



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

Unidad de Investigación de Accidentes.

Reporte No.:

A-02-2015.

Título:

Informe final.

Matricula:

TG-GOL.

BELL HELICOPTER TEXTRON

MODELO 206L-1

17 de enero 2015.

Municipio Nueva Santa Catarina Ixtahuacan, departamento de Sololá, Guatemala C.A.

Preparado por:

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

Aprobado por:

Dirección General de Aeronáutica Civil, Guatemala C.A.

Fecha de publicación:

FECHA 20 ABRIL 2015

Atención:

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



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

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.

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

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

NOTIFICACIÓN DE DERECHOS DE PROPIEDAD

Este documento es propiedad de la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC), Unidad de Investigación de Accidentes (UIA) y se entiende que es únicamente para el destinatario. Nadie puede poseer, usar, copiar, revelar o distribuir este documento o ninguna información que contenga, sin la autorización expresa de la D.G.A.C. Tampoco el haber recibido o poseer este reporte en sí mismo, desde cualquier fuente, implica tener tal autorización. Ninguna persona puede poseer, usar, copiar, revelar o distribuir este documento sin la autorización por escrito de la DGAC y el hacerlo puede resultar en responsabilidades civiles o penales. Cualquier duda referente a este documento deberá ser dirigida a la D.G.A.C., Unidad de Investigación de Accidentes, Art. 21, 22 numeral 1 de la ley de acceso a la información pública. Este documento no podrá utilizarse para propósitos ajenos a la investigación de accidentes e incidentes de aviación. Anexo 13 de la de la Organización de Aviación civil ratificado por el Estado de Guatemala. Art. 169 del Reglamento a la ley de Aviación Civil A/G No. 384-2001.Regulacion de Aviación Civil apartados: 13.2.2, 13.2.3.



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

INDICE

0

INTRODUCCION	2
INDICE	3
GLOSARIO	5

1

1.00 INFORMACION FACTUAL	11
1.00.1 SINOPSIS	13
1.00.2 RESEÑA DEL VUELO	14
1.00.3 LUGAR DEL IMPACTO	14
1.01 LESIONES A PERSONAS	15
1.02 DAÑOS AL HELICOPTERO	15
1.03 OTROS DAÑOS	16
1.04 INFORMACIÓN PERSONAL DEL PILOTO	16
1.04.1 INFORMACIÓN PERSONAL DEL CO-PILOTO	18
1.05 INFORMACIÓN DELL HELICOPTERO	18
1.05.1 ANTECEDENTES DEL HELICOPTERO	20
1.05.2 MOTOR Y ROTORES	20
1.05.3 COMBUSTIBLE	21
1.05.4 EQUIPO AUXILIAR	22
1.05.5 DEFECTOS	22
1.05.6 PESO Y CARGA	22
1.06 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA	22
1.08 COMUNICACIONES	23
1.09 INFORMACIÓN DE AERÓDROMO	23
1.10 REGISTRADORES DE VUELO	23
1.11 INFORMACIÓN DE LOS RESTOS DEL HELICOPTERO Y DEL IMPACTO	24
1.12 INCENDIOS	24
1.13 SUPERVIVENCIA	24
1.14 ENSAYOS E INVESTIGACIONES	25
1.15 INFORMACIÓN SOBRE ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN	26
1.16 INFORMACIÓN ADICIONAL	27
1.17 TECNICAS DE INVESTIGACION ÚTILES Y EFICACES	27
1.18 INFORME FOTOGRÁFICO	28

2

2.0 ANÁLISIS	44
2.1 INFORMACIÓN PERSONAL	44
2.2 INFORMACIÓN DE LA AERONAVE	44
2.3 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA	47
2.4 AYUDAS PARA LA NAVEGACION	48
2.5 COMUNICACIONES	48
2.6 INFORMACIÓN DE AERÓDROMO	48
2.7 REGISTRADORES DE VUELO	49



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

2.8	INFORMACIÓN DE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y DEL IMPACTO	49
2.9	MANTENIMIENTO.....	50
2.9.1	EQUIPAJE.....	51
2.9.2	APRECIACIÓN DEL ÁREA DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA.....	51
3		
3.00	CONCLUSIONES.....	51
3.01	FACTORES CONTRIBUYENTES.....	52
4		
4.00	RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD.....	53
5		
5.00	ANEXOS	54



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

GLOSARIO

DEFINICIONES:

Accidentes de Aviación:

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

- a) Cualquier persona muere o sufre lesiones graves a consecuencia de:
- hallarse en la aeronave, o sobre la misma, o
 - por contacto directo con cualquier parte de una aeronave, incluso por las partes que se hayan desprendido de la aeronave, o
 - Por exposición directa al chorro de un reactor.

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

- b) La aeronave sufre daños o roturas estructurales que:
- afectan adversamente su resistencia estructural, su performance o sus características de vuelo; y



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

- que normalmente exigen una reparación importante o el recambio del componente afectado,

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

c) La aeronave desaparece o es totalmente inaccesible.

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

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

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

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

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



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

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, habían 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.



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

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).

Incidente de aviación:

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

Lesiones Graves:

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

- a) Requiera hospitalización durante más de 48 horas dentro de los 7 días contados a partir de la fecha en que se sufrió la lesión; 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).



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

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).

Universal Time Coordinarte (UTC):

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

ABREVIATURAS:

ATC:	Air Traffic Controller.
BEA:	Bureau d'Enquetes et d'Analises pour la sécurité de l'aviation civile. Autoridad francesa encargada de la investigación de accidentes de aviación civil.
COA:	Certificado de Operador Aéreo.
DGAC:	Dirección General de Aeronáutica Civil.
DME:	Distance mesure equipment. Equipo de medición de distancia.
ELT:	Emergency Locator Transmitter. Transmisor localizador de emergencia
GPS:	Global position System, Sistema de posicionamiento Global.
UIA:	Unidad de Investigación de Accidentes.
INTRADÓS:	Parte inferior de la superficie alar.
NIL:	Not Item Listed.
OMA:	Organización de Mantenimiento Aprobado.
PCLM:	Place Cabin Landplane Monoplane.
PIC:	Pilot in Command (Piloto en commando).
PSR:	Primary Surveillance Radar.
SSR:	Surveillance System Radar.
SL:	Sea level. Nivel del mar.
SNM:	sobre el nivel del mar.
VNO:	Velocidad normal de operación.



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

INFORME FINAL HELICOPTERO BELL 206 L-1 MATRICULA TG-GOL

1.00. INFORMACIÓN:

Marca:	Bell Helicopter Textron Canadá Limited.
Modelo:	206L-1.
No. De serie:	45618.
Certificado Tipo:	H2SW, Rev. 48 de fecha 7 de enero 2015.
Categoría:	Normal.
Colores:	Negro, con franja blanca y gris.
Certificado de Aeronavegabilidad:	Vigente del 28 agosto del 2014 al 27 agosto del 2015.
Seguro de la Aeronave:	Vigente del 27 de agosto del 2014 al 26 de agosto del 2015, por Aseguradora G& T., bajo la póliza No. AVG\$- 1187.



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

Lugar del Accidente: Campo de futbol, Municipio de Nueva Santa Catarina Ixtahuacán, departamento de Sololá, Guatemala.

Fecha del Accidente: 17 de enero 2015.

Coordenadas del lugar del Accidente: N 14° 51` 19.8",
O 91° 21` 26.2".

Elevación del área del accidente: 9,830.0 pies.

Hora aproximada del Accidente: 09:45 hora local,
15:45 UTC.

Propietario GOL Helicopter Co.

Operador: Transportes Aéreos de Guatemala, S. A.

Piloto al Mando: José Alfredo Jiménez Castañeda.

Tipo y No. de Licencia: Permiso temporal con Propósitos especiales No. 0113 DGAC Guatemala; Piloto Comercial, emitida por la AAC de El Salvador.



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

Vigencia Certificado Licencia:	Vigente del 06 de noviembre 2014 al 31 de enero 2015.
Nacionalidad:	Salvadoreña.
Horas de Vuelo del Piloto en su Último chequeo médico:	1,900.0 hrs.
Almas a Bordo:	cuatro (4).
Fase de vuelo en la que ocurrió:	fase de aterrizaje.
Tiempo total del helicóptero en su Última renovación de Certificado de A/W:	6,742.56 hrs. (25/08/14)
Tiempo total del helicóptero al Momento del accidente:	6,884.4 hrs.

1.00.1 SINOPSIS:

El día sábado 17 de enero del año 2015, el helicóptero con matrícula TG-GOL, despegó del Aeropuerto Internacional "La Aurora", aproximadamente a las 09:00 hora local, con destino al municipio de Nueva Santa Catarina Ixtahuacán, lugar en el cual al efectuar el procedimiento de aterrizaje el helicóptero pierde el control y se precipita a tierra.



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

1.00.2 RESEÑA DEL VUELO:

El helicóptero se dirigió hacia el departamento de Sololá, indicando que aterrizaría en un campo de futbol de acuerdo al plan de vuelo, despegando desde el Aeropuerto Internacional “La Aurora” zona 13 de esta Capital, bajo condiciones de vuelo visual, con 4 almas a bordo.

Durante el vuelo, el piloto efectúa las comunicaciones estandarizadas por el Centro de Control de Tránsito Aéreo en las frecuencias establecidas.

Al llegar a la fase final del vuelo y efectuar la aproximación para el aterrizaje, el helicóptero pierde el control sobre el campo de futbol del municipio de Nueva Santa Catarina Ixtahuacán, efectuando varias vueltas sobre su eje vertical antes de impactar a tierra, dañándose completamente el fuselaje, motor y todos los componentes dinámicos en el impacto.

Anexo “A”: Plan de vuelo del accidente.

1.00.3 LUGAR DEL IMPACTO:

El área de aterrizaje para el helicóptero fue marcada con una “H” encerrada en un círculo por personas del municipio Nueva Santa Catarina Ixtahuacán, a un lado de un campo de Futbol, se observó la cercanía de los marcos de portería de dichos campo muy cerca de la marcación del helicoptero improvisado para el aterrizaje.

Ver fotografías No. 19 y 20.

Anexo “B”: Mapa físico del accidente y Fotografías satelitales del área del accidente.

1.01. LESIONES A PERSONAS:

Debido al tipo de accidente por pérdida de control a baja altura y baja velocidad los ocupantes salieron con lesiones graves y leves, saliendo del helicóptero por sus propios medios y/o siendo auxiliados por lugareños, atendidos posteriormente personas del lugar y trasladados a centros médicos asistenciales.

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	Totales
Mortales	0	0	0	0
Graves	0	0	0	0
Leves	1	3	0	0
Ilesos	0	0	0	4
TOTAL	1	3	0	4

1.02. DAÑOS AL HELICÓPTERO:

En su aproximación al punto de aterrizaje, el helicóptero pierde el control haciéndolo girar sobre su propio eje vertical, cayendo sobre el terreno del campo de futbol a baja altura y mínima velocidad, en el impacto el fuselaje se deforma y se fractura, el botalón se fractura al medio, el rotor principal se detiene abruptamente por impacto al terreno, fragmentándose una de las palas, las palas del rotor de cola pierden la sección externa de las mismas, aproximadamente 6.0 pulgadas cada una en el impacto a tierra.



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

El motor se separó de sus bases y soportes en el fuselaje del helicóptero, la transmisión se separó de igual forma debido a la fractura de la sección superior del helicóptero, los controles de vuelo se dañaron desde los controles hidráulicos hasta sus soportes superiores del fuselaje.

Ver fotografías No.: de la 1 a la 9.

1.03. OTROS DAÑOS:

Durante la inspección de daños al fuselaje del helicóptero y sus componentes, se observó la ausencia de una sección de una de las palas del rotor principal, de aproximadamente 15.0 pulgadas, la cual causó daño en la lámina de la iglesia del municipio de Nueva Santa Catarina Ixtahuacán, perforando sin penetrar dos láminas galvanizadas.

Ver fotografía No.: de la 13 a la 18.

1.04. INFORMACIÓN PERSONAL DEL PILOTO:

Con fecha 29 de octubre del año 2014 fue solicitada la autorización de piloto para propósitos especiales por parte de la empresa CHOPAIR, S.A., al piloto del helicóptero, indicando en dicha solicitud haber cumplido los requisitos necesarios para tal actividad.

El 6 de noviembre del 2014 le es otorgada la licencia No. 0113, con el título de **Autorización de Propósitos Especiales**, con una vigencia de 3 meses a partir de la fecha de otorgamiento, venciendo el 31 de enero del año 2015.



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

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

Horas voladas en las últimas 24 horas:	00.35 hrs.
Horas voladas en los últimos 07 días:	10.50 hrs.
Horas voladas en los últimos 30 días:	33.80 hrs.
Horas voladas en los últimos 06 meses:	73.60 hrs.
Horas voladas en los últimos 12 meses:	377.0 hrs.

Anexo "C": Perfil del piloto, ultima hoja del libro de vuelo del piloto, solicitud y licencia de propósitos especiales.

Cursos y entrenamientos recibidos:

El 3 de septiembre 2014 recibió el curso inicial de Conversión de Operador, impartido por el Gerente de Operaciones de CHOPAIR, S.A.

El 10 de Septiembre 2014 recibió el Curso de Transporte de Mercancías Peligrosas, certificado por CHOPAIR, S.A.

El 11 de septiembre 2014, recibió el curso de Factores Humanos, certificado por la empresa CHOPAIR, S.A.

El 19 de septiembre 2014, recibió el curso de Inicial de Primeros Auxilios, impartido por CHOPAIR, S.A.

El 18 de Octubre 2014, recibió el curso inicial del Helicóptero Bell 206 L, completándolo y aprobándolo satisfactoriamente, impartido por CHOPAIR, S.A.



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

El 18 de Octubre 2014, recibió el diploma de aprobación del curso inicial de tierra y vuelo del Helicóptero Bell 206-L, completándolo y aprobándolo satisfactoriamente, impartido por CHOPAIR, S.A.

Anexo "C": Perfil del piloto, última hoja del libro de vuelo, solicitud y licencia de propósitos especiales.

1.04.1 INFORMACIÓN PERSONAL DEL CO-PILOTO:

No aplica.

1.05. INFORMACIÓN DEL HELICÓPTERO:

Este helicóptero Bell 206-L1 es fabricado en el año 1981 por la empresa Bell Helicopter Textron Canada Limited, en el Estado de Mirabel Quebec, Canadá, en su versión original, al helicóptero le fue instalado un motor Rolls-Royce 250-C28B, el cual fue cambiado de acuerdo al STC SH296NM por un motor con más potencia, siendo este el Rolls-Royce 250-C30P, de igual manera fue equipado con un dispositivo de extensión de combustible, para tener una capacidad máxima de 110.0 galones.

El helicóptero tiene una capacidad máxima de pasajeros de 7 plazas, distribuidos 5 personas en la cabina de pasajeros y dos personas en la cabina de mando, piloto y Co-piloto, pudiendo ser el copiloto otro pasajero más.

Este tipo de helicóptero posee en su rotor principal dos aspas o palas, al igual que el rotor de cola o rotor compensador de anti-torque.



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

Con fecha 25 de abril de 1996 se le efectuó la inspección para su renovación del certificado de aeronavegabilidad por parte del Departamento de Inspección de Aeronaves de la DGAC, teniendo la Matrícula TG-ORJ, como propietario a MAROSCA, S.A., empresa ubicada en el Hangar No. 7 del Aeropuerto Internacional “La Aurora” Zona 13, no se encontró en el expediente del helicóptero el certificado de exportación y/o procedencia para establecer la fecha de ingreso al estado de Guatemala.

En el año 2004, el helicóptero cambia de propietario, siendo la Empresa Valmo, S.A., ubicada en el Edificio Géminis 10, Torre Norte, Of. 1901 de la Ciudad Capital de Guatemala.

El 18 de agosto del año 2006, el helicóptero se accidenta, teniendo daños de consideración en el fuselaje y componentes dinámicos.

Con fecha 30 de julio del 2008 se le extiende la licencia de estación de radio para la Aeronave VHF, bajo la matrícula TG-ORJ, de acuerdo a los procedimientos establecidos por el Departamento de Aeronavegabilidad de la DGAC.

No fueron encontrados registros de renovación del año 2009 y 2010 en el expediente correspondiente, debido a que se encontraba en reparación.

El 7 de abril del año 2011, el Departamento de Registro aeronáutico solicita la verificación de datos del helicóptero con número de Serie 45618 y matrícula TG-GOL para dar respuesta a su solicitud de Inscripción de **cambio de datos del helicóptero.**



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

Durante los siguientes años a la fecha actual, fue cumplido el procedimiento de renovación del Certificado de Aeronavegabilidad, de acuerdo a lo establecido por la Dirección General de Aeronáutica Civil de Guatemala.

Anexo "D": Hoja de datos técnicos del helicóptero (Certificado tipo del helicóptero).

Anexo "E": Certificado de Aeronavegabilidad y Certificado de Registro del helicóptero.

1.05.1. ANTECEDENTES DEL HELICÓPTERO:

El 18 de Agosto del año 2006 este helicóptero se accidenta en los alrededores del municipio de San Vicente Pacaya del departamento de Escuintla, con 3 pasajeros a bordo y el capitán del helicóptero, el helicóptero resulto con daños en el fuselaje, rotor principal, rotor de cola, motor y parte del botalón de cola que se separó en el impacto a tierra, debido a una autorotación por emergencia.

Con fecha 4 de julio del año 2008 el helicóptero es retornado al servicio, debido al accidente descrito anteriormente, por parte de la OMA DGAC/040 Central American Aviation Services, S.A., las reparaciones fueron efectuadas de acuerdo a los manuales de mantenimiento de la fábrica Bell Textron Inc.

1.05.2. MOTOR Y ROTORES:

Motor:

Marca o Fabricante:	Roll & Royce
Tipo:	250-C30P
Serie:	CAE890049
Tiempo total:	12,485.0 Hrs.
Tiempo desde reparación:	2,027.75 Hrs.



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

Rotor Principal:

Marca o Fabricante:	Bell Textron Inc.
Modelo:	206-011-100-129
Serie:	AAB-52018
Tiempo total:	6,884.78 Hrs.
Tiempo desde reparación:	2,050.0 Hrs.

Rotor de Cola:

Marca o Fabricante:	Bell Textron Inc.
Modelo:	206-011-810-153
Serie:	AAG-00134
Tiempo total:	6,689.58 Hrs.
Tiempo desde reparación:	2,054.0 Hrs.

Anexo "F": Certificaciones de la bitácora de mantenimiento del fuselaje y motor.

1.05.3 COMBUSTIBLE:

Este helicóptero 206 L-1, tiene una capacidad máxima de 99.4 galones, al instalarse el STC correspondiente del dispositivo de extensión de combustible esta capacidad llega a un máximo de 110.0 Galones.

Durante la inspección se determinó la presencia de combustible Jet-A1, de acuerdo al plan de vuelo el helicóptero llevaba combustible para una autonomía de 02 horas con 30.0 minutos al momento de despegar del Aeropuerto Internacional "La Aurora".



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

De acuerdo a la bitácora de vuelo y el reporte de peso y balance efectuado además de la boleta de combustible servido al helicóptero se comprobó un agregado de 52.1 galones a los tanques del helicóptero.

Anexo "G": Documentos de Combustible: Orden de gaseo y Boleta de despacho.

1.05.4 EQUIPO AUXILIAR:

No aplica.

1.05.5 DEFECTOS:

No aplica.

1.05.6 PESO Y CARGA:

Al despegar del aeropuerto Internacional "La Aurora", el helicóptero llevaba a bordo 04 personas con un peso aproximado de 680.0 libras y con un peso de combustible de 550.0 libras de combustible, no se encontró carga con peso significativo en el helicóptero.

Anexo "H": Procedimiento de despacho de Peso y Balance Bell 206L, Certificación de peso y balance del helicóptero.

1.06. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:

La información de las observaciones meteorológicas de fecha 17 de enero 2015, fueron proporcionadas por el Instituto Nacional de Sismología, Vulcanología, Meteorología e Hidrología, realizadas en la estación ubicada en Quetzaltenango, cercana a la pista los Altos, la cual es la estación más cercana al percance.



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

17 DE ENERO 8:00 HORAS:

MGQZ 05006KT 9999 BKN014 12/19 QFE 769.3

09:00 HORAS:

MGQZ 05004KT 9999 SCT012 14/08 QFE 769.7

10:00 HORAS:

MGQZ 05008KT 9999 SCT016 18/09 QFE 769.7

Anexo "I", Reporte de Meteorología.

1.07. AYUDAS PARA LA NAVEGACION:

No aplica por el área de aterrizaje.

1.08. COMUNICACIONES:

Las comunicaciones fueron establecidas de acuerdo a los procedimientos de comunicación de los servicios de control de tránsito aéreo, durante el vuelo hacia el destino del helicóptero.

1.09. INFORMACIÓN DE AERÓDROMO:

No aplica.

1.10. REGISTRADORES DE VUELO:

No aplica por tipo de aeronave (helicóptero).



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

1.11. INFORMACIÓN DE LOS RESTOS DEL HELICÓPTERO Y DEL IMPACTO:

El helicóptero en su aproximación al área de aterrizaje, pierde el control girando inicialmente sobre su eje vertical en un radio aproximado de 10.0 metros, seguidamente pierde altura precipitándose a tierra, en su primer contacto lo hace con el lado derecho del tren de aterrizaje a lo cual el helicóptero efectúa un revote y cayendo sobre su costado derecho, deteniendo súbitamente las palas del rotor principal a lo cual se desprende el motor y la transmisión de sus soportes correspondientes.

De igual manera durante el movimiento fuera de control del fuselaje, las palas del rotor de cola hacen contacto con el terreno aun girando, lo que hace que las puntas o secciones de extremo se fracturen y desprendan de las mismas palas, el botalón de cola se fractura en dos secciones debido a las fuerzas de stress, torsión y compresión del accidente.

Ver fotografías No.: fotografías de la 1 a la 18.

1.12. INCENDIOS:

No se produjo ningún conato de incendio en el área del impacto.

1.13. SUPERVIVENCIA:

Los pasajeros y el piloto salieron de los restos del fuselaje del área de cabina, por sus propios medios, siendo auxiliados posteriormente por los lugareños, seguidamente fueron trasladados al centro médico asistencial más cercano, para su observación y tratamiento por posibles daños por fracturas y contusiones.



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

1.14. ENSAYOS E INVESTIGACIONES:

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

Anexo "D" Hoja de datos técnicos del helicóptero. (Certificado Tipo del Helicóptero).

1.14.1. ENSAYO DE INVESTIGACIÓN DEL COMPRESOR DE LA TURBINA:

El proceso de inspección a través del desarme del motor se efectuó en las instalaciones del operador, el motor fue removido del fuselaje para facilitar el traslado del helicóptero desde el área del impacto hacia los hangares del operador donde fueron resguardados los restos para su inspección posteriormente.

Durante la revisión del motor se encontraron golpes o daños menores alrededor del mismo, los cuales fueron producidos al momento del impacto.

En el desarme, el compresor no mostraba daños por impacto, el impeler mostraba varios alavés, daños de forma severa en su extremo exterior en dirección opuesta a la rotación de funcionamiento normal rotando o funcionando suavemente al hacerla girar, la caja de accesorios no mostraba daños exteriores.



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

La cámara o sección de combustión se observaron varios rayones internos provocados por metal absorbido por el compresor durante el funcionamiento en el momento de impacto a tierra, en la parte izquierda de la cámara, la parte derecha no mostraba daños, se observó en apariencia normal, la sección de turbina interna, en la estación 1, 2 y 3 se observó restos de metal en las superficies.

En términos generales el motor se encontró en condiciones normales de funcionamiento y sin daños previos al impacto, indicando que el metal encontrado en las diferentes secciones internas del motor, ingresó durante el funcionamiento normal como consecuencia de la caída a tierra del helicóptero.

Ver fotografías No. De la 23 a la 31.

1.15. INFORMACIÓN SOBRE ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN:

El helicóptero pertenece a la empresa Gol Helicopter Co., siendo el operador en Guatemala la Empresa Transportes Aéreos de Guatemala, adicionalmente el helicóptero es utilizado para transporte y trabajos aéreos por parte de la Empresa CHOPAIR, S.A., en la Avenida Hincapié 18 calle hangar No. 15 del Aeropuerto Internacional "La Aurora".

El vuelo efectuado el día del accidente correspondía a un vuelo No. comercial, por parte de la empresa, indicando que el vuelo era efectuado a dicha población como colaboración de ayuda política a uno de los partidos que se postulan para elección presidencial, por parte del Dueño del Helicóptero.



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

1.16. INFORMACIÓN ADICIONAL:

Al caer e impactar el helicóptero contra la superficie del campo de fútbol, el rotor principal y rotor de cola se detuvieron súbitamente, fracturándose una de las palas del rotor, la sección desprendida cae sobre el techo de lámina de la iglesia de la población la cual está a una distancia aproximada de 100.0 metros de distancia del punto de impacto del helicóptero, sin causar daños a terceras personas.

Ver fotografías de la 15 a la 18.

1.17. TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES Y EFICACES:

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

1.18. INFORME FOTOGRÁFICO:



Fotografía No. 1

Vista aérea superior del fuselaje en el área de impacto



Fotografía No. 2

Vista frontal del fuselaje recostado sobre su lado derecho.



Fotografía No. 3
Vista superior del fuselaje y del rotor Principal.



Fotografía No. 4
Vista trasera del helicóptero.



Fotografía No. 5
Vista del tren de aterrizaje desprendido del fuselaje.



Fotografía No.06
Vista del lado inferior del helicóptero



Fotografía No.07
Vista frontal inferior del helicóptero



Fotografía No.08
Vista del fuselaje y el rotor principal del helicóptero.



Fotografía No.09
Desprendimiento de la transmisión y del motor.



Fotografía No.10
Daños severos del fuselaje



Fotografía No.11
Botalón de cola con daños por stress de impacto.



Fotografía No. 12
Tubos cruzados del tren de aterrizaje, vencidos por stress.



Fotografía No. 13
Daño total de los componentes dinámicos del helicóptero



Fotografía No. 14
Daños al estabilizar vertical y botalón de cola.



Fotografía No. 15

Vista del techo de la iglesia y sección de una de las aspas del rotor Principal.



Fotografía No. 16

Sección del rotor principal sobre el techo de la iglesia.



Fotografía No. 17

Daño a las láminas y extremo externo del aspa del rotor Principal.



Fotografía No. 18

Vista cercana del daño al techo de la iglesia.



Fotografía No. 19

Vista del área del impacto y del helipuerto improvisado.



Fotografía No. 20

Vista aérea del área del accidente.



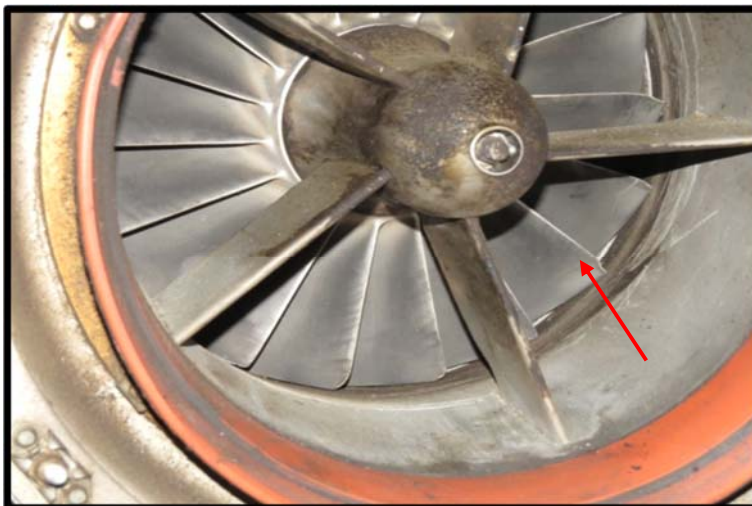
Fotografía No. 21
Vista aérea del fuselaje y área de impacto.



Fotografía No. 22
Vista de la iglesia y del fuselaje del helicóptero.



Fotografía No. 23
Vista del motor removido del fuselaje.



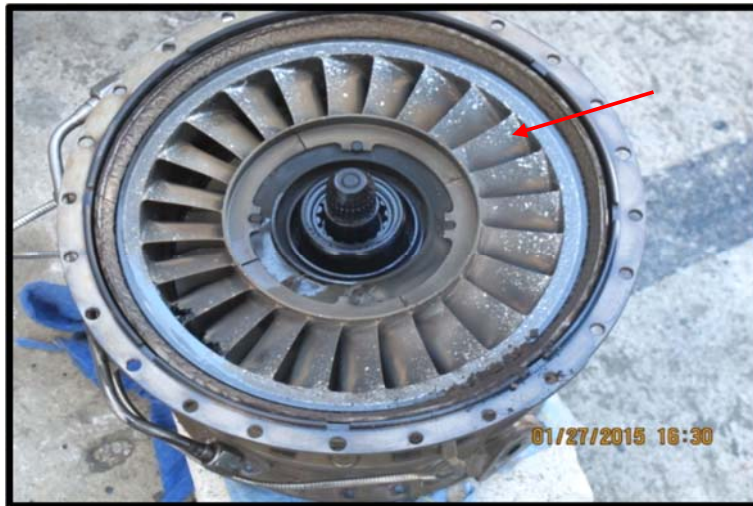
Fotografía No. 24
Vista cercana de la sección frontal del compresor del motor.



Fotografía No. 25
Vista frontal de la sección de la cámara de combustión.



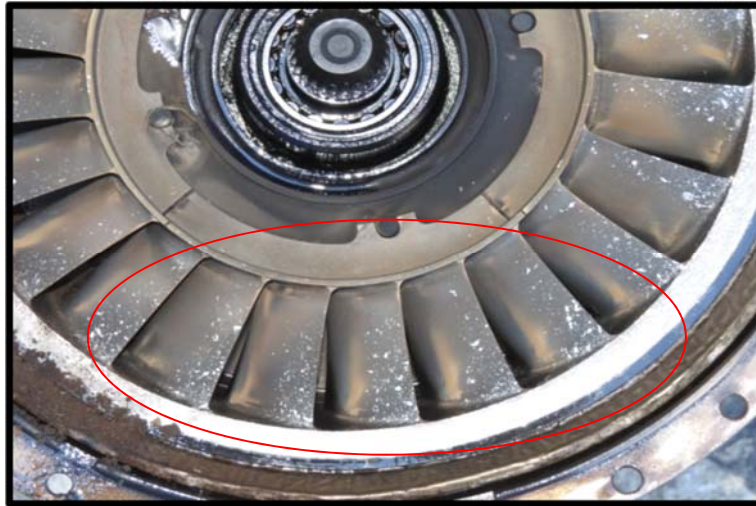
Fotografía No. 26
Residuos de metal encontrados en la sección de cámara de combustión.



Fotografía No. 27
Marcas de metal derretido en la rueda de turbina.



Fotografía No. 28
Vista superior de la rueda No. 3 de la turbina



Fotografía No. 29
Rastros de metal marcados en los alavés de la rueda de turbina.

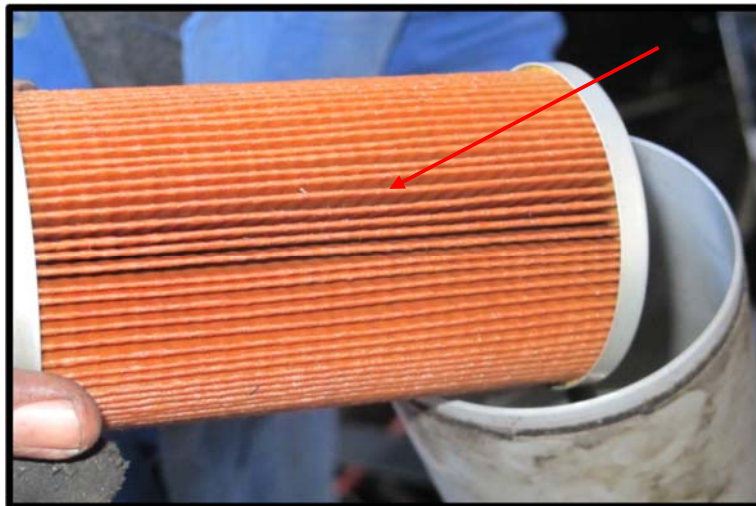


Fotografía No. 30
Vista de la segunda estación de turbina del motor.



Fotografía No. 31

Vista de los daños a los alavés de la estación No. 2 del motor.



Fotografía No. 32

Filtro de combustible del helicóptero sin contaminantes.



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

2.0 ANÁLISIS:

La información para el presente informe, fue recolectada en el área del accidente a través de fotografías, entrevistas y grabaciones, la documentación fue analizada en La Unidad de Investigación de Accidentes, los documentos fueron suministrados por el Operador, la Biblioteca Técnica de la Dirección General de Aeronáutica Civil, fabricante, manual de vuelo y manuales de mantenimiento del mismo. Los criterios tomados para el análisis, fueron consensuados por parte de pilotos y técnicos del ámbito aeronáutico, conjuntamente con la Unidad de Investigación de Accidentes.

2.1. INFORMACIÓN PERSONAL:

El piloto se encontraba con la documentación requerida y reglamentada para ejercer las habilitaciones de piloto aviador Comercial al momento del accidente, de acuerdo a los archivos del departamento de Licencias él piloto se encontraba al día con autorización de piloto para **Propósitos Especiales**, solicitado el 28 de octubre y autorizado el 24 de septiembre 2014.

Anexo "C": Perfil del piloto, última hoja del libro de vuelo del piloto, solicitud y licencia de propósitos especiales.

2.2. INFORMACIÓN DE LA AERONAVE:

El peso y balance que fue completado el día del vuelo para el helicóptero, se utilizaron los datos de peso en vacío el cual fue calculado en 2,605.0 libras, aun cuando en la bitácora de vuelo el peso y balance certificado indica 2,637.0 libras, el máxima peso de carga, está configurado para este helicóptero en 4,150 libras.

Anexo "H": Procedimiento de despacho peso y balance Bell 206L, Certificación de peso y balance del Helicóptero.

De acuerdo con los cálculos efectuados en el peso y balance previos al accidente el helicóptero tenía un peso máximo de despegue desde el Aeropuerto Internacional “La Aurora” de 3,858 libras, lo cual deja un margen positivo de 290.0 libras para el vuelo.

PESO Y BALANCE COMPUTADO EL DÍA DEL ACCIDENTE

Nombre	Weight (lbs)	Arm Inches	Longitudinal CG momento in-lbs
Emty Weight	2,605	128.18	333,908.9
aceite	13	205.00	2,665.0
piloto	180	65.00	11,700.0
Pasajero delantero	170	65.00	11,050.0
Pasajero al centro	170	91.00	15,470.0
Pasajero posterior	170	129.00	21,930.0
equipage	0	174.00	0.0
Peso completo cero combustible	3,308	857.18	396,723.9
combustible	550	128.5	70,675.0
Totales	3,858	121.15	467,398.9



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

Cálculos de rendimiento

Nota: los cálculos de esta sección están basados en valores observados.

La presión de altitud utilizada está calculada de acuerdo a lo observado directamente del altímetro del helicóptero ubicado en el panel de instrumentos, sabiendo que el altímetro tiene el estándar de presión barométrica en 29.92".

Presión por altitud (PA) = MSL + 1000 X (29.92" - ajuste del altímetro).

En el área del accidente el altímetro fue encontrado con un ajuste de 30.35 InHg, teniendo una lectura de 9,720.0 pies MSL. La altitud reportada en el área del accidente es de 9,828.0 pies MSL.

Teniendo por lo consiguiente un MSL de 9,720.0 pies y el altímetro ajustado a 30.35 inHg.

Calculando:

$$PA = 9,720 \text{ pies} + 1,000.0 \text{ pies} \times (29.92 \text{ inHg} - 30.35 \text{ inHg})$$

$$PA = 9,290 \text{ pies.}$$

Anexo "J" Cartas de Rendimiento del Helicóptero, Figura 1, 2, 3.

La **densidad por altitud** del helicóptero puede encontrarse utilizando la presión por altitud y la temperatura, dado que la presión por altitud es de 9,290.0 pies y la temperatura registrada era de 18.0 grados centígrados a la hora aproximada del accidente, la densidad por altitud en el área del accidente era del 11,900 pies. **Anexo "J": Refiérase a la figura No. 1.**



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

La carta de Hover Ceiling presenta el rendimiento del helicóptero permisible de acuerdo con las condiciones de peso bruto (gross weight) y con la presión de altitud y la temperatura externa.

El peso bruto permitido para el helicóptero fuera del efecto de tierra de acuerdo a la carta de rendimiento a una presión de altitud de 9,290.0 pies y a una temperatura externa de 18 grados Celsius podría ser aproximadamente de 3,700.0 libras.

Anexo "J": Refiérase a la figura No. 2.

El peso bruto permitido para el helicóptero con efecto de tierra de acuerdo a la carta de rendimiento a una presión de altitud de 9,290.0 pies y a una temperatura externa de 18 grados Celsius podría ser aproximadamente de 3,800.0 libras.

Anexo "J": Refiérase a la figura No. 3.

El manual de vuelo para este Helicóptero indica: **deberá ejercer precaución** en el ejercicio de la operación a bajas velocidades y alrededor de estas altitudes publicadas en la estas cartas de rendimiento, La efectividad del rotor de cola puede ser marginada (perdida de efectividad) a altos requerimientos de potencia bajo las estas condiciones de altitud.

2.3. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:

Las condiciones meteorológicas eran óptimas para el vuelo el día del accidente ocurrido al helicóptero el cual se trasladó desde el Aeropuerto Internacional "La Aurora", hacia el área del accidente en Nueva Santa Catarina Ixtahuacán, no se evidencio la presencia de tormentas ingreso al territorio nacional de altas presiones o baja presiones.



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

2.4. AYUDAS PARA LA NAVEGACION:

No aplica

2.5. COMUNICACIONES:

Durante el vuelo efectuado por el helicóptero las comunicaciones fueron establecidas por el piloto de acuerdo a los procedimientos del centro de control de Tránsito Aéreo de Guatemala.

Como nota de información se indica que el dispositivo de Transmisor Localizador de Emergencia (ELT), se encontró en buen estado, sin daños en su estructura y en funcionamiento, este no transmitió ninguna alerta de impacto, por lo que la función de localización no fue cumplida por parte del ELT, al efectuar las pruebas operacionales del localizador no se tuvo respuesta del centro encargado del mismo, previo a verificar la señal de salida del dispositivo la cual se encontraba transmitiendo, se revisó el registro e inscripción en la institución COSPAS-SARSAT, encontrándose todo bajo los procedimientos correspondientes.

2.6. INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:

El helicóptero despegó desde la pista de La Aurora, está ubicada en la Ciudad de Guatemala. La superficie de esta pista es de asfalto, con una orientación de N11°E, con un largo total de 2,987.0 metros y 60.0 metros de ancho, con una altura sobre el nivel del mar de 4,952.0 pies o 1,506.0 metros.



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

La ubicación geográfica del Aeropuerto Internacional “La Aurora” es 14°34´08” latitud Norte, 90°17´40” Latitud Oeste, cuenta con los servicios de control de superficie, torre de control, servicio de aduana, sanidad, frecuencias de tránsito aéreo y demás servicios.

El área de aterrizaje está ubicada en el municipio de Nueva Santa Catarina Ixtahuacán del departamento de Sololá, teniendo una altura en su punto más alto de 9,842.52 pies, en el campo de fútbol de dicha localidad, como referencia del área para el aterrizaje los lugareños dibujaron una letra H dentro de un círculo para identificar el punto donde debería de aterrizar el helicóptero esa mañana.

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

2.7. REGISTRADORES DE VUELO:

No aplica por el tipo de helicóptero.

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

En la aproximación efectuada por el helicóptero al área del impacto, al reducir la velocidad y altura sobre el terreno, el helicóptero pierde el control lateral, efectuando giros de 360° (grados), sobre el eje vertical del fuselaje antes de impactar a tierra.

El fuselaje del helicóptero se fractura en varios puntos y se desprende el tren de aterrizaje, de igual manera el motor y la transmisión.



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

Uno de los aspectos que colaborado en la pérdida de control fue la falta de visibilidad, debido a la gran cantidad de polvo ocasionada por el helicóptero al hacer su aproximación para el aterrizaje en el área de campo de futbol, ocasionando que el piloto no tuviera a la vista la superficie del terreno y con esto el sentido de profundidad por medio de la vista, aunado a la perdida de efectividad del rotor de cola, el fuselaje quedo destruido.

Ver Fotografías de la 1 a la 14.

2.9. MANTENIMIENTO:

De acuerdo a la bitácora de mantenimiento al helicóptero se le efectuó una inspección de 50.0 Hrs., el 13 de enero 2015, a un tiempo total del fuselaje de 6,837.6 bajo la orden de Trabajo No. 049/015.

La bitácora de vuelo y mantenimiento indica en la casilla de su próximo mantenimiento, que se le efectuara una inspección de 50.0 hrs., al tener un total de 6,813.36 hrs., por lo que la inspección programada fue realizada con una diferencia 24.24 hrs., de acuerdo a lo establecido en la bitácora de vuelo y mantenimiento.

Al momento del accidente el helicóptero había volado un total de 46.8 hrs, desde su última inspección teniendo disponible para vuelo un total de 3.2 hrs.

Anexo "F": Certificación de la bitácora de mantenimiento del fuselaje y motor.



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

2.9.1 EQUIPAJE:

No se reportó equipaje por parte del operador, en el proceso de despacho de vuelo efectuado el día del accidente.

2.9.2. APRECIACIÓN DEL ÁREA DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA:

El área de aterrizaje del helicóptero fue a la orilla de un campo de fútbol, ubicado en el municipio de Nueva Santa Catarina Ixtahuacan, al momento de la emergencia, de acuerdo al video captado por un lugareño, se observa que al momento de pérdida de control del helicóptero se desplazaba el viento a poca velocidad, en la misma dirección de aterrizaje.

Ver Fotografías 19 a la 22.

3.00 CONCLUSIONES:

El helicóptero se encontraba certificado en su mantenimiento, equipado y mantenido de acuerdo a la reglamentación vigente de Guatemala y operado de acuerdo a los procedimientos aprobados para la empresa.

No había ningún vestigio de defectos de mantenimiento o mal funcionamiento de la aeronave que pudieran haber contribuido en el área del accidente.

El helicóptero fue destruido por el fuerte impacto contra el terreno en el área del accidente.



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

Los daños encontrados en las palas del rotor principal y rotor de cola, estaban en concordancia con el hecho que el motor se encontraba encendido y emitía potencia al momento del impacto con la superficie del campo.

Durante la aproximación no se encontraba a suficiente altura para lograr una recuperación después de la pérdida de control.

Las medidas y declaraciones del piloto indicaban que su conocimiento del área y comprensión del rendimiento del motor del helicóptero eran inadecuados para la altitud de operación del helicóptero, de acuerdo a las cartas de desempeño del manual de vuelo.

3.01 FACTORES CONTRIBUYENTES:

Aglomeración de personas en el área de aterrizaje limita los procedimientos operacionales de emergencia para los pilotos.

La decisión de no efectuar el aterrizaje en un área más abierta o campo alejado de la población y/o de obstáculos que permitan procedimientos especiales de aterrizaje.

Actos inseguros:

Apreciación y Evaluación inadecuada del riesgo previo a efectuar el procedimiento de aterrizaje en un área con demasiada altura.



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

3.02 CAUSAS PROBABLES:

La gestión errónea de la tripulación para el análisis de pista o área de destino para el aterrizaje.

La aceptación del capitán como miembro de la tripulación, de tomar la decisión de aterrizar en un área con demasiada altura, sin tomar en cuenta el rendimiento del motor del helicóptero en su potencia, el cual transportaba un peso inapropiado para el aterrizaje a ese nivel de altura.

4.00 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD:

Los pilotos devén de mantener un monitoreo constante previo al vuelo de los procedimientos y estudio de los datos de la ruta de vuelo; así como el rendimiento correcto de las aeronaves y su desempeño al volar, tomando en cuenta la orografía y altura por densidad del lugar de destino o punto para el aterrizaje.

Impartir por parte de las empresas de transporte aéreo comercial, cursos relacionados con el despeño de aeronaves a utilizar y de los procedimientos correctos o alternos en áreas de riesgo, relacionado con la orografía, y el despeño de la aeronave para aumentar el nivel de la seguridad operacional.

5.00 ANEXOS

LISTA DE ANEXOS

- "A"** Plan de Vuelo del día del accidente.
- "B"** Mapa físico del accidente y fotografías satelitales del área del accidente.
- "C"** Perfil del piloto, última hoja del libro de vuelo del piloto, solicitud y licencia de propósitos especiales.
- "D"** Hoja de datos técnicos del helicóptero (Certificado Tipo del helicóptero).
- "E"** Certificado de Aeronavegabilidad y Certificado de Registro del helicóptero.
- "F"** Certificaciones de la bitácora de mantenimiento del Fuselaje y motor.
- "G"** Documentos de Combustible: Orden de gaseo y Boleta de despacho.
- "H"** Procedimiento de Despacho Peso y Balance Bell 206L, Certificación de peso y balance del helicóptero.
- "I"** Reporte de Meteorología.
- "J"** Cartas de Rendimiento del Helicóptero.
Figura 1, 2, 3.

ANEXO "A"

**Plan de Vuelo del día
del accidente.**

DE 1749 SA

N° DE TEL :

17 ENE. 2015 1:32 P1

Tipos de aeronave del vuelo	IFR	VFR
-----------------------------	-----	-----



Centro de Aeronaves
 Centro de Avión **Negro Blanco**

PLAN DE VUELO
(FLIGHT PLAN)

DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
 REPÚBLICA DE GUATEMALA

1. Matricula de la aeronave Registration Number of Aircraft FG 60L		2. Tipo de Aeronave Type of Aircraft Bell 206		3. Operación / No. de vuelo Operation and flight number 0113	
4. Combustible a bordo (litros) Fuel on board (liters) 2750		5. Personas a bordo Persons on board 4		6. Nombre del piloto Pilot's name Jose Jimenez	
7. Lugar de Salida Point of departure MGT	EDT 15:00	ATD	8. Lugar de destino Point of destination Solola Campo futbol	ETE 00:30	ATA
9. Ruta Route Aux 110KT	10. Pct campo futbol Frequency SOLOLA Pct campo futbol STWIC	11. Altitud Altitude AGL 1000		12. Equipo de navegación Nav. Equipment ELT	
Fecha Date 17/1/15		13. FIRMA DEL PILOTO O REPRESENTANTE Pilot sign or Representative <i>[Signature]</i>		14. TRANSPORTES AEROS GUATEMALTECOS www.ta6.com.gt	
15. OBSERVACIONES REMARKS Por New Wings, Victor Castellano Pietro Ovico Autorizado por la unidad		16. DEPARTAMENTO DE OPERACIONES <i>[Stamp]</i>			

ANEXO "B"

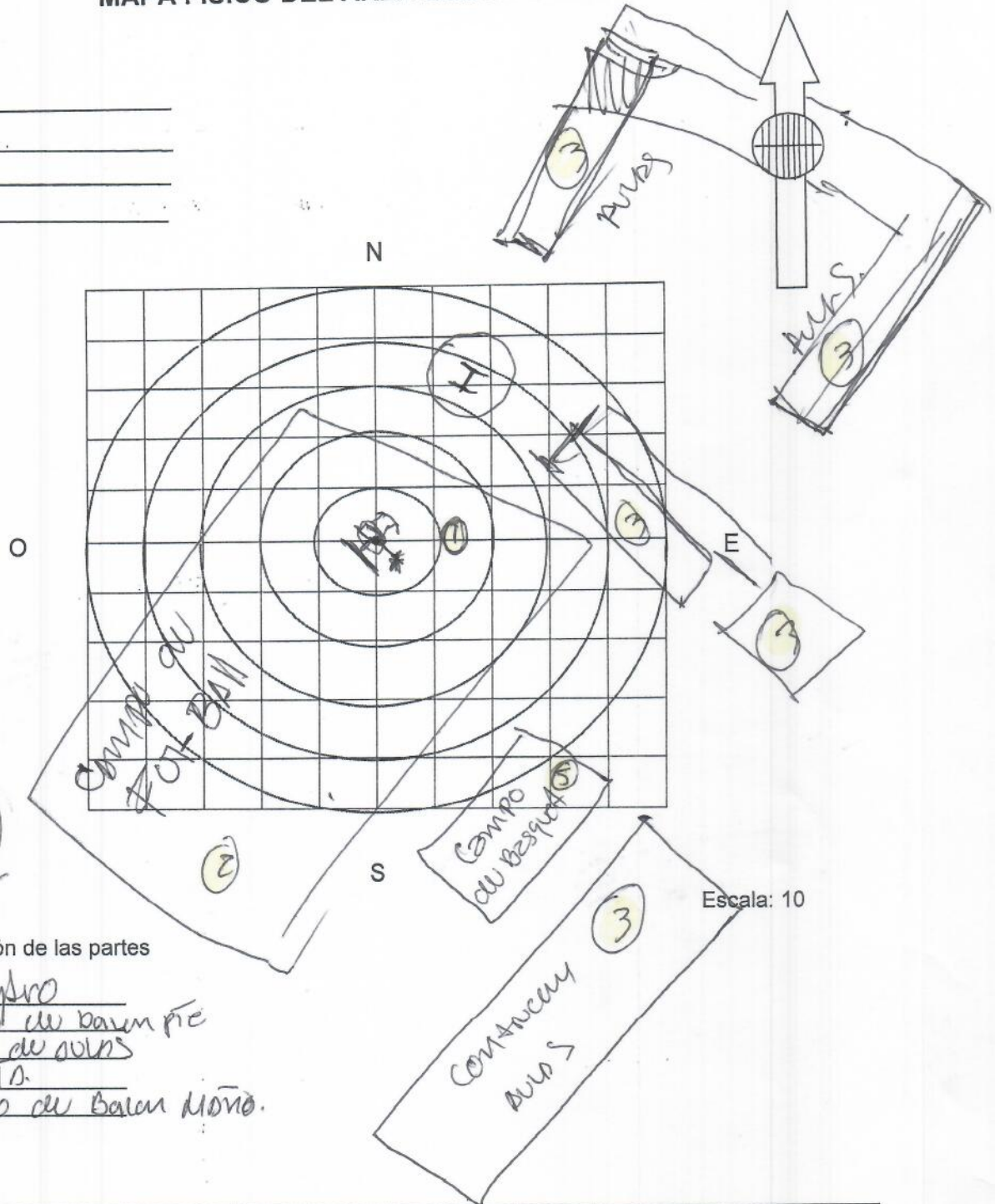
**Mapa físico del
accidente y fotografías
satelitales del área del
accidente.**

MAPA FISICO DEL AREA DEL ACCIDENTE

Matricula: _____

Fecha: _____

Lugar: _____



Identificación de las partes

1. Helicóptero
2. Campo de basquet
3. Sala de aulas
4. Iglesia
5. Campo de basquet



Google earth

TG-GOL

© 2015 Google

Image © 2015 DigitalGlobe

1970 fecha de las imágenes: 7/29/2014 14°51'26.90" N 91°21'27.99" O elev. 3010 m alt. oio 3.82 km



Nueva Santa Catarina Ixtahuacán

© 2015 Google

Image © 2015 DigitalGlobe

Fecha de las imágenes: 7/29/2014

14°51'18.73" N 91°21'30.03" O elev. 3001 m alt. ojo

Goog

1970

ANEXO "C"

**Perfil del piloto, última
hoja del libro de vuelo,
solicitud y licencia de
propósitos especiales.**



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



Correlativo: 2004840
Nombre: JOSE ALFREDO JIMENEZ CASTANEDA
Telefono:
Tipo: Estado
Nacimiento: EL SALVADOR, EL SALVADOR
Sexo: Masculino
Nacionalidad: EL SALVADOR
Educativo:
Pasaporte: N/A
Estado Civil: 1. Casado
Identidad: B00389687
Domicilio: COLONIA SAN JUAN CARRETERA PLANES DE RENDEROS SAN SALVADOR.
 . Postal:
 . Idiomas:
Adicionales:

Nacimiento: 20/Feb/1977
Autoridad: GUATEMALA
Correo:
Libro: N/A
Folio: N/A
Cabello: CASTAÑO
Ojo: CAFE
Peso: 200
Estatura: 175.00
Fecha Examen:
Recibo:

Licencia 0320 CONVALIDACION LICENCIA PILOTO PRIVADO
 Pais: GUATEMALA, Escuela: N/A, Examinador: N/A, Fecha Emisión: 2014-08-21, Fecha Vencimiento: 2015-01-31, Pais Convalidado: EL SALVADOR

Habilitaciones	Inicial	Final
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE		
HELICOPTERO MULTIMOTOR TERRESTRE		

Licencia 0113 AUTORIZACION DE PROPOSITOS ESPECIALES
 Pais: GUATEMALA, Escuela: N/A, Examinador: N/A, Fecha Emisión: 2014-11-06, Fecha Vencimiento: 2015-01-31

Habilitaciones	Inicial	Final

Certificado de Validez Lista de Certificados

	Inicial	Final
Certificado: 0320, Medico: CARLOS MARTINEZ RODAS, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2014-01-01, Resultados: CONVALIDACION, Anotaciones: CONVALIDACION	21/Aug/2014	31/Jan/2015
Certificado: 0113, Medico: CARLOS MARTINEZ RODAS, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2014-01-07, Resultados: PROPOSITO ESPECIAL, Anotaciones: PROPOSITO ESPECIAL	06/Nov/2014	31/Jan/2015

SOLICITUD PARA AUTORIZACION DE PILOTO PARA PROPOSITOS ESPECIALES

1. APELLIDOS: Jimenez Castaneda
2. NOMBRES: Jose Alfredo
3. DIRECCION: 15 Calle Condominio Residencial Villa Real 6-38
Apartamento 1102 Zona 10 Guatemala, Guatemala.
4. TELEFONO: (502) 2380-9494 CELULAR: (502) 5938-2133
5. CORREO ELECTRONICO: josejimenezcastaneda@gmail.com
6. FECHA DE NACIMIENTO: 20 FEBRERO 1977 EDAD: 37 años
7. LUGAR DE NACIMIENTO: El Salvador
8. No. DE CEDULA/PASAPORTE: BC0289687 NACIONALIDAD: Salvadoreña
9. TIPO DE LA LICENCIA EXTRANJERA: Piloto Comercial de Helicopteros
10. PAIS QUE EMITIO LA LICENCIA: El Salvador
11. FECHA DE EMISION: 24 Septiembre 2014 VENCIMIENTO: 31 Mayo 2016
12. CLASE O TIPO DE CERTIFICADO MEDICO: 1 2 3
13. FECHA DE EMISION DE EXAMEN MEDICO EXTRANJERO: 07 Enero 2014
14. FECHA DE VENCIMIENTO DE EXAMEN MEDICO EXTRANJERO: 30 Enero 2015
15. TOTAL DE HORAS VOLADAS (AL MOMENTO DE LA SOLICITUD): 1900 HRS.
16. TOTAL DE HORAS VOLADAS EN LOS ULTIMOS 6 MESES: 300 HRS.
17. SE LE HA EMITIDO UNA AUTORIZACION DE PILOTO PARA PROPOSITOS ESPECIALES ANTERIORMENTE:
SI NO
18. FECHA DE EMISION DE AUTORIZACION PARA PROPOSITOS ESPECIALES: últimos
19. FECHA DE EXPIRACION DE AUTORIZACION PARA PROPOSITOS ESPECIALES: últimos
20. OPERADOR COMERCIAL EMPLEADOR: Transportes Aereos Guatemaltecos
21. COA DE OPERADOR COMERCIAL EMITIDO EN EL PAIS DE: Transportes Aereos Guatemaltecos
22. DIRECCION DEL OPERADOR COMERCIAL: Av. Aycinena 18 Calle Hanger 15, Interior Aeropuerto La Aurora, Z1:
23. TELEFONO: (502) 2380-9494 FAX: ()
24. CATEGORIA, CLASE Y TIPO DE AERONAVE A SER VOLADA: Bell 206B Bell 206L
25. MATRICULA DE LA(S) AERONAVE(S) A SER VOLADAS: TG-GOL, TG-TAB, TG-CHU
TG-TAD, TG-CHE

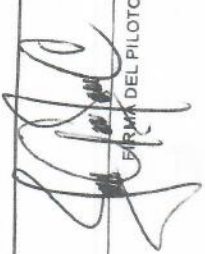
POR ESTE MEDIO CERTIFICO QUE TODA LA INFORMACION PROPORCIONADA EN ESTE FORMULARIO ES VERDADERA, Y QUE CONOZCO Y ENTIENDO LOS REQUISITOS DE EMISION, PRIVILEGIOS, LIMITACIONES, FECHAS DE EXPIRACION, PROCEDIMIENTOS DE RENOVACION Y DEVOLUCION DE LA AUTORIZACION DE PILOTO PARA PROPOSITOS ESPECIALES DESCRITOS EN LA REGULACION DE LICENCIAS AL PERSONAL TECNICO AERONAUTICO (RAC LPTA) CAPITULO 2 Y SECCION 2.13.

FIRMA DEL SOLICITANTE: [Firma] FECHA: 28 OCT 2014

Oficina 24 u = 0.6
 7 DIAS = 10.50

CONDICIONES DE VUELO

LINK	DIA		NOCHE		INSTRUM- REAL		HOOD		PILOTO EN COMANDO		CO-PILOTO INSTRUCCION		TOTAL DURACION DE VUELO		OBSERVACIONES
	HORAS	MIN	HORAS	MIN	HORAS	MIN	HORAS	MIN	HORAS	MIN	HORAS	MIN	HORAS	MIN	
	5	1							1	1			1	1	TIP Marina Pez Vela
	1	1							1	1			1	1	TIP Marina Pez Vela.
	2	0							2	0			2	0	TIP Zacapa - Esquintla - Zacapa
	1	2	0	1					1	3			1	3	TIP El Jote / Perote
	0	9	0	3					1	2			1	2	TIP Marina Pez Vela. Noe
	1	2							1	2			1	2	TIP Marina del Sur
	2	1							2	1			2	1	TIP Esqui papales
	1	8							1	8			1	8	TIP Hidaxalbal
	2	6							2	6			2	6	TIP Ladar Manteco - Sn. Marcos - Sn. Rafael Pie Erato Papapitlan (Perote)
	1	5							1	5			1	5	TIP Lider Papapitlan - Sn. Pablo - Metacatan - Caturro
	0	6							0	6			0	6	TIP Laguna El Pino / Barberena
	1	1							1	1			1	1	TIP Marina Pez Vela
	4	1							4	1			4	1	TIP Progresor Zacapa - Chiquimula
	6	6							0	6			0	6	decidite 17/08/80
	1789	6	107	9	80	6			1596	7	381	4	1978	1	
													1978	7	


 FIRMA DEL PILOTO

ANEXO “D”

**Hoja de datos técnicos
del helicóptero
(Certificado tipo del helicóptero).**

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION
 FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION

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

TYPE CERTIFICATE DATA SHEET NO. H2SW

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

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

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

Serial Nos. eligible No eligible serial numbers exist.

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

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

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

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

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

VII - Model 206L-1 7 PCLII (Normal Category), Approved May 17, 1978.
 (See Note 26 for 4,150 lbs. gross weight.)

Engine Rolls-Royce (Allison) Model 250-C28B with Bendix gas producer Fuel control DP-T3. Engine Type Certificate No. E1GL. Or
 Rolls-Royce (Allison) Model 250-C30P with Bendix gas producer Fuel Control DP-V1. Engine Type Certificate No. E1GL.

Fuel ASTM-D-6615 Type Jet B; ASTMD-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 mixtures and fuel temperature limitations. (See Note 8)

Engine limits Model 206L-1 Rotorcraft with Rolls Royce (Allison) 250-C28B engines installed

Torque	Output	Turbine	Gas Gen.	Gas Gen.
	Pressure	Shaft Speed	Out Temp	Speed
Takeoff (5 min.)	100% (59 psi) 435 shp	100% (6,016 rpm)	791°C (1456°F)	104% (52,980 rpm)
Max. Continuous	85% (50 psi) 370 shp	100% (6,016 rpm)	743°C (1369°F)	104% (52,980 rpm)

Engine limits Model 206L-1 Rotorcraft with Rolls Royce (Allison) 250-C30P engines installed (See Note 38).

Torque	Output	Turbine	Gas Gen.	Gas Gen.
	Pressure	Shaft Speed	Out Temp	Speed
Takeoff (5 min.)	100% (62 psi) 435 shp	100% (6,016 rpm)	768°C (1414°F)	104% (53,550 rpm)
Max. Continuous	85% (53 psi) 370 shp	100% (6,016 rpm)	716°C (1320°F)	104% (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%)

Airspeed limits	Hp Ft x1000	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20
	OAT °C	VNE		IAS		MPH						
46	150	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
40	150	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
20	150	150	145	138	131	123	116	--	--	--	--	--
0	150	150	150	145	138	130	123	115	108	101	93	
-20	150	150	150	150	145	137	130	123	115	108	100	
-40	147	142	138	132	128	123	119	114	110	105	101	
-50	135	130	126	121	117	112	108	104	100	96	92	

NOTE: ABOVE NOS. BASED ON
 MAX MACH_{Advancing BladeTip} OF 0.95

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) at 4,050 lbs.
 Aft Limit
 (+128.5) up to 2,900 lbs. changing linearly to (+127) at 4,050 lbs.

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) 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	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 7PCLII (Normal Category). Approved December 10, 1981.

Engine	Rolls-Royce (Allison) Model 250-C30P with Bendix Gas Producer Fuel Control DP-V1. 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	<u>Power Off</u>		<u>Power On</u>	
	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%)	

ANEXO "E"
Certificado de
Aeronavegabilidad y
certificado de registro
del helicóptero.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

Certificado de Aeronavegabilidad Estándar

Standard Airworthiness Certificate

1. Nacionalidad y Matricula
Nationality and registration marks

TG-GOL

2. Fabricante y modelo
Manufacturer and model

BELL 206L-1

3. No. de serie de la aeronave
Aircraft serial number

45618

4. Categoría y operación
Category and operation

NORMAL/ COMERCIAL

5. No. Certificado de Tipo
Type certificate No.

H2SW

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

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

7. Fecha de otorgamiento
Date of Issue

26-AGO-14

8. Fecha de Vigencia
Date of validity

**DEL 28-AGO-14
AL 27-AGO-15**

9. Vo.Bo. Conforme a documentación presentada y forma DGAC FS-215A
Por la Gerencia de Estándares de Vuelo DGAC
Vo. Bo. According to documentation submitted and DGAC Form FS-215
DGAC Flight Standards Management

Nombre y Firma **Ismael Albanez**

RICARDO ESTRADA
Vo. Bo. Jefatura de Aeronavegabilidad
Airworthiness Chief

10. No. De Registro DGAC (DGAC file number) **266LC2**

11. Clave de Aeronavegabilidad **625085-14-08/ 305**

DGAC FS-640 (Rev. No.005, Mayo 2012)

DEPTO. DE
AERONAVEGABILIDAD DE
ESTANDARES DE VUELO
DGAC
DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

RECIBIDO 10 de Agosto
FECHA 27/8/2014
HORA 12:50



REPÚBLICA DE GUATEMALA, C. A.

**CERTIFICADO DE MATRÍCULA / REGISTRATION CERTIFICATE
PROVISIONAL / TEMPORARY**

1. Marca de nacionalidad o marca común, y marca de matrícula (Nationality or common mark and registration mark) TG-GOL	2. Fabricante y designación de la aeronave dada por el fabricante: (Manufacturer and manufacturer's designation of aircraft) BELL TEXTRON CO. MODELO: 206L1	3. Número de serie de la aeronave: (Aircraft serial No.) 45618
---	---	---

4. Nombre del propietario (Name of owner) COL HELICOPTER CO.
5. Domicilio del propietario (Address of owner) DELAWARE, ESTADOS UNIDOS DE AMERICA
6. Nombre del operador (Operator Name) TRANSPORTES AEREOS DE GUATEMALA, S.A.
Av. Reforma 6-64 zona 9, Edif. Plaza Corporativa
7. Domicilio del operador (Address of operator) Reforma, Torre I, Of. 801, Ciudad Guatemala.

8. Se certifica por el presente que la aeronave arriba descrita ha sido debidamente inscrita en el (it is hereby certified that the above described aircraft has been duly entered on the) **FOLIO 266 LC2** de conformidad con el convenio de Aviación Civil Internacional, de fecha 07 de diciembre de 1,944, y con la ley de Aviación Civil de Guatemala (in accordance with the Convention on International Civil Aviation dated December 7, 1944, and the Civil Aviation Law of Guatemala).

LA ALTERACIÓN DE LOS DATOS CONSIGNADOS, SERÁ PENADO POR LA LEY; ARTÍCULO 321 DEL CÓDIGO PENAL. (THE ALTERATION OF THE INFORMATION PROVIDED, SHALL BE PUNISHABLE BY LAW, ARTICLE 321 OF THE PENAL CODE)

DGAC

(Firma/Signature):
Jair Alberto Samayoa Guerrero, Director General / General Director
Interventor
Dirección General de Aeronáutica Civil

(Firma/Signature):
Registrador Aeronáutico Nacional / National Registry Manager
DGAC
DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
REGISTRADOR AERONAUTICO NACIONAL

Fecha de Expedición (Issue Date) 25 de febrero de 2014

Fecha de Expiración: (Expiration Date) 16 de octubre de 2018

* Observaciones / Comments: COLORES: NEGRO, BLANCO Y GRIS
AÑO FABRICACION: 1981

2014-17
14
038

ANEXO "F"

**Certificaciones de la
bitácora de
mantenimiento del
fuselaje y motor.**

AIRCRAFT MODEL	SERIAL NO.	REGISTRATION NO.	OWNER
----------------	------------	------------------	-------

PILOT	DATE	TYPE OF SH	ACFT. HRS.		ENG. STARTS		TORQUE EVENTS	LANDINGS	POWER ASSURANCE	ENG. 1 EN
			ENG. 1	ENG. 2	ENG. 1	ENG. 2				

AVIONICS DGAC/G-014
 Certificación de ELT según regulaciones de D.G.A.C. RAC-02 207-SUB PARTE D

Matrícula **TG-GOL**
 Fecha **07/Enero/2015**
 Marca ELT **ARTEX 1000**
 S/N ELT **251-01314**
 Próximo Chequeo **Enero 2016**
 Próximo Cambio de Baterías **octubre 2019**

FIRMA *[Signature]* LIC. TIPO Y No. **AVIONICS Paul Alvarez Lic # 1350**

Beacon Test Report
 29857D8A44FBFF

Organization: Avionics
 Tested By: Paul Alvarez
 Date: 1/7/15 12:45:38 PM
 Tester: Model/Serial No./File Name: BT100AV triple/2304/TG-GOL.1
 Tester Cal Due Date: Sep 5, 2016
 Tester Temperature: 25°C

PASS FAIL INITIALS: *TG-GOL*

Notes: BATTERY EXP OCT 2019

15 Hex ID: 29857D8A44FBFF
 15 Hex ID Checksum: 01578
 Full Hex: FFFED09C45bC5227DFFA6E6C75
 Burst Mode: Self Test Mode (Short)
 Protocol: ELT Serial SLP Protocol
 Country 332: Guatemala
 C/S Approval #: 251
 Serial Number: 1314
 Position Source: External GPS
 Auxiliary Radio: 121.5 MHz
 Bits 107-116, Default
 Latitude: * 0000 00
 Longitude: * 0000 00

406 MHz Measurements
 406 Frequency (INT REF): 406.0400 MHz
 4t + Power (INT ANT): 99%
 Power Rise Time: < 5 ms
 Phase Deviation: -1.08 +1.11 radians
 Modulation Rise Time: 188 uS
 Modulation Fall Time: 188 uS
 Modulation Symmetry: 0.0%
 Modulation Bit Rate: 399.7 bps
 CW Preamble: 160.1 ms

121/243 MHz Measurements
 121 Frequency (INT REF): 121.4997 MHz
 121 Power (INT ANT): 97%
 243 Frequency: Not detected
 243 Power: Not detected
 Sweep Direction: Downwards
 Audio Frequency: 502 Hz to 1375 Hz
 Sweep Range: 813 Hz
 Sweep Rep Rate: 2.7 Hz
 Modulation Factor: 98 %
 Duty Cycle: 36 %

DISCLAIMER: IN NO EVENT SHALL WS TECHNOLOGIES, INC. OR ITS DISTRIBUTORS OR AGENTS BE LIABLE FOR DAMAGES OR LOSSES, INCLUDING AS A RESULT OF THE USE OR FAILURE OF THIS MEASUREMENT.

TOTALS BROUGHT FORWARD:						
TOTALS FOR TODAY:						
ACCUMULATIVE TOTAL:						
NEXT SCHEDULED INSPECTION DUE:						

TALLER AERONAUTICO DGAC/G-039-2003
 Avenida Hincapié 18 calle aeropuerto La Aurora hangar 15 zona 13

MODELO	Bell 206L1	NUMERO DE SERIE	45618
MATRICULA	TG-GOL	TIEMPO TOTAL	6837.60
FECHA	13-Ene-2015	ORDEN DE TRABAJO	049/015

DESCRIPCION DEL TRABAJO
SERVICIO DE 50 HORAS

PROGRAMA DE MANTENIMIENTO
 CHP - 14

Yo certifico que a esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo al programa de mantenimiento autorizado, se determino que está en condiciones aeronavegables y aprobada para el retorno a servicio. Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran registrados en la orden de trabajo anteriormente descrita.

Supervisor Certificador
 Lic. 1862
 FIRMA DE CERTIFICADOR

MAINTENANCIA MECANICA ENTERA

REMARKS

2

TALLER AERONAUTICO DGAC/G-039-2003
 Avenida Hincapié 18 calle aeropuerto La Aurora hangar 15 zona 13
 Tel. (502) 2380-9494 Fax: (502) 2380-9480

MODELO	206L1	MARCA	BELL
MATRICULA	TG-GOL	NUMERO DE SERIE	45618
FECHA	16-Ene-2015	OT	014/015

DESCRIPCION

- Se efectuó reemplazo de Fuel Nozzle según Manual de Mantenimiento Rolls Royce 250C30 ata 73-10-03.

ON	OFF
P/N: 23077188, S/N: AG-47101	P/N: 23077188; S/N: AG-47101
TSO: 0.0 Hrs.	TSO: 1986.0 Hrs.

ETT:	12,440.10	ATT:	6,850.06
------	-----------	------	----------

Supervisor Certificador
 Lic. 1835 - TAG 11
 FIRMA DEL CERTIFICADOR

HELICOPTER LOG

ANEXO "G"

**Documentos de
Combustible: orden de
gaseo y boleta de
despacho.**



TRANSPORTES AEREOS GUATEMALTECOS

ORDEN DE GASEO (FUEL ORDER)

KILOS

LIBRAS

MATRICULA REGISTER	RUTA ROUTE	NUMERO DE VUELO FLIGHT NUMBER	FECHA DATE	TIPO AERONAVE AIRCRAFT TYPE
74 001	Guatemala City	VIP	17/1/15	Boeing 737
CAPITÁN: J. Jarama				
COMBUSTIBLE REMANENTI	TANQUES (TANKS)	COMBUSTIBLE REQUERIDO	COMBUSTIBLE FINAL ACTUAL FUEL	
	MAIN-1			
201	CENTRAL	349	550	
	MAIN-3			
1	TOTALES	2	3	

Lectura Inicial del Tacómetro

No. de Boleta del Camión

Lectura Final del Tacómetro

No. de Boleta Gaseo

Total Combustible en Galones

Densidad Estándar 6.70 Libras por Galón

Por Operaciones
By Operations
Nombre: J. Jarama
Firma: [Signature]

Por Mantenimiento
By Maintenance
Nombre: Myner Guerra
Firma: [Signature]

Original para departamento de operaciones
Copia para el departamento de mantenimiento

DEPARTAMENTO DE OPERACIONES AEREAS



TRANSPORTES AEREOS GUATEMALTECOS

**BOLETA DE
DESPACHO**

"A"

Nº 27478

Lugar: Guatemala

Fecha: 17-01-15

Nombre del cliente: DAG

Tipo de nave: Bell 206 Matrícula: TC 604

Jet A-1 despachados: 52.1 galones

Entregado por: mayor G.

Unidad: Tanque Hora: 07:55 a.m.

Recibido por: Juan Sica

Firma: [Signature]

6 7 8 1 0 0 7 8 4 1

6 7 7 1 0 0 7 3 2

ORIGINAL: Cliente - DUPLICADO: Contabilidad - TRIPLICADO: Archivo
Avenida Hincapié y 18 Calle Zona 13. Hangar 15.
PBX: (502) 2380-9494 Fax: (502) 2334-7205.
tagsa@tag.com.gt Guatemala, Centroamérica.

ANEXO "H"

**Procedimiento de
Despacho: Peso y Balance
Bell 206L, Certificación de
peso y balance del
helicóptero.**

AIRCRAFT MODEL SERIAL NO. REGISTRATION NO. OWNER

TALLER AERONAUTICO DGAC/G-039-2003
Avenida Hincapié 18 calle aeropuerto La Aurora hangar 15 zona 13

MODELO BELL 206L1 NUMERO DE SERIE 45618
MATRICULA TG-GOL TIEMPO TOTAL 6757.48
FECHA 27 Sep 2014 ORDEN DE TRABAJO 519/014

DESCRIPCION DEL TRABAJO
- SERVICIOS DE 50 HORAS
- INSPECCION DE 150 HORAS DE TURBINA

PROGRAMA DE MANTENIMIENTO
CHP - 14

Yo certifico que a esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo al programa de mantenimiento autorizado, se determino que está en condiciones aeronavegables y aprobada para el retorno a servicio. Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran registrados en la orden de trabajo anteriormente descrita.

[Signature]
Supervisor Certificado
Lic. 1882
TAG 13
FIRMA DE CERTIFICADOR

TALLER AERONAUTICO DGAC/G-039-2003
Avenida Hincapié 18 calle aeropuerto La Aurora hangar 15 zona 13

MODELO Bell 206 L1 NUMERO DE SERIE 45618
MATRICULA TG-GOL TIEMPO TOTAL 6765.30
FECHA 10-Oct-2014 ORDEN DE TRABAJO 562/014

DESCRIPCION DEL TRABAJO
INSPECCION CPCP

PROGRAMA DE MANTENIMIENTO
CHP - 14

Yo certifico que a esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo al programa de mantenimiento autorizado, se determino que está en condiciones aeronavegables y aprobada para el retorno a servicio. Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran registrados en la orden de trabajo anteriormente descrita.

[Signature]
Supervisor Certificado
Lic. 1882
TAG 13
FIRMA DE CERTIFICADOR

ENC
ENG. 1
ENC
ENG

TOTALS BROUGHT FORWARD:

ACCORDING TO THE MAINTENANCE MANUAL.

AVION			Orden
			5769
Registracion	TG-GOL	Prepared By	Paul Alvarez
Model	BELL 206 L-1	License No	1350
Serial No	45618	Date	28/11/2017
Datum Line	Forward Nose	Loc. Main Wheels	55.16
Leveling Means	Plumb Bob	Tail or Nose Wheel	204.92
Reaction	Weight	ARM	Moment
Left Wheel (jack pad)	665	55.16	36,681.40
Right Wheel (jack pad)	680	55.16	37,508.80
Tail or Nose Wheel	1305	204.92	267,420.60
TOTAL	2650	129	341,610.80

CORRECTIONS

Weighted	2,650	128.91	341,610.80
Unusable Fuel	-6.8	94	-639.2
Oil engine	-13	205	-2665
Plumb Bob	0.3	118	35.31
Empty Weight	2,637	128.5	338,981.11

Approved Gross WT	4,150	Longitudinal C.G. Location	129
Empty WT	2,637	Lateral C.G. Location	0.3
Useful Load	1,512.70	TOTAL ECGR	127.90-129.80
		TOTAL OCGR	126.80-128.65

Observaciones: Peso en Libras / Entusada en Pulgadas

Signature: *[Signature]* Seal Avionics Lic # 1350

Seal Avionics

TALLER AERONAUTICO DGAC/G-039-2003
Avenida Hincapié 18 calle aeropuerto La Aurora hangar 15 zona 13

MODELO Bell 206L1 NUMERO DE SERIE 45618
MATRICULA TG-GOL TIEMPO TOTAL 6792.54
FECHA 02-Dic-2014 ORDEN DE TRABAJO 584/014

DESCRIPCION DEL TRABAJO
- SERVICIOS DE 50, 100 Y 200 HORAS
- CPCP
- INSPECCION DE 100 HORAS

PROGRAMA DE MANTENIMIENTO
CHP - 14

Yo certifico que a esta aeronave se le efectuó mantenimiento de acuerdo al programa de mantenimiento autorizado, se determino que está en condiciones aeronavegables y aprobada para el retorno a servicio. Detalles pertinentes de los trabajos y reparaciones efectuadas se encuentran registrados en la orden de trabajo anteriormente descrita.

[Signature]
Supervisor Certificado
Lic. 1882
TAG 13
FIRMA DE CERTIFICADOR

AINT
IANICS
REMA

TALLER AERONAUTICO DGAC/G-039-2003
Avenida Hincapié 18 calle aeropuerto La Aurora hangar 15 zona 13
Tel. (502) 2380-9494 Fax: (502) 2380-9480

MODELO 206L1 MARCA BELL
MATRICULA TG-GOL NUMERO DE SERIE 45618
FECHA 06-Ene2015 OT 014/015

DESCRIPCION
- Se efectuó reemplazo de ELT instalando el ARTEX 1000 serial number 251 01314, 15 HEX ID 29887D8A44FFBFF

RTT: 6,825.42 WCC: 27374

[Signature]
Supervisor Certificado
Lic. 1703 - TAG 09
FIRMA DEL CERTIFICADOR

CORRECTIVE ACTION

HELICOPTER LOG

TG-GOL

PROCEDIMIENTO DE DESPACHO DE PESO Y BALANCE BELL 206LI

MATRICULA	TIPO	FECHA	No DE VUELO
TG-GOL	BELL 206LI	17/01/2015	V/P



Peso seco de operación	Peso máximo de despegue y de aterrizaje	Posiciones del CG
2479.40 / 128.18 CG	4150 libras	118" a 128.5"

Nombre del piloto	Origen	Destino	SOLOLA

CONDICION LONGITUDINAL

DESCRIPCION	PESO EN LIBRAS	BRAZO (in)	MOMENTO (Lbs / in)
Peso Vacío	2605	128.18	333908.9
Aceite	13	205	2665
Piloto	180	65	11700
Pax Fwd	170	65	11050
Pax Mid	170	91	15470
Pax Aft	170	120	21930
Equipaje		174	0
Peso bruto sin combustible	3858	121.15	467398.9
Combustible viaje	550	128.5	70675
Peso y CG despegue	3858	121.15	467398.9

NOTA

Los pesos del tripulante y el de los pasajeros debe ser real.
El peso mínimo 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 :

OPS-CHOPAIR-10

ANEXO "I"
Reporte de
Meteorología.

Guatemala, 19 de enero de 2015.

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

Señor Celada:

Por este medio me permito saludarlo, al mismo tiempo doy respuesta a su oficio de fecha 19 de enero 2015 referencia UIA-15-2015, donde solicita el estado del tiempo en forma detallada de Santa Catarina Ixtahuacán, del departamento de Sololá del día 17 de enero 2014 de las 8:00 a las 10:00 hora local.

Al respecto me permito informar que lamentablemente no contamos con estación meteorológica en el municipio solicitado. La estación más cercana con fines de meteorología, es la ubicada en Quetzaltenango cercana a la pista de Los Altos, las observaciones realizadas por nuestro personal en la estación de Quetzaltenango son las siguientes:

17 de enero, 8:00 HORAS

MGQZ 05006KT 9999 BKN014 12/09 QFE 769.3=

VIENTO DEL NORDESTE, VELOCIDAD 6 NUDOS, VISIBILIDAD HORIZONTAL MAYOR A 10 KILOMETROS, PARCIALMENTE NUBLADO A 1,400 PIES DE ALTURA, TEMPERATURA AMBIENTE 12 GRADOS CENTIGRADOS, TEMPERATURA PUNTO DE ROCIO 9 GRADOS CENTIGRADOS, PRESIÓN A NIVEL DE LA ESTACION 769.3 MILIBARES.

9:00 HORAS MGQZ 05004KT 9999 SCT012 14/08 QFE 769.7=

VIENTO DEL NORDESTE, VELOCIDAD 4 NUDOS, VISIBILIDAD HORIZONTAL MAYOR A 10 KILOMETROS, NUBOSIDAD DISPERSA A 1,200 PIES DE ALTURA, TEMPERATURA AMBIENTE 14 GRADOS CENTIGRADOS, TEMPERATURA PUNTO DE ROCIO 8 GRADOS CENTIGRADOS, PRESIÓN A NIVEL DE LA ESTACION 769.7 MILIBARES.

10:00 HORAS MGQZ 05008KT 9999 SCT016 18/09 QFE 769.7=

VIENTO DEL NORDESTE, VELOCIDAD 8 NUDOS, VISIBILIDAD HORIZONTAL MAYOR A 10 KILOMETROS, NUBOSIDAD DISPERSA A 1,600 PIES DE ALTURA, TEMPERATURA AMBIENTE 18 GRADOS CENTIGRADOS, TEMPERATURA PUNTO DE ROCIO 9 GRADOS CENTIGRADOS, PRESIÓN A NIVEL DE LA ESTACION 769.7 MILIBARES.

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


Departamento Seguridad de Vuelo
Unidad de Investigación de Accidentes D. A. C. A.
19 ENE 2015

Atentamente,

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



7a Avenida 14-57, Zona 13 Tel: 2310-5000

ANEXO "J"

**Cartas de Rendimiento
del helicóptero,
Figura 1,2,3.**

SAFETY REGULATION GROUP
FLIGHT OPERATIONS
DEPARTMENT COMMUNICATION



Flight Operations Department, Aviation House, Gatwick Airport South, Gatwick West Sussex, RH6 0YR
Website address: <http://www.caa.co.uk/publications>

1/2004

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.

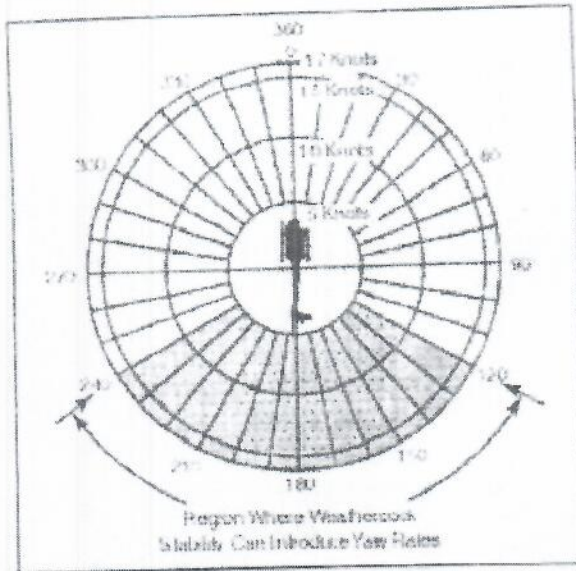
Captain D J Chapman
Head Flight Operations Department
9 January 2004

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.

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-

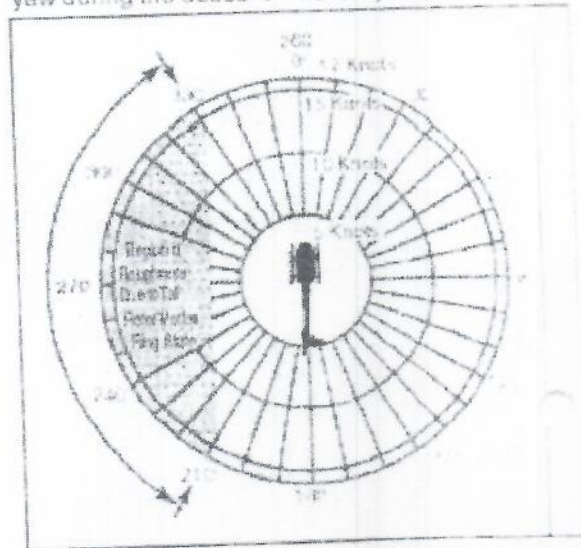


copter's nose yawing to the left when power is reduced. Rolling off the throttle and entering an autorotation only makes matters worse. The landing profile for a stuck left pedal is best described as a normal approach to a momentary hover at three to four feet above the surface. Following an analysis, 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-

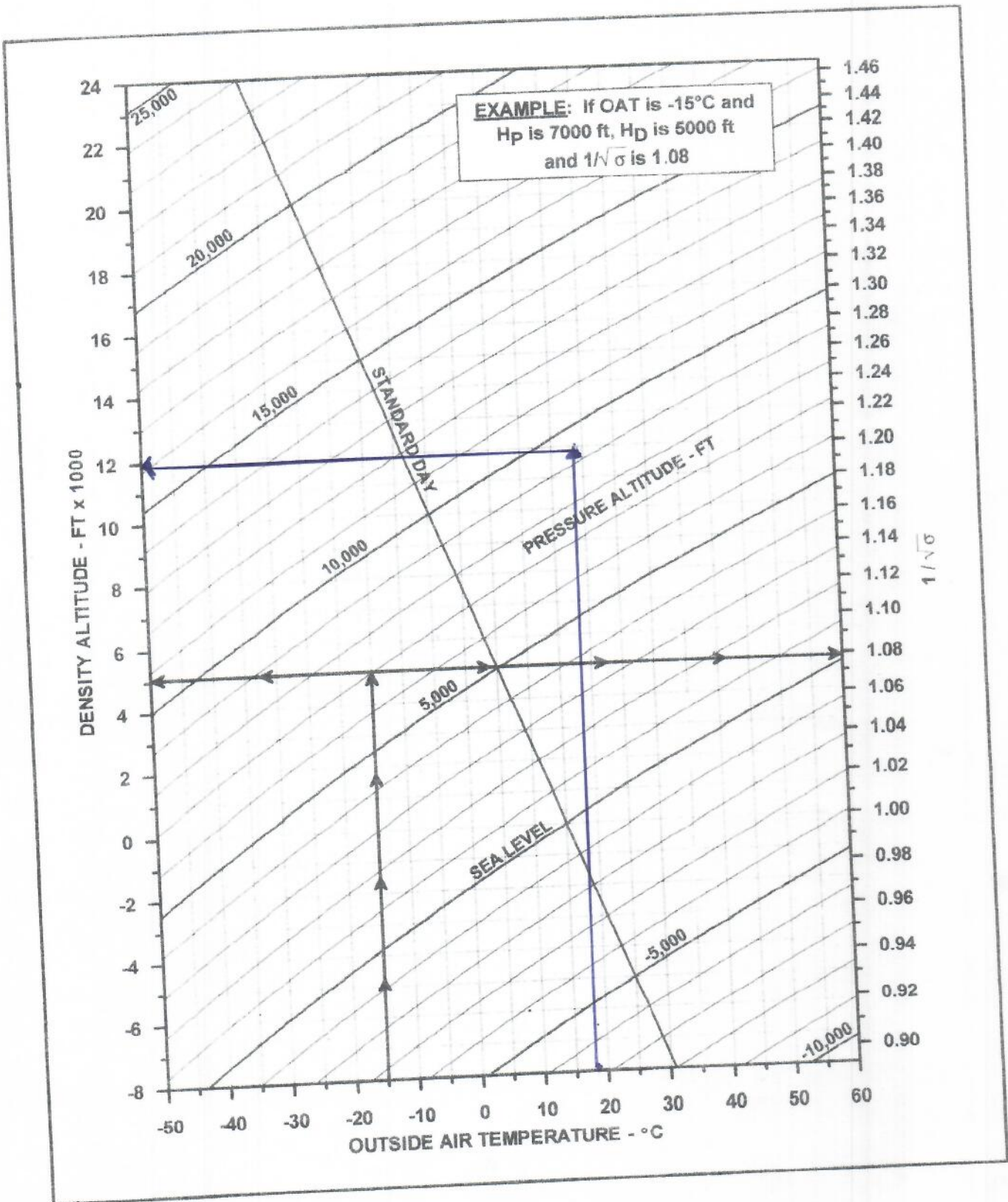


Figure 4-2. Density Altitude

HOVER CEILING OUT OF GROUND EFFECT -25°C TO 51.7°C

TAKEOFF POWER
POWER TURBINE - 100% RPM
DC LOAD - 17.5%

SKID HEIGHT 40 FT (12.2 METERS)
ENGINE ANTI-ICE OFF
BASIC INLET

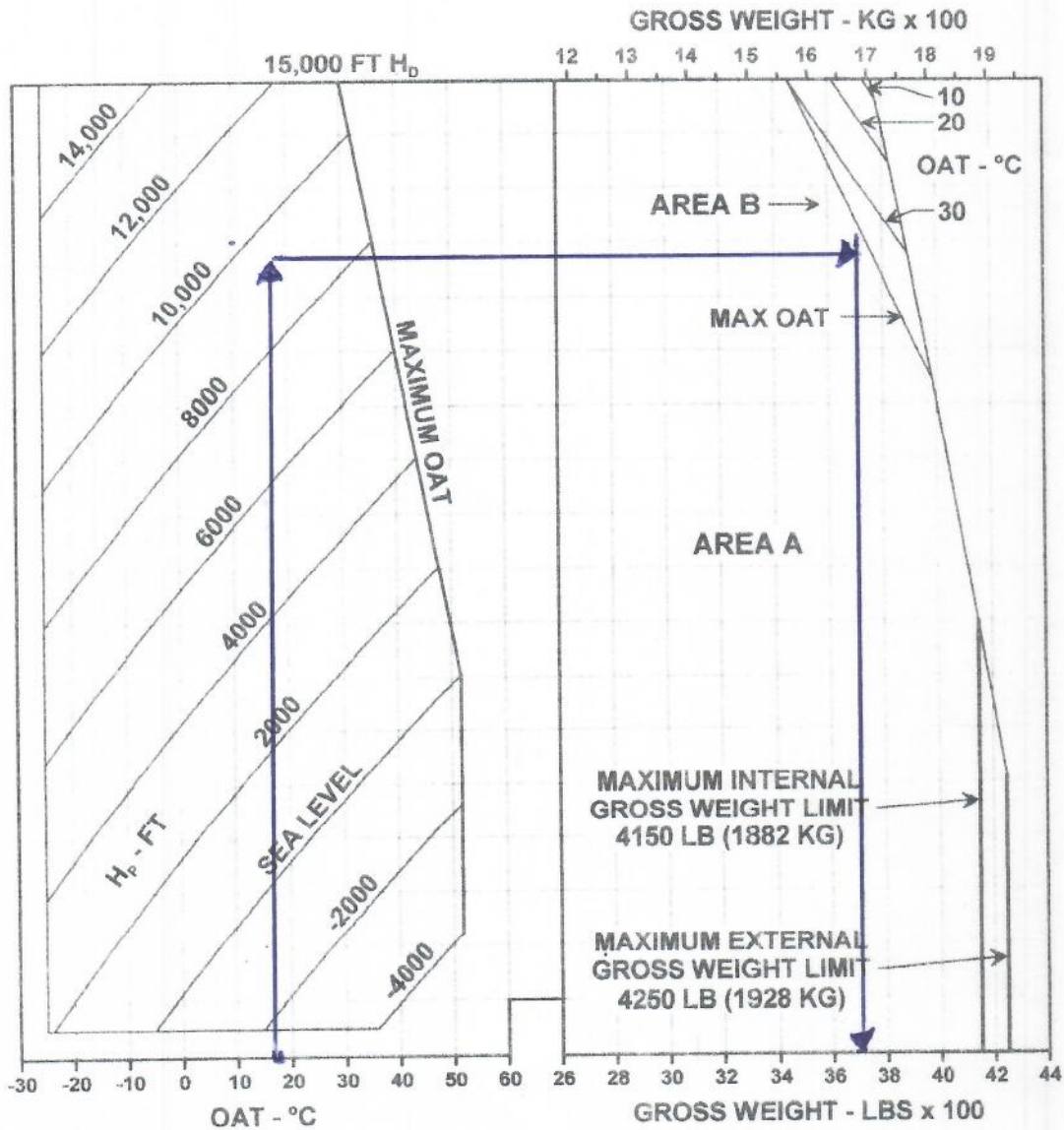


Figure 4-7. OGE Hover Ceiling (Sheet 1 of 2)

HOVER CEILING IN GROUND EFFECT -25°C TO 51.7°C

TAKEOFF POWER
POWER TURBINE - 100% RPM
DC LOAD - 17.5%

SKID HEIGHT 2.5 FT (0.7 METER)
ENGINE ANTI-ICE OFF
BASIC INLET

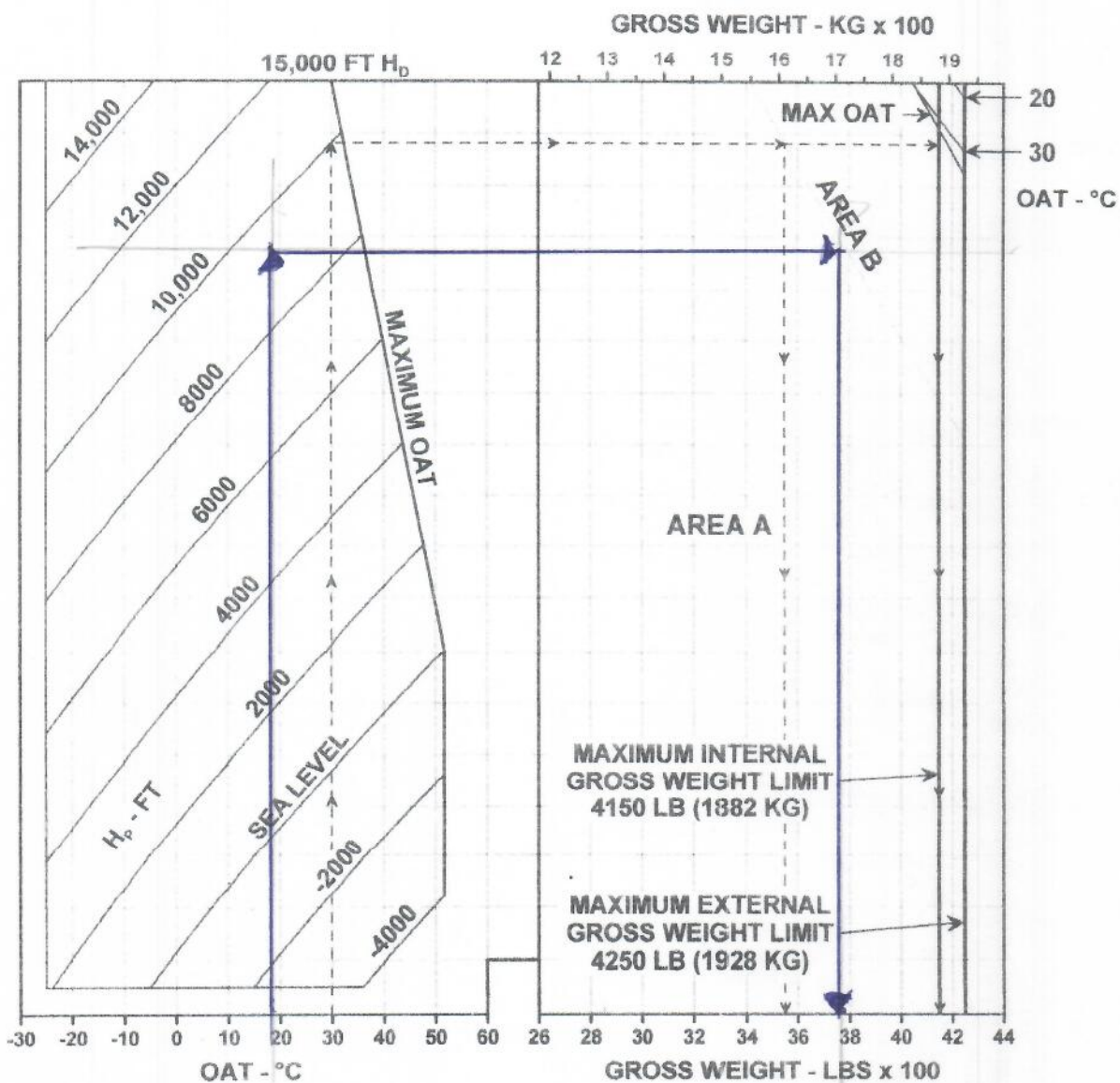


Figure 4-6. IGE Hover Ceiling (Sheet 1 of 2)