes utilizables. Esta CA nos provee medios para el cumplimiento de la RAC 21. Procedimientos para la Certificación productos y partes, requerimientos para el control de partes y materiales rechazados. Por este motivo, la DGAC de Guatemala recomienda enfáticamente se incluyan, estos procedimientos descritos, en el MCM y el MOM de los explotadores y Organizaciones de Mantenimiento Aprobadas.

#### **2. Revisión**

Referencias Manual de Aeronavegabilidad Volumen II OACI, Parte "B", 9.8; 9.10; Doc. 9760 Enmienda 1 del 30/11/04.

#### **3. Aplicabilidad**

La presente CA es aplicable a todos los operadores, Explotadores Aéreos, Organizaciones de Mantenimiento Aprobadas RAC 145 e Inspectores de la DGAC de Guatemala.

#### **4. Reglamentos relacionados y documentos de referencia**

RAC 21.103, 21.134 a (1) iii), 21.144 a) 1) iii), 43, 45.14, 02.403, 02.409, 145.60, RAC-OPS SECCIÓN 1, sub-parte (M), RAC-OPS III, sub-parte (M).

Nota: El uso indebido y/o en contraposición con los procedimientos descritos en esta CA, en referencia a componentes, partes y materiales, según lo dispuesto por la RAC 21.103, 21.134 a (1) iii), 21.144 a) 1) iii), asimismo, la falsificación de solicitudes, reportes o registros vinculados con lo anterior es base para las sanciones indicadas en la Ley de Aviación Civil de Guatemala, Artículo 119.

## **5. Definiciones.**

Para efectos de esta CA se asumen las siguientes definiciones:

### **Parte, componente y material no recuperables y/o inservibles**

Corresponde con toda parte, componente y material que por su condición, uso o accidente/incidente pierde su condición de Aeronavegabilidad, no siendo elegible para ser instalado en un Producto Aeronáutico.

### **PRODUCTO AERONÁUTICO**

Para efectos de esta CA incluye aeronave, motor, hélice y componentes.

CA: Circular de Asesoramiento

RAC: Regulaciones de Aviación Civil

PMA: Part Manufacturer Approval

TSO: Technical Standard Order

OMA: Organización de Mantenimiento Aprobada

INCIDENTE: Todo suceso relacionado con la operación de una aeronave que no llegue a ser un accidente.

ACCIDENTE: Cualquier persona sufre lesiones mortales o graves en una aeronave o pérdida total de la misma.

TRACEABILIDAD: Seguimiento del origen de un componente.

## **6. Antecedentes.**

Es de práctica común para muchos de los propietarios de aeronaves, disponer de estos ítems mediante la venta, deshecho y/o transferencia de estos componentes o materiales inservibles, en algunos casos, estos han reaparecido para su venta y/o como parte activa de algún inventario de almacén dentro de la comunidad aérea. La falsificación de la documentación y del estado en que se encuentran las partes, componentes y materiales, añadiendo la mala práctica de hacer aparecer a éstos como artículos en servicio ponen en todo momento en riesgo la seguridad aérea, dando como resultado la peligrosa utilización de estos componentes, materiales y partes no recuperables en la aviación.

## **7. Procedimiento.**

### **A. TIPOS DE COMPONENTES, PARTES Y MATERIALES FALSIFICADOS**

Las personas encargadas del deshecho de partes, componentes y materiales inservibles y no recuperables de aeronaves, deberán de considerar la posibilidad que dichas partes podrían reaparecer y ser vendidos posteriormente como componentes, partes y materiales en servicio. Deberán actuar con mucha cautela y asegurar que los siguientes tipos de partes, componentes y materiales

**CIRCULAR DE ASESORAMIENTO NUMERO SIETE**

sean desechados de una manera que **"NO"** les permita que sean retornadas al servicio:

1. Partes con defectos no reparables, ya sean o no visibles.
2. Partes, materiales y componentes que no se encuentran dentro de las especificaciones exigidas por el diseño aprobado y no puedan cumplir con los requisitos de conformidad de sus especificaciones aplicables.
3. Partes, componentes y materiales a los cuales ningún tipo de proceso o trabajo posterior los hace elegibles para su certificación bajo cualquier sistema reconocido del poseedor de un certificado.
4. Partes, componentes y materiales sujetos a modificaciones o trabajos de reparación inaceptable e irreversible.
5. Partes y componentes con vida límite, los cuales han alcanzado o excedido sus límites, o carecen o les falta alguna parte de su registro de trazabilidad.
6. Partes y componentes que no puedan recuperar su condición de Aeronavegabilidad debido a la exposición de estas a extremas fuerzas y/o altas temperaturas.
7. Elementos Estructurales Primarios removidos de una aeronave con una alta utilización (ciclos, horas y tiempo calendario) a los cuales no se les pueda dar conformidad mediante el cumplimiento de las respectivas Directivas de Aeronavegabilidad de envejecimiento.

**B. METODOS PARA PREVENIR LA UTILIZACIÓN DE PARTES, COMPONENTES Y MATERIALES INSERVIBLES DE AERONAVES.**

1. Las personas encargadas del desecho de partes, componentes y materiales inservibles deberán, cuando sea apropiado, mutilar estas partes y componentes antes de darle otro uso. La mutilación deberá ser llevada a cabo de tal manera de que las partes y los componentes no puedan ser usados para su propósito original. Las partes y componentes mutilados no deberán de poder ser trabajados nuevamente o ser camuflados para que parezcan encontrarse en un estado Aeronavegable y en servicio; ya sea dándoles una nueva placa de datos, acortando, alargando, soldando, reforzando, maquinando, limpiando, puliendo o repintando.

- 1.1 La mutilación puede ser cumplida aplicando uno o alguna combinación de los siguientes procedimientos, los cuales no son los únicos:
  - a. Triturar.
  - b. Quemar.
  - c. La remoción de un componente integral mayor.
  - d. Distorsión permanente de las partes o componentes.
  - e. Perforando un agujero de gran dimensión con un soplete o sierra.
  - f. Derretir.
  - g. Cortar a pedazos pequeños.
  - h. Los siguientes procedimientos son ejemplos de mutilación que han demostrado ser no muy efectivos:
    - Estampado (tal como una "R" en alguna parte)
    - Marcarlo con un martillo

**CIRCULAR DE ASESORAMIENTO NUMERO SIETE**

---

- Identificarlo con un rótulo o marca. Perforar agujeros pequeños.
  - Cortarlo en dos piezas. Existen personas que trabajan con piezas y componentes no recuperables e inservibles, demostrando ser muy diestros y capaces de unir piezas cortadas en dos, las cuales han sido muy difíciles de detectar.
2. Las personas encargadas de desechar las partes, componentes y materiales podrán escoger o dar otro uso a estos, únicamente con propósitos de utilización en instrucción, entrenamiento, investigación y desarrollo, mas no para el uso en las aeronaves. En dichos casos, la mutilación no sería un método muy apropiado y los siguientes métodos deberían ser utilizados para prevenir su utilización.
- a. Marcar permanentemente o estampar las partes, sub-partes, componentes y materiales con "NO SERVICIABLE" o "INSERVIBLE" (El estampado hecho con tinta no se considera un método aceptable)
  - a. Remover la identificación original del número de parte.
  - b. Mantener un récord o sistema de registro, ya sea por el número de serie u otro tipo de datos individualizados, para así poder llevar un control de la transferencia de las partes, componentes y materiales no recuperables e inservibles de aeronaves.
  - c. Incluir procedimientos escritos de aseguramiento de la calidad con relación a la disposición y desecho de dichos componentes, partes y materiales en cualquier trato o contrato de transferencia de dichos componentes.

**NOTA: Los componentes, partes y materiales inservibles y lo no recuperables o con vida límite vencida, no deberán ser accesibles a ninguna persona u organización que pueda ponerlas de nuevo en uso, debido a lo crítico y peligroso que estos componentes, partes y materiales significan para la seguridad aérea.**

3. Las organizaciones o autoridades encargadas del manejo de estos componentes, partes y materiales inservibles o no recuperables deberán establecer áreas de almacenamiento de seguridad donde se puedan aislar dichos ítems de los registros activos de ítems inservibles y que estas áreas sean de acceso restringido. Se deberán tomar las medidas necesarias para asegurar la disposición final de estos componentes, partes y materiales inservibles o no recuperables.
4. Los fabricantes de partes aprobadas de aeronaves, mantienen un registro de los números de serie de las partes con vida límite "retiradas" u otras partes críticas. En dichos casos, la organización responsable será la encargada de la destrucción de dichos componentes, partes y materiales.

**NOTA: La DGAC mantendrá en custodia, si así lo estima convenientemente, todo producto aeronáutico que haya sido causa o se presuma sea causa de un incidente o accidente.**

**CIRCULAR DE ASESORAMIENTO NUMERO SIETE**

5. Todos los compradores de componentes, partes y materiales de aeronaves; deberán de asegurarse que estos componentes, partes y materiales no pueden ser parte de un inventario activo. Los siguientes son algunos ejemplos de condiciones a las que toda persona debe estar muy alerta cuando realicen la recepción.
  - a. Partes "nuevas" mostrando signos de haber sido adulteradas o trabadas.
  - b. Partes "usadas" mostrando signos de haber sido inapropiadamente reparadas u con reparaciones no aprobadas.
  - c. Partes con baja calidad de reparación o con signos de adulteración en las
  - d. zonas de los números de serie o número de parte.
  - e. Partes usadas a las cuales les falte traceabilidad o no se pueda verificar su procedencia, o no cuenten con la aprobación o aceptación de la autoridad. e. Partes con precios que no corresponden a su realidad y condición, "demasiado baratas".
  - f. Partes con el número de serie, TSO, PMA o equivalente ilegible, dudoso, fraudulento, adulterado, con signos de haber sido utilizado un marcador eléctrico o un re-estampado.
  - g. Partes proporcionadas con tarjetas de certificación fotocopiadas o sin tarjetas.
  - h. Partes con un acabado que no corresponde a los estándares de fabricación (ej. Decoloración, inconsistencias, repintado).
  - i. Partes nuevas, vendidas con las tarjetas de identificación que muestran lo contrario o cualquier otro indicio sospechoso.
  - j. Partes con documentación faltante, mostrando traceabilidad incompleta o inconsistente.

**8. Piezas que se retiran de una aeronave que ya no está en servicio.**

Las aeronaves que se retiran del servicio se utilizan a veces con fuente de repuestos, procedimientos que a veces se denomina "recuperación de piezas". Estas últimas, aunque hayan estado en buenas condiciones de funcionamiento en el momento en que la aeronave se almacenó, pueden haber sido afectadas negativamente por las condiciones de almacenamiento debido a factores ambientales o por la duración de almacenamiento.

Es muy importante que el proceso de recuperación de piezas sea objeto de planificación y control de una manera lo más semejante posible a la que se aplica en las tareas de mantenimiento ordinario de las aeronaves que estén en servicio. Deberán de considerarse en particular los aspectos siguientes:

- a. Los medios utilizados para retirar una pieza deben de corresponder a los datos de mantenimiento normal (por ej., manuales de mantenimiento), utilizando los instrumentos especificados.
- b. Deben proporcionarse equipo de acceso adecuado.
- c. Si se lleva a cabo al aire libre, debe interrumpirse el desmontaje cuando las condiciones meteorológicas sean inclementes.

**CIRCULAR DE ASESORAMIENTO NUMERO SIETE**

---

- d. El personal de mantenimiento debe estar debidamente calificado para llevar acabo todo el trabajo.
- e. Deben recubrirse todas las conexiones abiertas.
- f. Deben proporcionarse en las inmediaciones del área de trabajo una zona de almacenamiento de cuarentena protegida y una cerca para las piezas que se desmontan.
- g. Una Organización de Mantenimiento Aprobada (OMA) será responsable de evaluar el estado de cada pieza desmontada antes de que entre de nuevo en servicio. El alcance del trabajo necesario antes de que la pieza entre de nuevo en servicio, pueden variar desde una simple inspección visual externa a una revisión completa, dependiendo de la condición encontrada.

**9. Piezas recuperadas de aeronaves accidentadas.**

- a. Cuando una aeronave haya sufrido un accidente, los restos pueden pasar del propietario asegurado a otras personas (por ej., aseguradores de aeronave); los restos pueden venderse completos o como elementos distintos de aeronave en el país o en el lugar en que se encuentren. Si bien, algunos elementos pueden no haber sido afectados por el accidente o incidente, por los que se ha declarado que la aeronave constituye restos para la recuperación, es esencial obtener pruebas claras de que esto corresponde a la realidad. Si no pueden obtenerse tales pruebas, el elemento no puede entrár de nuevo en servicio.
- b. Antes de que se considere la posibilidad de una revisión y nueva instalación, dichos elementos deben por consiguiente, someterse a una evaluación e inspección competentes del conocimiento adecuado a las circunstancias del accidente, condiciones subsiguientes de almacenamiento y transporte y con pruebas relativas a los antecedentes operacionales obtenidos de registros de Aeronavegabilidad válidos. Es esencial una evaluación bajo una conformidad de Aeronavegabilidad.
- c. En particular, si una carga de impacto es suficiente para llevar una pieza por encima de su resistencia probada, pueden existir fatigas residuales que podrían reducir la resistencia efectiva de la pieza o, de otro modo, dificultar sus funciones. Naturalmente, las cargas superiores podrían figurar la pieza, lo que constituirá un mayor peligro posible. Además, una reducción de la resistencia puede ser causada por el cambio de las características del material debido a sobrecalentamiento por un incendio. Por consiguiente, tiene suma importancia determinar que la pieza carece de grietas, distorsión o sobrecalentamiento. Tal vez sea difícil evaluar el grado de distorsión si se desconocen las dimensiones originales precisas, en cuyo caso no existe más remedio que rechazar la pieza en cuestión. Si se sospecha la presencia de sobrecalentamiento, será necesario un examen en un laboratorio para determinar todo cambio significativo de las propiedades materiales.

**10. Eliminación de partes desechadas (Chatarra).**

- a. Las personas que tengan la responsabilidad de eliminar las piezas y materiales de aeronaves dañadas deben considerar la posibilidad de que dichos artículos puedan presentarse falsamente y venderse posteriormente como piezas en buen estado de funcionamiento. Deben tomarse precauciones para asegurarse de que las categorías siguientes de piezas y materiales se eliminan de manera controlada que no permita que regresen en servicio.
- b. Piezas con defectos que no puedan repararse, que sean visibles o no a simple vista.
- c. Piezas que no corresponden a las especificaciones para el diseño aprobado y no pueden satisfacer las especificaciones aplicables.
- d. Piezas y materiales que no pueden ser admisibles para certificación en virtud de un sistema aprobado a pesar de nuevo procedimiento o modificación.
- e. Piezas que hayan sido objeto de modificaciones inaceptables o alteraciones irreversibles.
- f. Piezas de vida útil limitada que haya alcanzado dicho límite o lo hayan sobrepasado o cuyos registros falten o sean incompletos.
- g. Piezas que no pueden recuperar su estado de Aeronavegabilidad debido a que han sido sometidas a fuerza o calor extremo.
- h. Elementos estructurales importantes desmontados de aeronave de ciclo elevado para los que no pueda lograrse la conformidad satisfaciendo los requisitos obligatorios aplicables a viejas aeronaves.
- i. La chatarra debería siempre separarse de las piezas en buen estado de servicio; y cuando se eliminen, debería de mutilarse o llevar marcas claras y permanentes. Esto debería de llevarse a cabo de manera que las piezas ya no puedan servir para el uso original previsto ni modificarse o cambiarse de aspecto para dar una apariencia de buen estado de funcionamiento.
- j. Cuando las piezas que se hayan rechazado se utilicen para aplicaciones legítimas ajenas a los vuelos, tales como ayudas para la instrucción, investigación y desarrollo o para aplicaciones no aeronáuticas, no corresponde someterlas a mutilación. En tales casos, las piezas deberían llevar marcas permanentes que indiquen que ya no están en buen estado de funcionamiento; también podría retirarse la placa que lleva el número de la pieza original o los datos correspondientes o mantenerse un registro de la eliminación de piezas.

Autorizado:

*Original Firmada*

**Cap. José Manuel Moreno Botrán**

Director e Interventor

Dirección General de Aeronáutica Civil

**ANEXO "0"**  
**PESO, BALANCE Y**  
**CUADROS DE**  
**EFFECTIVIDAD DE**  
**VUELO**



**BGM**

TRANSPORTES AEREOS DE GUATEMALA

## PROCEDIMIENTO DE DESPACHO DE PESO Y BALANCE BELL 206LIII

MATRICULA	TIPO	FECHA	No DE VUELO
TG-BGM	BELL 206LIII	15/04/2012	TG-BGM

Peso seco de operación	Peso maximo de despegue y de aterrizaje	Posiciones del CG
2548.1 / 129,14 CG	4150 libras	118" a 128,5"

Nombre del piloto:	LUIS GORDILLO LIC. 226	Destino:	ANTIGUA GUATE
--------------------	------------------------	----------	---------------

## CONDICION LONGITUDINAL

DESCRIPCION	PESO EN LIBRAS	BRAZO (in)	MOMENTO (Lbs / in)
Peso Vacio	2548.1	129.14	329061.634
Aceite	13	205	2665
G1-1 Bracket Assy	7.2	5	36
Cineflex Gimbal	67	2	134
Piloto	185	65	12025
Pax Fwd	190	65	12350
Pax Mid	0	91	0
Pax Aft	425	129	54825
Equipaje	40	174	6960
Peso bruto sin combustible	3455.1	655.14	415355.634
Combustible viaje	510	124.2	63342
Peso y CG despegue	<b>3965.1</b>	<b>120.73</b>	478697.634

## NOTA:

Los pesos del tripulante y el de los pasajeros debe ser real.

El peso minimo en la cabina de pasajeros es de 170 Lbs.

Para cambios de ultima hora se utilizara un formato nuevo (Ap. 1 3625.a 2

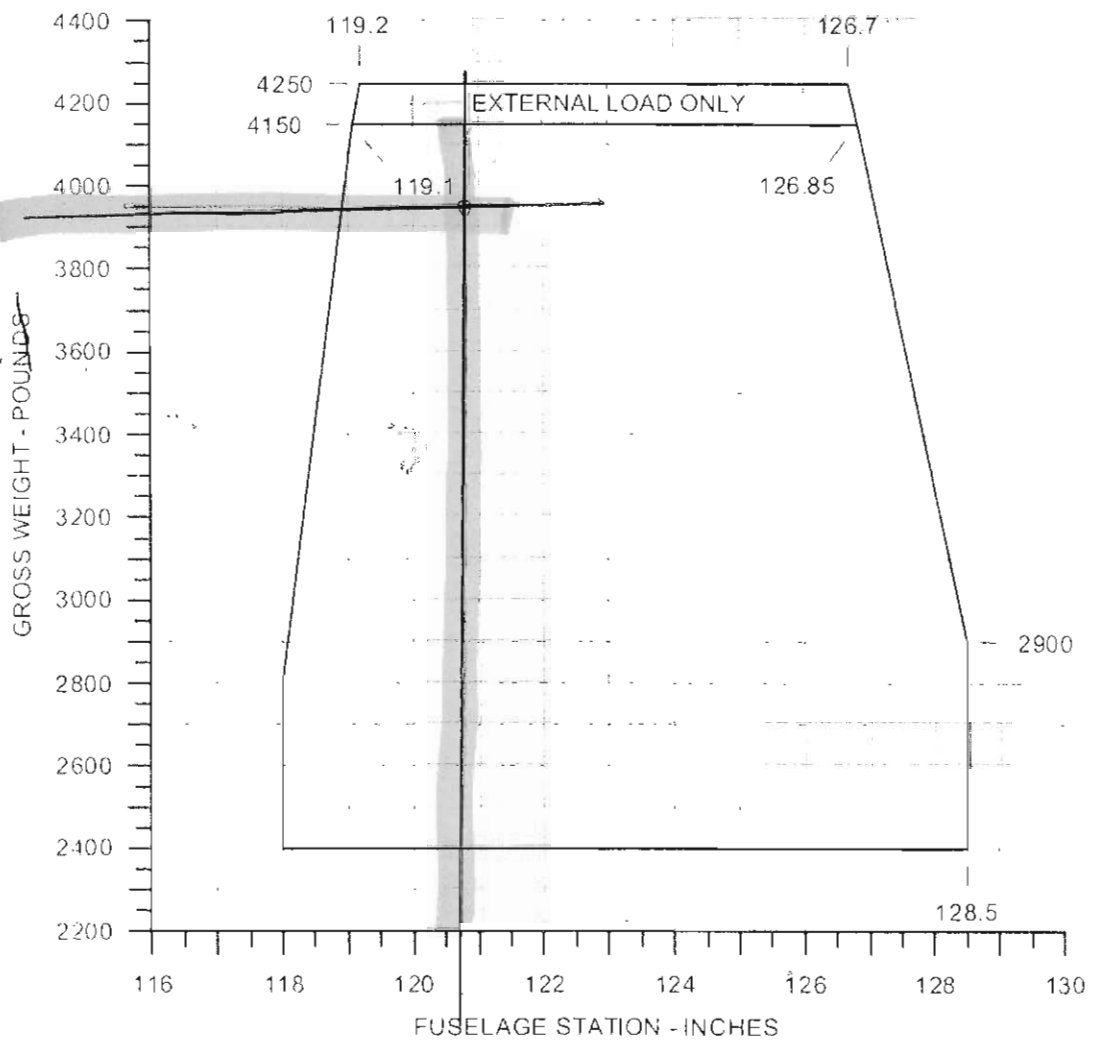
Para el calculo del brazo del combustible utilice la tabla provista.

Utilice el sobre para el calculo del centro de gravedad longitudinal con el bruto.

Nombre y firma del piloto o despachador: \_\_\_\_\_

TAG-OPS-067

### GROSS WEIGHT CENTER OF GRAVITY LIMITS - US LONGITUDINAL CG ENVELOPE

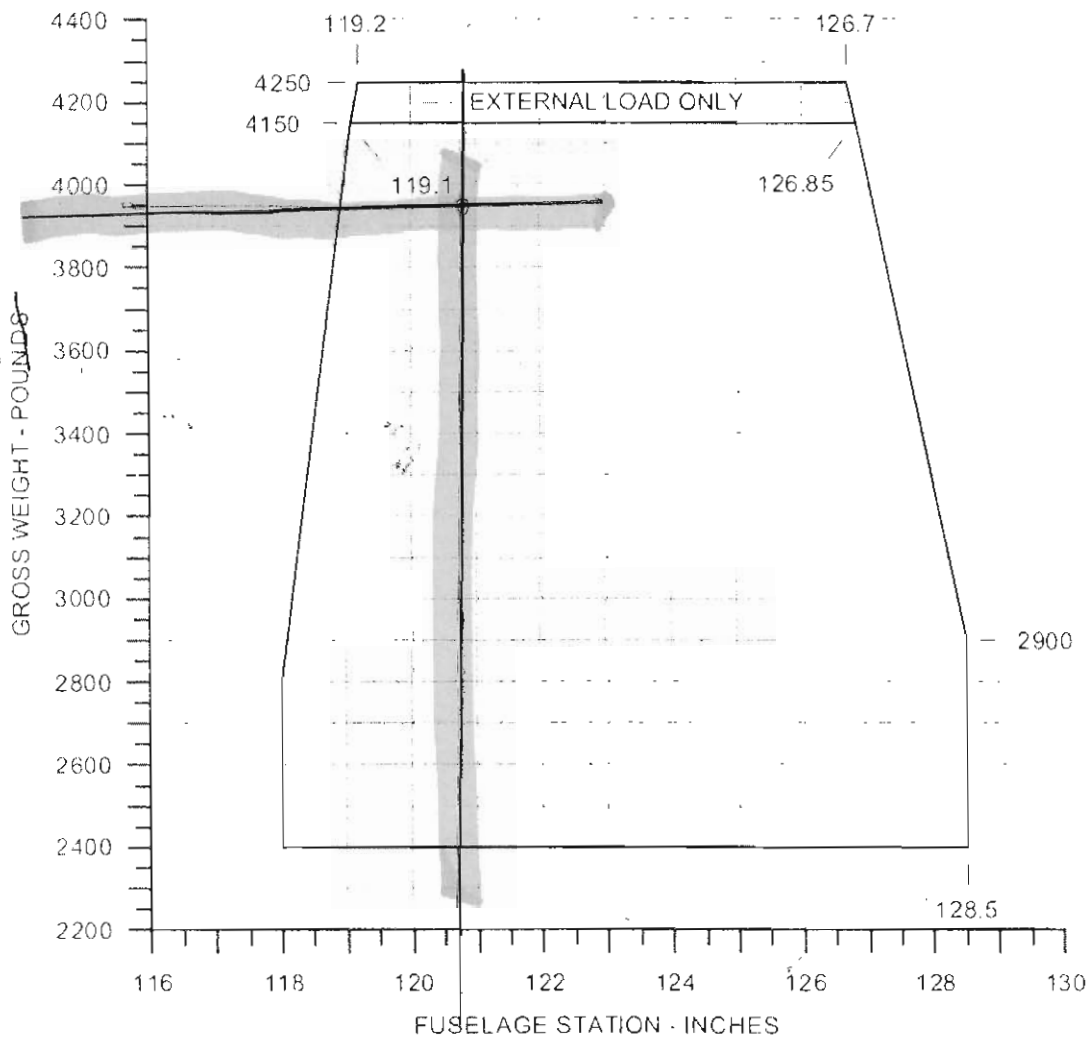


*Centro de Gravedad*

Figure 1-1. Gross Weight Longitudinal Center of Gravity Limits — U.S. (Sheet 1 of 2)

*Work To*

### GROSS WEIGHT CENTER OF GRAVITY LIMITS - US LONGITUDINAL CG ENVELOPE



*Peso 3,965*

*Centro de Gravedad*

Figure 1-1. Gross Weight Longitudinal Center of Gravity Limits — U.S. (Sheet 1 of 2)

### ALTITUDE VS GROSS WEIGHT LIMITS FOR HEIGHT-VELOCITY DIAGRAM

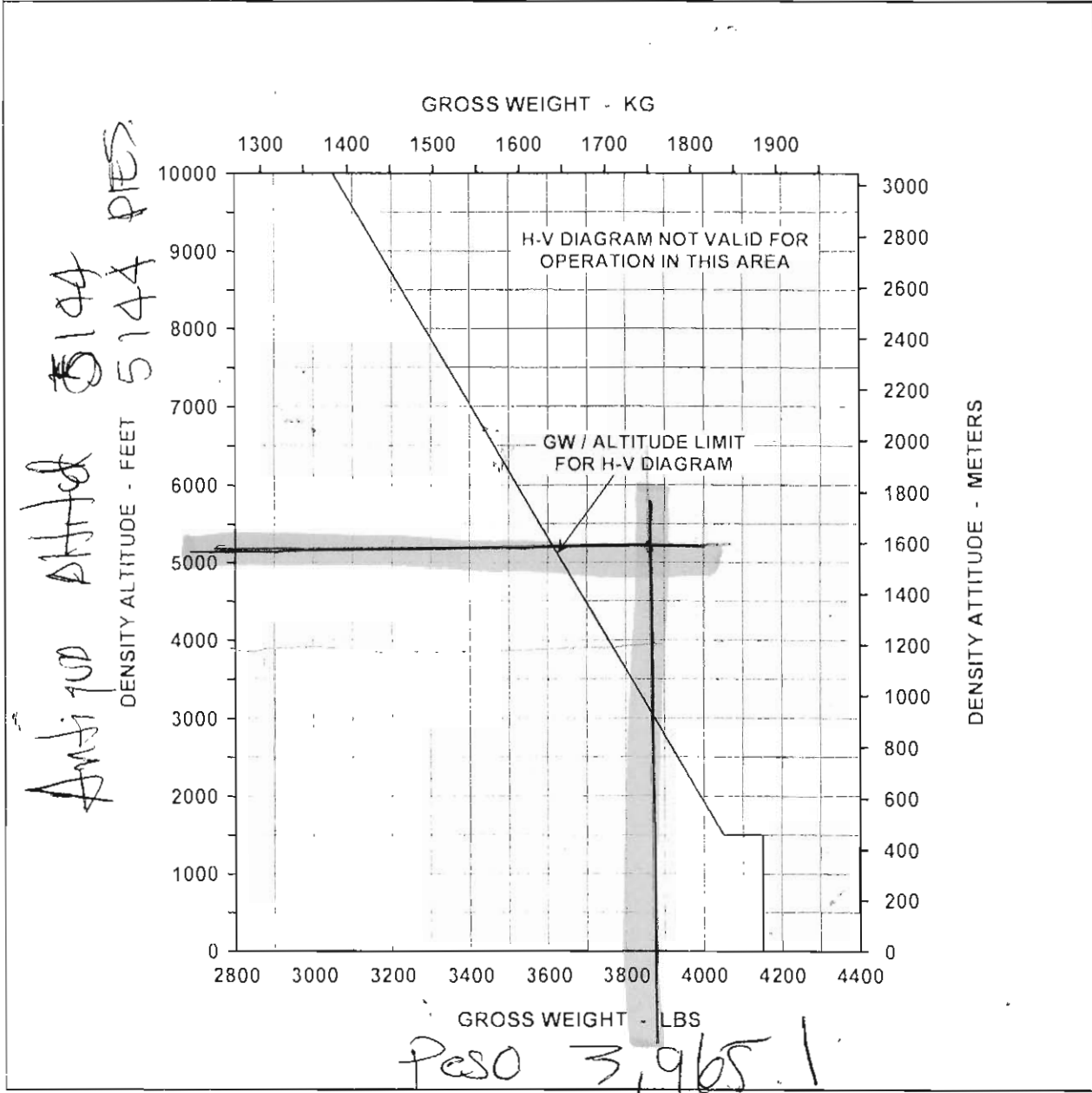


Figure 4-4. Altitude Versus Gross Weight Limit for Height — Velocity Diagram

Peso 3,965.1  
06 170.73