

Unidad de Investigación de Accidentes e incidentes Aéreos.

Reporte No.:

A-02-2017.

Título:

INFORME FINAL.

Matricula:

N245SE.

Helicóptero, MD Helicopters Inc., 600N.

07 febrero 2017.

**Pista del Aeropuerto Internacional "La Aurora", Ciudad de
Guatemala, Guatemala.**

Preparado por:

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

Fecha de publicación:

20 de junio 2018.

Atención:

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

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN.....	4
GLOSARIO.....	5
ABREVIATURAS:.....	10
1. INFORMACION FACTUAL:	11
1.1 SINOPSIS:.....	13
1.1.1 ANTECEDENTES DEL VUELO:	13
1.1.2 LUGAR DEL IMPACTO:	14
1.2 LESIONES A PERSONAS:	14
1.3 DAÑOS DE AL HELICOPTERO:.....	15
1.4 OTROS DAÑOS:	15
1.5 INFORMACIÓN PERSONAL:.....	15
1.6 INFORMACIÓN DEL HELICÓPTERO:.....	17
1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:	20
1.8 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN:	21
1.9 COMUNICACIÓN:	21
1.10 INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:.....	22
1.11 REGISTRADORES DE VUELO:	23
1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DEL HELICOPTERO Y DEL IMPACTO:	23
1.13 INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA:	23
1.14 INCENDIOS:	24
1.15 ASPECTOS DE SUPERVIVENCIA:	24
1.16 ENSAYOS DE INVESTIGACIÓN:	24
1.17 INFORMACIÓN SOBRE LA ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN:.....	25
1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL:	25
1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTIL O EFICAZ:	25
1.20 INFORME FOTOGRÁFICO:	26
2. ANALISIS:.....	38
2.1 INFORMACIÓN PERSONAL:.....	38
2.2 INFORMACIÓN DEL HELICOPTERO:.....	39

2.3	INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:	47
2.4	AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN:	47
2.5	COMUNICACIONES:	47
2.6	INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:.....	47
2.7	REGISTRADORES DE VUELO:	48
2.8	INFORMACIÓN GENERAL DE LOS RESTOS Y DEL IMPACTO DEL HELICÓPTERO:.....	48
2.9	INFORMACIÓN MÉDICA:	48
2.10	SUPERVIVENCIA:	48
2.11	MANTENIMIENTO DEL HELICOPTERO:.....	48
2.12	EQUIPAJE:.....	49
2.13	APRECIACIÓN DEL ÁREA DEL IMPACTO O DE EMERGENCIA:	49
3.	CONCLUSIONES	49
3.1	ACTOS INSEGUROS:.....	50
3.2	CAUSAS PROBABLES:.....	51
4.	RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD:	51
5.	ANEXOS.	52

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, Regulación de Aviación civil RAC 13 apartado 13.3.1.

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

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

NOTIFICACIÓN DE DERECHOS DE PROPIEDAD

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

GLOSARIO

DEFINICIONES:

Accidentes de Aviación:

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

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

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

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

b) **La aeronave sufre daños o roturas estructurales que:**

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

Excepto por falla o daño del motor, cuando el daño se limita a un solo motor (incluido su 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 investigara se tratara en el capítulo 5.1 del anexo 13 de la OACI.

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

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

ACTOS INSEGUROS:

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

Aeródromo:

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

Aeronave:

Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

(RAC 13, página No. 18)

Autorotación:

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

Cabina estéril:

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

Certificado tipo suplementario:

Documento expedido por el estado contratante para definir la modificación de un tipo de aeronave y certificar que dicha alteración satisface los requerimientos pertinentes de aeronavegabilidad. RAC 21.111, 21-113 (Pág. 24).

Factores contribuyentes:

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

La identificación de los factores contribuyentes no implica asignación de culpa ni determinación de responsabilidad administrativa, civil o penal.

Habilitaciones:

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

Incidente de aviación:

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

Lesiones Graves:

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

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

(Anexo 13, Capítulo 1, página 1-2).

Piloto al Mando:

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

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

Registradores De Vuelo:

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

(RAC 13, página No. 20).

Sinopsis:

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

Universal Time Coordinarte (UTC):

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

ABREVIATURAS:

ATC:	Air Traffic Controller.
COA:	Certificado de Operador Aéreo.
DGAC:	Dirección General de Aeronáutica Civil.
DME:	Distance measure equipment. Equipo de medición de distancia.
ELT:	Emergency Locator Transmitter.
ECU:	Electronic Control Unit. Unidad de Control del Motor.
FADEC:	Full Authority Digital Electronic Control
GPS:	Global position System, Sistema de posicionamiento Global.
UIA	Unidad de Investigación de Accidentes.
NDB	Non-Directional Beacon Radio Baliza no direccional.
OMA:	Organización de Mantenimiento Aprobado.
PCLM:	Place Cabin Landplane Monoplane.
PSR:	Primary Surveillance Radar.
RSO:	Recomendaciones de Seguridad Operacional.
SSR:	Surveillance System Radar.
SL:	Sea Level. Nivel del Mar.
SNM:	Sobre el Nivel Medio del Mar.
VNO:	Velocidad Normal de Operación.

INFORME FINAL ACCIDENTE DEL HELICOPTERO MD HELICOPTERS, INC., 600N, MATRÍCULA N245SE

1. INFORMACION FACTUAL:

Marca:	MD Helicopters Inc.
Modelo:	600N (HU60, FAA & ICAO).
No. de serie:	RN021.
Certificado Tipo:	H3WE, Revisión 26 del 6 de noviembre del 2013.
Categoría:	Privado, Placer y/o Ayuda Industrial.
Colores:	Amarillo.
Certificado de Aeronavegabilidad:	Vigente, FAA.N/D SO-19.
Seguro del helicóptero:	Vigente del 18 de marzo 2016 al 18 de marzo 2017, bajo la póliza No. AV 10188 Seguros MAPFRE.
Peso máximo de despegue:	1,746 Kg.

Lugar del Accidente:	Pista del Aeropuerto "La Aurora", Guatemala zona 13, sobre la pista principal de despegue.
Coordenadas del área de impacto:	N 14° 35' 22.5", O 90° 31' 30.8".
Fecha del accidente:	07 de febrero de 2017.
Hora aproximada del accidente:	12:32 hora local, 18:32 UTC.
Propietario:	Aerownership North American Services Inc. Trustee.
Operador:	Innovaciones Inteligentes S. A.
Habilitación y No. de Licencia del piloto al mando:	Comercial Helicóptero, No. 518.
Nacionalidad:	Guatemalteca.
Vigencia Certificado Licencia:	Vigente hasta el día 30 de abril de 2017.
Almas a bordo:	Cuatro (4).
Fase de vuelo en la que sucedió el accidente:	En fase de ascenso para tomar altura posterior al despegue.

1.1 SINOPSIS:

El Helicóptero matrícula N245SE, despegó de la rampa de Aviones Privados en la sección sur del edificio de la Terminal del Aeropuerto Internacional "La Aurora", ubicado en la ciudad de Guatemala en la zona 13, con intenciones de efectuar un sobrevuelo a la mina de mármol "La Cantera Verde", en el departamento de Zacapa de la república de Guatemala de acuerdo al plan de vuelo presentado.

1.1.1 ANTECEDENTES DEL VUELO:

El día 7 del mes de febrero del año 2017, aproximadamente a las 12:32 del mediodía, el helicóptero con matrícula N245SE despegó de la rampa de Aviones Privados en la sección sur del edificio de la Terminal del Aeropuerto Internacional "La Aurora", ubicado en la ciudad de Guatemala en la zona 13, para dirigirse a la mina de mármol "La Cantera Verde", ubicada en el departamento de Zacapa de la república de Guatemala.

En la fase de despegue, el controlador de tránsito aéreo le informa al piloto que se encuentra autorizado para despegar, saliendo de la calle de rodaje con rumbo norte.

Luego de escuchar el relato de los que observaron el suceso, el helicóptero asume una actitud normal de vuelo, elevándose aproximadamente 150.0' (pies), posteriormente en su vuelo efectúa una maniobra de ascenso brusco y seguidamente se precipita a tierra sobre la pista de forma frontal, frente a las intersecciones Alfa y Bravo de la pista de aterrizaje, pereciendo los cuatro ocupantes del helicóptero.

1.1.2 LUGAR DEL IMPACTO:

El helicóptero impactó sobre la pista del Aeropuerto Internacional "La Aurora" en las coordenadas N 14° 35'22.5, O 90° 31'30.8", teniendo como referencia las intersecciones, Alfa (A) y Bravo (B) las cuales se encuentran frente a las instalaciones de la Fuerza Aérea Guatemalteca, la elevación del área es de 4,926.0 pies de altura, impactando aproximadamente a las 12:32 del mediodía.

Anexo "A": Mapa físico del área del accidente

1.2 LESIONES A PERSONAS:

CUADRO DE LESIONES

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

Debido al impacto de forma directa y de frente a la superficie de la pista y la velocidad alcanzada por el helicóptero en ese momento, los cuatro fallecen de forma inmediata por politraumatismo general.

Lista de la nacionalidad de la tripulación y pasajeros fallecida:

<u>Posición</u>	<u>País de nacimiento u origen.</u>
------------------------	--

Piloto al mando:	Guatemala.
Pasajero 1:	México.
Pasajero 2:	México.
Pasajero 3:	México

1.3 DAÑOS DE AL HELICOPTERO:

Debido al fuerte impacto contra la superficie de la pista, el helicóptero se destruye en su totalidad.

Ver fotografías No.: 2 - 6.

1.4 OTROS DAÑOS:

No se reportaron daños a terceros o alrededor del área de impacto, los daños a la superficie de la pista fueron menores.

Ver fotografías No.: 7 y 8.

1.5 INFORMACIÓN PERSONAL:

El piloto del helicóptero nació el 23 de mayo del año 1983, siendo al momento del accidente 33 años y 9 meses de edad; inicio sus actividades como piloto aviador privado el 25 de septiembre del año 2009, otorgándole la licencia No. 518 de helicópteros.

Con fecha 20 de septiembre del año 2009, fue efectuada la prueba práctica de piloto comercial a solicitud de la Gerencia de Licencia y como parte de sus procedimientos, teniendo como resultado de la evaluación: Satisfactorio.

El 4 de abril del año 2013, en su licencia le es agregada la habilitación de instrumentos.

Con fecha 24 de septiembre del año 2013, le es agregada a su licencia de helicóptero comercial, la habilitación del helicóptero tipo 206L.

El 23 de octubre del año 2014, le es agregada a la lista de habilitaciones la de fumigación agrícola con helicóptero.

Con fecha 20 de marzo del año 2015, le es agregada a sus habilitaciones la de instructor de vuelo.

Con fecha 10 de enero del año 2017, el piloto solicita le sea agregada la habilitación del helicóptero 269C/300C, de la cual recibió el entrenamiento en la Escuela de Aviación Servicios Aéreos Globales S.A. Teniendo como último proceso documentado esta solicitud de habilitación.

Se observó un total de 2,074.9 horas acumuladas en su habilitación como piloto de Helicóptero Comercial, dentro de su ficha médica de renovación de licencia, teniendo además en sus últimas copias de libro de vuelo las anotaciones de los tipos de helicóptero UH-1HII, AS350B3, S300C y simulador de vuelo.

Las habilitaciones encontradas en su licencia como Piloto Comercial Helicóptero fueron las: 206, 206L, AS 350B3 Ecureuil, 269C, Instrumentos, Fumigación Agrícola, Instructor de vuelo.

Anexo "B": Copia del Libro de Vuelo con horas totales de su última renovación de Certificado de Licencia.

1.6 INFORMACIÓN DEL HELICÓPTERO:

El helicóptero es construido por la empresa MD Helicopters Inc., bajo el Modelo: 600N con número de serie de fabricación RN021 de categoría Normal de acuerdo a su certificado tipo No.: H3WE, su estructura es semi-monocoque, con estructura de aleaciones y fibra de carbono y compuestos; además la estructura del botalón de cola incorpora los estabilizadores horizontales y verticales de vuelo.

Posee un sistema de anti torque, denominado NOTAR que básicamente consiste en un ventilador accionado por una pequeña transmisión, que activa el sistema anti torque; El sistema del rotor principal está compuesto por 6 palas de tipo articulado.

El helicóptero tiene como propietario a AEROWNERSHIP NORTH AMERICAN SERVICE INC. TRUSTEE, con dirección en 160 Greentree DT STE 101, DOVER DE 19904-7620, siendo el operador en Guatemala la empresa Innovaciones Inteligentes S.A., ubicada en la Avenida Hincapié 18-00 Interior del aeropuerto La Aurora Hangar No. C4, Zona 13 de la Ciudad Capital de Guatemala, la matrícula del helicóptero era la N245SE de nacionalidad norte americana, el certificado de aeronavegabilidad vigente fue otorgado al mismo nombre del propietario el 19 de noviembre del año 2014, venciendo el 30 de noviembre del año 2017.

Al helicóptero le fue extendida la autorización de vuelo para aeronave civil con matrícula extranjera el 21 de abril del año 2015, venciendo el 02 de diciembre del mismo año, por parte de la Gerencia de Estándares de vuelo de la DGAC.

El 29 de marzo del año 2016, realiza la renovación de su Autorización de Vuelo para Aeronave Civil con Matrícula Extranjera, venciendo el 18 de marzo del año 2017, estando vigente su autorización de vuelo en la fecha del accidente.

Al helicóptero le fue efectuada la inspección de 100 hrs/anual, el 15 de febrero del año 16, por lo que se encontraba disponible para su vuelo.

La autorizaron de vuelo para aeronave civil con matrícula extranjera No. AW-030-16, en la casilla No. 14, indica que la autorización vence el 18 de marzo del 2017, a dicha fecha la inspección anual se hubiera encontrado vencida.

Anexo "C": Certificado Tipo del helicóptero.

Anexo "D": Certificaciones de Mantenimiento: Fuselaje y Motor.

Ver Fotografía No.: 1.

El helicóptero tiene una masa máxima de despegue certificada de 3,850.0 libras, de acuerdo a su último reporte efectuado el 18 de enero del año 2012.

El reporte de peso y balance efectuado el día del accidente según tripulación, pasajeros y carga, identificó un peso máximo de acuerdo a la información obtenida se encontraba excedido de acuerdo al manual de vuelo, los pasajeros trasportaban sus artículos personales al abordar el helicóptero aproximadamente de 10.0 libras cada uno.

Ver Anexo "F": Peso y balance.

Durante la revisión de equipaje y carga en los restos del helicóptero posterior al accidente, se localizó una caja de cartón destruida conteniendo numerosas barras de metal de un largo de 18.5 cm., con peso estándar de 1.5 libras, al efectuar el conteo dentro de los restos del helicóptero el número de barras de metal encontradas fue de 35.0, dando un peso aunado a el equipaje de la tripulación de aproximadamente 62.5 libras.

Estimación de Peso y Balance Helicóptero N245SE			
Descripción	Peso en libras	Long Arm (In)	Momento (In-lbs)
Peso en vacío	2,390.0	102.1	243,975.0
piloto	170.0	43.0	7,310.0
pasajero del frente	170.0	43.0	7,310.0
pasajero del medio	220.0	74.0	16,280.0
Pasajero del medio	150.0	74.0	11,100.0
Carga trasportada	62.5	107.0	6,687.5
combustible 114.6 Gal	779.0	82.1	63,956
peso bruto	3,941.5	525.2	356,618
Peso bruto autorizado	3,850.0		
	peso fuera de rango (lb)		91.5
peso en despegue día del accidente	3,941.5		

Ver Anexo "F": Peso y balance.

1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:

Las condiciones meteorológicas del día 7 de febrero del año 2018, fueron tomadas en la estación ubicada en el aeropuerto Internacional "La Aurora", ubicada en la zona 13 de la ciudad capital de Guatemala siendo las siguientes:

12:00 horas.

36006KT 9999 FEW022 25/13 Q1024 A3024

Viento norte con 6 nudos, visibilidad ilimitada, pocas nubes a 2,200 pies de altura temperatura ambiente de 25° C, punto de rocío de 13°C, altímetro 1024 milibares, 30,24 en pulgadas.

Especial 12:38 horas (observaciones tomadas luego del impacto)

36008KT 9999 FEW022 PERCANSE EN LA PISTA

Viento norte con 8 nudos, visibilidad ilimitada, pocas nubes a 2,200 de altura.

13:00 horas

36008KT 9999 FEW 022 26/12 Q1023 A3021

Viento del norte con 8 nudos, visibilidad ilimitada, pocas nubes a 22,000 pies de altura, temperatura ambiente 26°C, punto de rocío de 12°C, altímetro 1023 milibares, 30,21 en pulgadas.

14:00 horas

306006KT 9999 FEW022 27/13 Q1022 A3018

Viento del norte con 6 nudos, visibilidad ilimitada, pocas nubes a 22,000 pies de altura, temperatura ambiente de 27°C, punto de rocío 13°C, altímetro 1022 milibares, 30,18 en pulgadas.

Anexo "E": Reporte Meteorológico.

1.8 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN:

Al helicóptero durante la solicitud para despegue le fue asignado el código de transpondedor 1647, el cual activó el sistema de radar como ayuda para la navegación dentro del territorio nacional, establecidas dentro del aeropuerto como DME, estaciones de control de superficie y radio comunicación en vuelo.

El sistema de VOR del aeropuerto Internacional La Aurora, se encontraba funcionando al igual que las demás radio ayudas el aeropuerto no reportaron fallas o mal funciones.

1.9 COMUNICACIÓN:

El helicóptero contaba con los equipos necesarios para la comunicación con los servicios de control de tránsito aéreo en las frecuencias de control terrestre y frecuencia de Aurora Torre.

El día 7 de febrero del año 2017, el helicóptero se encontraba en espera, en la rampa de vuelos privados, ubicada a un costado de la terminal aérea del Aeropuerto Internacional "La Aurora", en el área de la rampa Sur Internacional, para efectuar el vuelo de traslado y demostración del helicóptero a los pasajeros del Aeropuerto Internacional "La Aurora" hacia el área del departamento El Progreso, de acuerdo al operador.

La primera comunicación del helicóptero al hacer efectivo su plan de vuelo, fue con los servicios de tránsito aéreo en la frecuencia 121.5, Control Terrestre.

Seguidamente, le autoriza a trasladarse de la rampa internacional sur hacia la intersección Tango (T) y luego de establecer comunicación con la frecuencia de torre de control en la frecuencia 118.1, el capitán del helicóptero establece comunicación con torre identificándose y posteriormente indica sus intenciones de despegar.

El controlador de tránsito aéreo en la frecuencia 118.1 le brinda la instrucción para su despegue, indicando que está autorizado a despegar con rumbo norte apartado de la pista en uso, esto de acuerdo a las comunicaciones establecidas, un minuto con 15 segundos posterior a la autorización y de haber efectuado el despegue, el controlador de tránsito intenta comunicarse en repetidas ocasiones en la frecuencia de torre de control, sin tener respuesta, dos minutos y 15 segundos posterior al último intento de comunicación se declara el accidente sobre la pista entre la intersección Alfa (A) y Bravo (B) del Aeropuerto Internacional "La Aurora", desviando todas las aeronaves a su puerto de alternativa, el aeropuerto cierra operaciones aéreas por accidente en la pista del Aeropuerto Internacional "La Aurora".

1.10 INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:

El Aeropuerto Internacional "La Aurora", está ubicado en la zona 13 de la Ciudad Capital, tiene un largo de pista de 3.0 kilómetros y un ancho de 60.0 metros, con altitud sobre el nivel del mar de 4,950.0 pies, cuenta con los servicios de aduana, migración, servicios de control de tránsito aéreo, servicio de control de incendios y servicios de sanidad; así como médicos en las instalaciones.

Anexo "A": Mapa físico del área del accidente.

1.11 REGISTRADORES DE VUELO:

El motor del helicóptero cuenta con un sistema electrónico de captura de datos de motor denominada FADEC, la cual reúne información de los parámetros de funcionamiento, contando el helicóptero únicamente con este tipo de registrador de funcionamiento en vuelo, debido al modelo y tipo no cuenta con registradores de voz o registradores de otros datos.

1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DEL HELICOPTERO Y DEL IMPACTO:

Durante la primera fase de traslado del helicóptero desde el punto de abordaje de pasajeros y encendido del helicóptero hasta la intersección de vuelo "T" (tango), le fue autorizado por parte de ATC el despegue.

Al iniciar la fase de despegue, el helicóptero inicia su vuelo de transición de Hover a vuelo, trascurriendo 00:00:31 segundos desde el despegue hasta que el helicóptero impacta contra la superficie de la pista de forma vertical, impactando inicialmente la cabina de la tripulación y fragmentándose de forma inmediata hasta la cabina de pasajeros, la sección de resguardo del motor y botalón de cola se destruyeron posteriormente en el impacto, quedando dañado por compresión de impacto el helicóptero.

Ver fotografías No.: 2 - 5.

1.13 INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA:

De acuerdo a la información de su último examen médico, no describe anomalías en la evaluación médica del piloto, indicando no tener alguna limitación para ejercer la habilitación de su licencia como piloto comercial de helicópteros.

1.14 INCENDIOS:

Durante la inspección física de los restos del helicóptero posterior al impacto, no se observó algún conato o inicio de fuego, que pudiera provocar incendio, tampoco se evidenció algún tipo de incendio previo al accidente que pudiera ser factor en este accidente.

1.15 ASPECTOS DE SUPERVIVENCIA:

Debido a lo abrupto del impacto contra la pista y por la velocidad vertical, aunado a la actitud que el helicóptero asumió contra el terreno, el piloto y los pasajeros fallecen en el área de impacto de forma inmediata imposibilitando cualquier aspecto de supervivencia existente.

Ver fotografías No.: 2, 3, 10, 14.

1.16 ENSAYOS DE INVESTIGACIÓN:

Los datos, fotografías e incluso las entrevistas personales a observadores, fueron realizados en el área del impacto y sus alrededores, la información técnica del helicóptero y sus componentes fueron obtenidos a través de los libros de record de vuelo, bitácoras de mantenimiento y manuales del fabricante, el dictamen médico forense del piloto fue obtenido por medio del Instituto Nacional de Ciencias Forenses de Guatemala (INACIF).

1.17 INFORMACIÓN SOBRE LA ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN:

El helicóptero pertenecía de acuerdo a su certificado de Registro a Aerownership North American Services Inc. Trustee., teniendo como operador a la Empresa Servicios

Aéreos Corporativos (SACORP) y a la empresa Innovaciones inteligentes la cual representa como dueño/arrendatarios por parte de Rotor Group LLC.

Este helicóptero se encontraba siendo promovido para la venta por parte de la empresa Innovaciones Inteligentes, S.A., perteneciendo a SACORP.

1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL:

N/A.

1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTIL O EFICAZ:

Durante el proceso de investigación, se utilizaron los métodos de observación directa, procesando los datos recopilados en el área del suceso, desde el método deductivo a lo directo, con bases analíticas en el campo del conocimiento técnico y operacional, las hipótesis fueron eliminadas de acuerdo a los hallazgos de factores colaboradores y evidencias documentales y técnicas, instituyendo las causas de acuerdo a los hallazgos y técnicas de investigación específicas para el presente caso.

1.20 INFORME FOTOGRÁFICO:



Fotografía No. 1.
Helicóptero Modelo 600N.



Fotografía No. 2.
Vista del área de impacto y de los restos del helicóptero.

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



Fotografía No. 3.
Vista del área superior del helicóptero.



Fotografía No. 4.
Vista de rotor principal y daño total a las palas.

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



Fotografía No. 5.
Vista de los estabilizadores en el botalón de cola.



Fotografía No. 6.
Vista del área del impacto.

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



Fotografía No. 7.
Punto de impacto del rotor principal con la superficie de la pista.

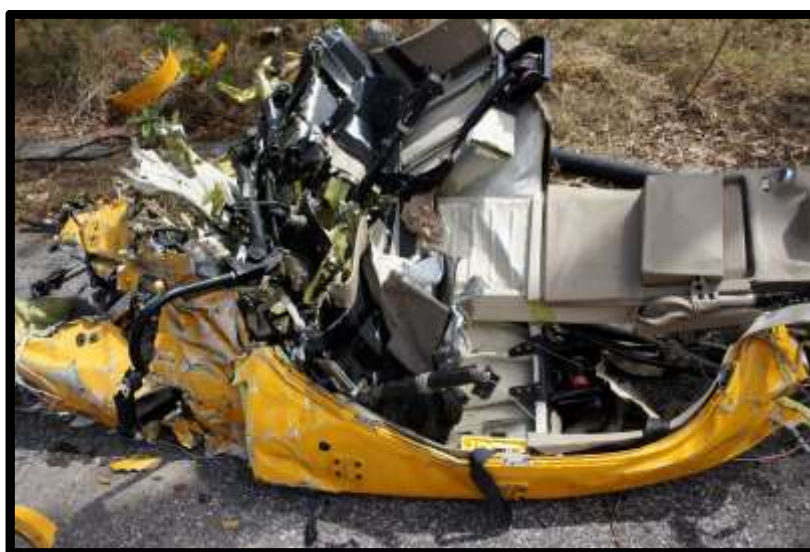


Fotografía No. 8.

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



Fotografía No. 9.
Modelo y matrícula del helicóptero.



Fotografía No. 10.
Vista de la cabina de la tripulación.



Fotografía No. 11.
Vista de los retos de las palas del rotor principal.



Fotografía No. 12.
Vista del rotor principal.

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



Fotografía No. 13.
Vista de los instrumentos observados en el área del impacto.



Fotografía No. 14.
Vista de la sección de cabina y de pasajeros.

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



Fotografía No. 15.
Vista de la sección de compartimiento de motor.



Fotografía No. 16
Vista superior del motor.

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



Fotografía No. 17.
Vista de la cámara de combustión del motor.



Fotografía No. 18.
Vista de los tanques de combustible.

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



Fotografía No. 19.
Vista del sistema NOTAR del botalón de cola.



Fotografía No. 20.
Restos de barras de metal encontradas como parte del equipaje.

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



Fotografía No. 21.
Vista el helicóptero en vuelo, previo a accidente.



Fotografía No. 22.
Vista de la actitud adoptada previo al impacto contra la pista.

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



Fotografía No. 23.
Vista del helicóptero en el momento del impacto.

2. ANALISIS:

La información para la presente investigación fue recolectada en el área del accidente a través de fotografías, entrevistas y grabaciones, la documentación analizada del helicóptero en la Unidad de Investigación de Accidentes, fue suministrada por la Biblioteca Técnica de la Dirección General de Aeronáutica Civil, fabricante del helicóptero, consultas al manual de mantenimiento y de vuelo del helicóptero, 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:

La información personal del piloto de acuerdo a los observadores indica que se encontraba en uso de sus facultades físicas completamente, no se evidenció alguna limitante fisiológica para el vuelo el día del accidente.

Los datos demostrados en el expediente de 2,074.9 horas de vuelo, como piloto de helicóptero, demuestran la experiencia a lo largo de su carrera como piloto comercial helicóptero.

El piloto contaba dentro de los registros de licencia con las habilitaciones en los helicópteros 206B, 206L, AS 350B3 y 269C, consta dentro de sus registros.

Al solicitar información del piloto a la empresa SACORP, esta remitió el registro contenido en sus archivos administrativos, los cuales corresponden a una bitácora de simulador de vuelo, bajo la matrícula N9410H y **en la cual se contabilizó un total de 263.6 horas de práctica efectuada** por el piloto del helicóptero, este simulador pertenece a la escuela de instrucción SACSА ubicada en el Aeropuerto Internacional "La Aurora".

2.2 INFORMACIÓN DEL HELICOPTERO:

El helicóptero contaba con su inspección reglamentaria para la obtención de su autorización de vuelo para Aeronave Civil con matrícula Extranjera, la cual se observó que su vencimiento correspondería el 18 de marzo, fecha en la cual ya tendría vencida su inspección de mantenimiento anual.

Anexo "D": Certificaciones de Mantenimiento: Fuselaje y Motor.

La siguiente información fue recolectada por el representante acreditado por NTSB, para el proceso de investigación Roll-Royce Corporation.

La información de los datos obtenidos del accidente fueron grabados en parámetro entre 1.2 de intervalo, teniendo un total 00:0012 desde el inicio de accidente hasta el punto donde se produce y otros 00:00.48 segundos hasta el momento en que el ECU (Unidad del Control del Motor), deja de grabar los datos por falta de voltaje en el sistema eléctrico.

Parámetros registrados por el ECU:

- 1º. Velocidad del generador de gas (compresor): **Ng**, que se muestra como un porcentaje del 100%.
- 2º. Velocidad del rotor principal: **Nr**, que se muestra como un porcentaje del 100%.
- 3º. Temperatura media del gas: **MGT**, que se muestra en grados Fahrenheit.
- 4º. Fuerza o torque del motor: **Q**, que se muestra como un porcentaje del 100%.
- 5º. Velocidad de la turbina de potencia: **Np**, que se muestra como un porcentaje del 100%.
- 6º. Flujo de combustible: **Wfact**, que se muestra en libras por hora (pph).

7º. Cambio en la velocidad del generador de gas: **NDOTFilt**, que se muestra como un cambio porcentual en **Ng**.

8º. Presión de aire ambiente: **P1**, que se muestra en libras por pie cuadrado (psi).

9º. Posición de mando colectivo: **CP**, que se muestra como un porcentaje del 100%.

10º. Posición del pedal anti torsión: **Spare 2 – Pedal**, se muestra como un valor numérico del 1 a 100, donde 50 representa la posición neutra del pedal; 1 representa el pedal IZQUIERDO completo, 100 representa el pedal DERECHO completo.

INICIO DE LOS DATOS.

En el inicio de la información revela que el motor operaba normalmente previo al momento del accidente en el cual el Torque se excede a un 110% (%Q) demostrado en la línea 10.

Información previa al accidente desde la línea #1 - #9:

Data Point	%Ng	%Nr	Deg	%Q	%Np	pph	%Ng/Se	psi	%CP	Pedal
1	99	100	1380	78	100	308	0.1	12.26	78	23
2	99	100	1360	76	100	304	0.1	12.28	78	25
3	99	100	1360	76	100	304	0.3	12.29	78	24
4	99	100	1360	78	100	304	0	12.23	78	24
5	100	100	1400	82	100	328	0.3	12.11	80	24
6	102	98	1460	96	99	412	4.4	12.18	92	23
7	100	101	1400	78	101	304	-6.1	12.15	80	22
8	100	100	1400	80	100	316	0.7	12.17	80	23
9	101	99	1440	90	99	388	3.4	12.11	86	23
10	105	99	1580	110	100	452	2.8	12.11	96	22

Previo a que el torque se excediera, la información del funcionamiento del motor demuestra que su funcionamiento se encontraba dentro de los parámetros normales consistentes en lo que se observa un ascenso del helicóptero con cambios en el control colectivo (%CP), en cual se mantienen cerca del 80%, teniendo un comportamiento muy parecido al torque del motor (%Q), durante este periodo el control de pedal de anti-torque indica cambios moderados hacia la izquierda, fluctuando los valores entre 22-25.

Evento desencadenante: Línea #10:

Data Point	%Ng	%Nr	Deg.	%Q	%Np	pph	%Ng/Sec.	Psi.	%CP	Pedal
9	101	99	1440	90	99	388	3.4	12.11	86	23
10	105	99	1580	110	100	452	2.8	12.11	96	22

El Aumento del Torque pudo haber sido causado por subir abruptamente el control del colectivo según se muestra desde el 86 al 96 % (%CP línea 9 y 10).

El motor respondió de forma inmediata debido a la demanda de potencia, incrementado de forma normal el consumo de combustible el cual fue de 388 pph a 452 pph Todos los parámetros del motor asociados al incremento de potencia respondieron como era esperado, usando la presión atmosférica grabada en el sistema, el helicóptero alcanzó una altura aproximadamente de 400.0 pies sobre el terreno antes de descender abruptamente. Se desconoce el motivo del aumento del control colectivo, ya que no se tuvo una alerta por parte del piloto.

El dato de estimación de altura del helicóptero fue medido de los datos de presión obtenido del ECU, el cual no es un instrumento de navegación ya que este es utilizado para corregir datos de flujo de combustible y además puede tener variantes debido a la turbulencia no especificadas, por lo tanto el dato propuesto es solamente una estimación.

Información de datos Línea #10-12:

Data Point	%Ng	%Nr	Deg	%Q	%Np	pph	%Ng/Sec.	Psi.	%CP	Pedal
10	105	99	1580	110	100	452	2.8	12.11	96	22
11	105	101	1560	100	101	376	-2.8	12.09	94	17
12	105	99	1580	110	99	444	1.9	12.18	92	3

1.2 segundos posteriores a la entrada de datos de la línea 10, el control de mando colectivo desciende ligeramente, seguidamente se registra un movimiento en el pedal izquierdo.

Los valores de potencia del motor caen momentáneamente a 100%, pero luego aumentan bruscamente a medida que el mando colectivo asciende, aumentando con esto el flujo de combustible para mantener la **Nr** y **Np** al 100%, todos los demás parámetros del motor siguen en consecuencia el aumento de los valores esperados por una mayor demanda de potencia.

Información de los datos Línea #13-16:

Data Point	%Ng	%Nr	Deg	%Q	%Np	pph	%Ng/Sec.	psi	%CP	Pedal
13	106	96	1620	116	96	444	0.3	12.15	102	1
14	106	94	1640	116	94	440	0.1	12.01	102	1
15	106	93	1640	118	93	444	0.1	12.14	102	1
16	106	95	1640	116	95	444	0.1	12.21	98	1

En los siguientes registros de datos, el pedal izquierdo mantiene su máximo recorrido hasta el fin de la grabación de los datos. El control del mando colectivo se lleva hasta su máximo recorrido superior (Línea No. 17). El flujo de combustible se mantiene con el máximo de potencia del motor por encima al 100%, sin embargo la velocidad del rotor principal comienza a decaer gradualmente de un 100% al 93%.

La velocidad de turbina en su potencia **Np**, también disminuye con el Rotor Principal, lo que indica que la potencia del motor es frenada por la carga del rotor principal disminuyendo la potencia de la turbina, el motor responde y aumenta al máximo el flujo de combustible para aumentar la demanda de potencia (444 pph), los demás parámetros del motor aumentan según lo esperado al flujo de combustible, en este momento el motor está produciendo un aproximado de 740.0 caballos de fuerza, (potencia).

Información de los datos Línea #17-21 (Impacto):

Data Point	%Ng	%Nr	Deg	%Q	%Np	pph	%Ng/Sec.	psi	%CP	Pedal
17	107	92	1660	122	87	436	1.1	12.29	88	65522*
18	106	79	1720	122	77	444	-1.5	12.35	114	65522*
19	103	15	1720	18	111	436	-1.5	12.2	96	65522*
20	103	4	1760	16	123	436	4.2	12.24	90	65522*
21	96	0	1620	10	132	40	-9.2	12.2	84	65522*

Las líneas de información de los datos 17 a la 21 fueron evidenciadas de forma rápida cuando se producía varias excedencias en los parámetros del motor, las cinco líneas de información de los datos se graban dentro de un periodo de 0.5 segundos cada uno.

En la Línea de información # 17, se observa que la posición del pedal pierde inmediatamente la señal desde el frente de la cabina del helicóptero, al mismo tiempo la potencia del motor aumenta a 122%, mientras que la velocidad del rotor principal desciende al 92%, lo que indica un súbito paro repentino.

La línea de información #18, se graba en 0.048 segundos después de la línea de información #17, en esta se desencadena una temperatura MGT de 1720 Grados Fahrenheit, el flujo de combustible al máximo y la potencia del motor permanece en 122%, pero la velocidad del rotor principal y de la turbina de potencia continua disminuyendo drásticamente, esta información también es consintiente con el rotor principal deteniéndose y al mismo tiempo impulsándolo.

La línea de información #19 se graba 0.216 segundos después de la línea de información #18, en este momento se observa la superación de velocidad de la turbina de potencia **Np** a un 111%, la sobre velocidad ocurre al mismo tiempo que la velocidad del rotor principal cae al 15% y la potencia del motor cae dramáticamente al 18%, es la clara evidencia de la separación de motor con la transmisión principal del helicóptero.

La línea de información #20 se graba a 0.048 segundos posterior a la información de la Línea #19, en esta se observa la excesiva velocidad del motor a 123% Np, observándose que la velocidad del rotor principal decae rápidamente.

La información de la línea #21 se graba a 0.0192 segundos después de la línea #20, en esta última se destaca la falla física del sistema FADEC, causada por múltiples y excesivas señales fuera de rango en el sistema, se observa que el motor responde a los eventos de velocidad y la reducción de flujo de combustible disminuyo a 40PPH, la velocidad del motor se detiene a 0% pero la turbina continua a una sobre velocidad.

Información de los Datos a Línea #22-24:

Data Point	%Ng	%Nr	Deg	%Q	%Np	pph	%Ng/Sec.	psi	%CP	Pedal
22	88	0	1400	8	138	40	-20	12.31	64	65522*
23	54	0	980	2	71	0	-1.2	12.28	30	65522*
24	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

A medida que la potencia y la velocidad cae por debajo del 70%, el generador/alternador permanente del motor que proporciona la energía eléctrica al ECU, se desconecta del ECU, es evidente que la barra de energía proveniente de la batería se encuentra desconectada y no es capaz de proporcionar la energía necesaria para continuar funcionando. Línea #24: No se registran más datos.

Se debe de tomar muy en cuenta que basados en la lectura del ECU, el desvío a la derecha fue altamente evidenciado, el Manual de vuelo del helicóptero en la sección IV "procedimientos normales", aprobado por la FAA revisión No. 13, indica lo siguiente:

DESVÍO A LA DERECHA NO PREVISTO

(Muy reducido con YSAS instalado)

(Este helicóptero no tenía instalado el sistema YSAS.)

Una inclinación no anticipada a la derecha puede ocurrir cuando se trabaja a baja altitud (AGL) y baja velocidad cuando un piloto, centrando su atención en objetos de la superficie, puede distraerse de las condiciones aerodinámicas que afectan a la actitud del helicóptero. Si no se realizan entradas (movimientos) de controles direccionales o cíclicos, la inclinación hacia abajo y un giro hacia la derecha pueden seguir la orientación incorrecta.

Maniobrar a velocidades inferiores a 60.0 nudos con deslizamiento lateral izquierdo (volando fuera de recortar con demasiado pedal derecho) o con vientos de la izquierda puede causar un giro a la derecha y un aumento en la fuerza del pedal izquierdo. Maniobras típicas donde pueden ocurrir giros descoordinados a la derecha, utilizando demasiado pedal derecho y la derecha gira a una condición a favor del viento.

Si se encuentra esta condición, la aplicación del pedal izquierdo junto con las necesarias entradas (movimientos de corrección en los controles de vuelo) cíclicas detendrán la orientación incorrecta y devolverán el helicóptero a la actitud deseada.

La fuerza del pedal requerida para detener la guiñada (movimiento lateral) incorrecta, aumentará a medida que aumenta el grado de deslizamiento lateral izquierdo. Quedará suficiente movimiento del pedal y suficiente control del cíclico para detener la guiñada y retornar el helicóptero a la condición de vuelo deseada.

Para todos los regímenes de vuelo en el helicóptero 600N, las posiciones específicas del pedal son requeridos para mantener un vuelo equilibrado. Se requieren entradas de control direccional para velocidad aerodinámica y cambios de potencia; sin embargo, ninguna o poca entrada de control direccional se requiere para un giro coordinado en vuelo hacia adelante.

El sistema de anti-torque o rotor de cola del helicóptero 600 está diseñado de tal manera que aumenta la velocidad del aire a potencia constante, requiere el pedal derecho y la velocidad aerodinámica decreciente a potencia constante, requiriendo pedal a la izquierda. Si el eje direccional está sobre controlado, puede producirse un deslizamiento lateral significativo.

Texto extractado del manual de vuelo.

De acuerdo a lo anterior, es muy posible la actitud tomada por el helicóptero previo a su impacto contra el terreno.

2.3 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:

Las condiciones meteorológicas no fueron factor para el vuelo el día del accidente.

2.4 AYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN:

Los servicios de control de tránsito aéreo, radar y telecomunicaciones no reportaron mal-funciones o fallas a la hora o día del accidente.

2.5 COMUNICACIONES:

De acuerdo a la comunicación sostenida entre la torre de control y el piloto del helicóptero, el cual recibió la autorización para el despegue, transcurrió un tiempo de un minuto con 36 segundos (00:01.36), para que el controlador de torre solicitara al helicóptero indicar su posición, cuando el accidente ocurrió en los primeros 00:00.20 segundos después del despegue.

2.6 INFORMACIÓN DEL AERÓDROMO:

El Aeropuerto Internación "La Aurora", luego de reportado el accidente, cerro operaciones para atender de forma plena el suceso y de acuerdo a los procedimientos del Comité de Emergencias (COE), Cuerpo de Extinción de Incendios (Bomberos) y demás personal; además de las necesarias autoridades de competencia debido a las fatalidades del accidente.

2.7 REGISTRADORES DE VUELO:

Debido al tipo y marca del helicóptero no cuenta con registradores de vuelo o de voz para la determinación de grabaciones en el puesto de cabina o pasajeros, el helicóptero cuenta con un Sistema ECU/FADEC, el cual registra los parámetros del motor y posición de los mandos de vuelo para el control de potencia entre otros del motor.

2.8 INFORMACIÓN GENERAL DE LOS RESTOS Y DEL IMPACTO DEL HELICÓPTERO:

El helicóptero se destruyó totalmente debido a la fuerza de impacto en la actitud de vuelo adoptada previo al impacto al terreno.

2.9 INFORMACIÓN MÉDICA:

Tanto el piloto como la tripulación fallecen en el impacto debido a la destrucción total de la cabina de mando y pasajeros, de acuerdo al exámen toxicológico de la tripulación, no se evidencio sustancias que afectaran el desempeño operacional del piloto.

2.10 SUPERVIVENCIA:

El espacio de vida de la tripulación y pasajeros, se vio comprometida totalmente por la velocidad y actitud del helicóptero a tierra.

2.11 MANTENIMIENTO DEL HELICÓPTERO:

Los registros de mantenimiento, mostraron que el helicóptero se encontraba en condiciones normales de funcionamiento, no se evidencio la falta de mantenimiento del helicóptero previo al accidente.

2.12 EQUIPAJE:

En el área del impacto se identificó poco equipaje de los pasajeros (artículos personales de los pasajeros) en aproximadamente 10.0 libras y el peso por carga localizado fue de 52.5 libras (barras de metal), siendo un total de 62.5 libras de carga y equipaje.

Ver Fotografía No: 20.

2.13 APRECIACIÓN DEL ÁREA DEL IMPACTO O DE EMERGENCIA:

El área de impacto se describe entre las intersecciones Alfa y Bravo del Aeropuerto Internacional "La Aurora", aproximadamente a 15.0 metros de la orilla de la pista en dirección norte del lado derecho, siendo las coordenadas específicas: N 14° 35' 22.5", O 90° 31' 30.8", a una altitud de 4,926.0 pies.

3. CONCLUSIONES

El piloto del helicóptero poseía su licencia de piloto comercial de helicópteros con habilitaciones que representaban habilidades operacionales, no fue demostrada o evidenciada su habilitación para la marca y tipo del helicóptero 600N.

Los registros de mantenimiento del helicóptero, demostraron que se encontraba equipada y sometida a mantenimiento preventivo de acuerdo con los manuales del fabricante y en reglamentación con las regulaciones del Estado de Guatemala.

El peso y balance del helicóptero se encontraba excedido en 91.5 libras.

No se encontró vestigio de falla o mal funcionamiento de los sistemas previos al accidente.

Las comunicaciones establecidas con torre de control y el helicóptero, no evidenciaron el requerimiento de solicitar asistencia por emergencia previo al accidente.

Los sistemas de mando del helicóptero como pedales, cíclico y colectivo no evidenciaron falla o mal función.

El combustible localizado en los tanques del helicóptero, no se encontró contaminado y correspondía al grado y tipo recomendado por el fabricante.

Las medidas de corrección de actitud del helicóptero durante el inicio de vuelo en los mandos, indican que el conocimiento y comprensión de los sistemas eran inadecuados para su desempeño como piloto al mando.

Durante el vuelo de ascenso el helicóptero inicio un viraje no controlado a la derecha.

El helicóptero no se encontraba volando a suficiente altura para lograr una recuperación posterior a la entrada en pérdida de control.

El desempeño limitado como capitán del helicóptero, sin tener la habilitación correspondiente, establecida en 2.1.4.1 LPTA como piloto al mando del helicóptero.

3.1 ACTOS INSEGUROS:

No se evidencio algún acto previo a la realización del vuelo que fuera definido como acto inseguro para la actuación como piloto al mando del helicóptero.

3.2 CAUSAS PROBABLES:

Las acciones de corrección de actitud del helicóptero, se efectuaron fuera del periodo de tiempo necesario para evitar la **pérdida de control en vuelo**.

No se efectuó entrenamiento operacional a un nivel requerido para la realización de una operación segura.

El peso y balance del helicóptero se encontraba fuera de límites.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL:

RSO-01-A-02-2017

La Autoridad Aeronáutica debería filtrar la correcta información al recibir la solicitud de los planes de vuelo u otros medios, a fin de corroborar las habilitaciones en las licencias de tripulación correspondiente en marca y tipo de aeronave.

RSO-02-A-02-2017

Los operadores de aeronaves como tripulación de abordaje, en función de capitán de aeronave o helicóptero, deberán de cumplir con lo estipulado en lo requerido por la Regulaciones de Aviación Civil RAC LPTA al desempeñarse como capitán de una aeronave.

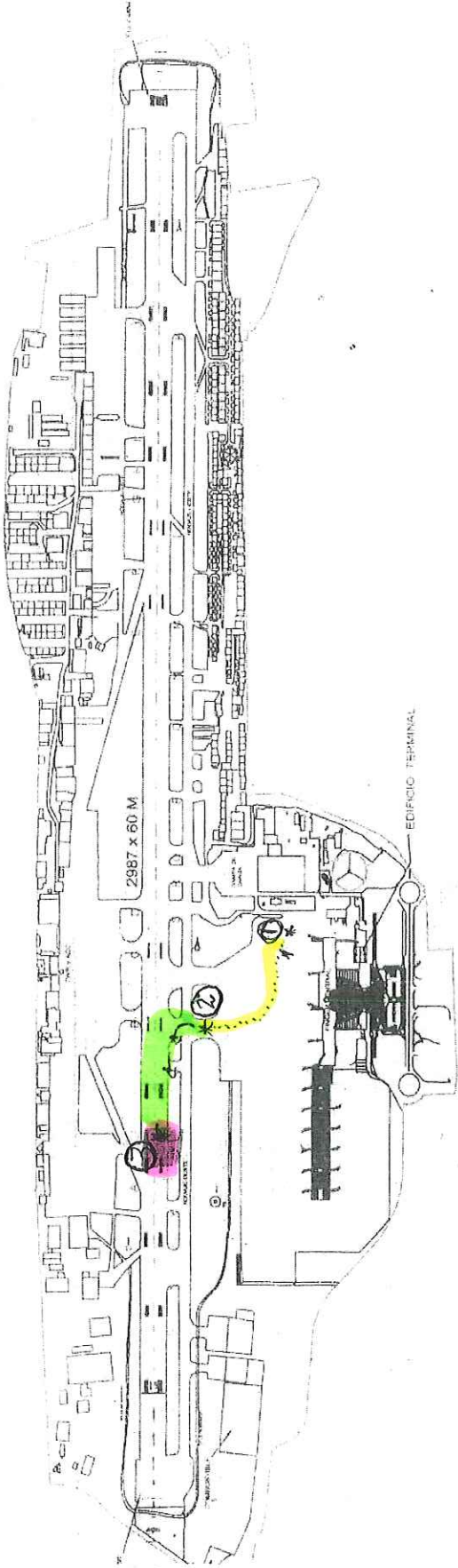
5. ANEXOS.

- Anexo "A":** Mapa físico del área del accidente.
- Anexo "B":** Copia del libro de vuelo con horas totales de su última renovación de Certificado de Licencia.
- Anexo "C":** Certificado Tipo del Helicóptero.
- Anexo "D":** Certificaciones de Mantenimiento: Fuselaje y Motor.
- Anexo "E":** Reporte Meteorológico.
- Anexo "F":** Peso y balance.

ANEXO "A"

**Mapa físico del área
del accidente.**

MATRICULA NZASSE



1 punto de espera

2 punto de despegue

3 punto de embarque



DIRECCION DE AERONAUTICA
GENERAL DE CIVIL

FECHA	
SECCION	
DEPARTAMENTO	
OTRO	

Matrícula: NZASSE

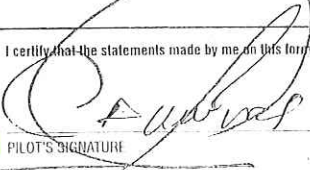
7 de Febrero 2017

ANEXO “B”

**Copia del libro de
vuelo con horas
totales de su última
renovación del
certificado de
licencia.**

GROUND TRAINER	CONDITIONS OF FLIGHT				ACTUAL INSTRUMENT	SIMULATED INSTRUMENT	INSR. APPR.	LOG DAY/NIGHT	DURATION OF FLIGHT	PROCEDURES, MANEUVERS, ENDORSEMENTS
	DAY	NIGHT	VVLT	CROSS-COUNTRY						
	4	5		2.0		0.5	2	3	2.0	EXPERIMENTAL TRAINING VOR.
	5	6		5.4				4	5.6	TRANSPORTE MINGLOS, VIP.
	1	0						3	1.0	show aereo FDU.
	0	5						2	0.5	PATRONES DE TRAFICO
	0	5						2	0.5	VUELTO DE PUESTO POST-ARRIVE
	1	9						4	1.9	VUELTO POST-ARRIVE engine TORNING CHECK.
	0	7		0.7				2	0.7	TRANSPORTE DE PERSONAL.
	2	8		2.8				4	2.8	TRANSPORTE DE PERSONAL.
	4	5						8	1.5	PATRONES DE TRAFICO / AUTORROTACIONES CIRCUL, DEFERQUE MAX PERFORMING
	1	5						6	1.5	PATRONES / AUTORROTACIONES
	1	3						1	3	SLOPE, PINACULOS, AREAS CONFINADAS
	4	2						4	2	AUTORROTACIONES, SLOPE, CORRIDOS, PINACULOS, AREAS CONFINADAS.
	23	5		11.1		0.5			23.5	
	2054	9	247.5	1458.2		118.4			2091.8	
	2115	3	247.5	1469.3		119.3			2115.3	

CAPITAN
Fernando Gordillo
 INSTRUCTOR DE VUELO
 Licencia # 102 137

I certify that the statements made by me on this form are true.

 PILOT'S SIGNATURE

YEAR 2010 DATE	AIRCRAFT MAKE and MODEL	AIRCRAFT IDENTIFICATION NUMBER	POINTS OF DEPARTURE & ARRIVAL		AIRCRAFT CATEGORY and CLASSIFICATION			TYPE OF PILOTING TIME				
			FROM	TO	AIRPLANE SINGLE ENGINE LAND	AIRPLANE MULTI-ENGINE LAND	ROTORCRAFT HELICOPTER	DUAL RECEIVED	PILOT-IN-COMMAND	SECOND-IN-COMMAND	INS	
01/14	UH-1H	534	MIGOT	MIGOT			2.0			2.0		
01/17	UH-1H	534	MIGOT	MIGOT			5.6			5.6		
01/24/07	Bell 206L	TG-TOR	MIGOT	MIGOT			1.0			1.0		
01/27/07	Bell 206L	TG-TOR	MIGOT	MIGOT			0.5			0.5		
01/27/07	Bell 206L	TG-TOR	MIGOT	MIGOT			0.5			0.5		
01/27/10	UH-1H	753	MIGOT	MIGOT			1.9			1.9		
01/27/12	UH-1H	753	MIGOT	Calabonal - MIGOT			0.7			0.7		
01/27/12	PASSUBS	TG-TAL	MIGOT	AN - MIGOT			2.8			2.8		
01/27/12	PASSUBS	TG-TAL	MIGOT	SAINT MARIAN - MIGOT								
01/27/12	PASSUBS	TG-TAL	MIGOT	SAINT MARIAN - MIGOT								
01/27/17							1.5			1.5		
01/01/04	S300C	TG-INS	MIGOT	PASTORIA - MIGOT			1.5			1.5		
01/01/05	S300C	TG-INS	MIGOT	PASTORIA - MIGOT			1.3			1.3		
01/01/05	S300C	TG-INS	MIGOT	PASTORIA - MIGOT			4.2			4.2		
01/01/06	S300C	NT410H	LOCAL									
PAGE TOTAL:							23.5			23.5		
AMOUNT FORWARD:							2091.8			2091.8		
TOTAL TO DATE:							2115.3			2115.3		

000279

YEAR 20 DATE	AIRCRAFT MAKE and MODEL	AIRCRAFT IDENTIFICATION NUMBER	POINTS OF DEPARTURE & ARRIVAL		AIRCRAFT CATEGORY and CLASSIFICATION				TYPE OF PILOTING TIME			AS FLIGHT INSTRUCTOR
			FROM	TO	AIRCRAFT SINGLE ENGINE LAND	AIRCRAFT MULTI-ENGINE LAND	ROTORCRAFT HELICOPTER	DUAL RECEIVED	PILOT-IN- COMMAND	SECOND-IN- COMMAND		
											TYPE OF PILOTING TIME	
07/18	UH-1H II	746	M66T-M66J-M66K					3.5			3.5	3.5
07/21	UH-1H II	753	M66K-M66J-M66T					3.5			3.5	3.5
07/22	UH-1H II	753	M66T-M66J-M66T					2.8			2.8	2.8
07/25	UH-1H II	753	M66T M66J					2.9			2.9	
07/25	UH-1H II	746	M66J M66T					2.0			2.0	
07/26	UH-1H II	392	M66T M66J					3.0			3.0	
07/27	UH-1H II	392	M66T M66J					1.1			1.1	1.1
07/28	UH-1H II	392	M66T M66J					0.7			0.7	
08/05	UH-1H II	534	M66T-Corpsman-M66T					3.2			3.2	3.2
08/12	UH-1H II	746	M66T-M66J-M66T					2.4			2.4	
08/19	UH-1H II	392	M66T M66J					0.7			0.7	
08/20	UH-1H II	392	M66T M66J					0.3			0.3	
08/21	UH-1H II	392	M66T M66J					0.5			0.5	
08/23	UH-1H II	534	M66T M66J					1.6			1.6	1.6
PAGE TOTAL											28.2	15.7
AMOUNT FORWARD											2042.7	93.8
TOTAL TO DATE											2070.9	107.5

GROUND TRAINER	CONDITIONS OF FLIGHT				NO. INSTR. 42PR.	NO. LOG DAY / NIGHT	TOTAL DURATION OF FLIGHT	REMARKS PROCEDURES, MANEUVERS, ENDORSEMENTS
	DAY	NIGHT	CROSS-COUNTRY	SIMULATED INSTRUMENT				
000278		3.5	3.5			15	3.5	ENTRENA MIENTO de MANEUVA / EJERCICIO #12, DISTURBIO CARGAS, ETC.
000278	3.0		3.5	0.5		16	3.5	ENTRENA MIENTO para PC. MANEUVA. AUTOJ. GBT APPROACH VOR RWY 15.
	2.3		2.8	0.5		15	2.8	CHHO. para PC. MANEUVA. AUTOJ. VOR RWY 15. FALTA FOLIO.
	2.9		2.9			10	2.9	SP QUALIFICATION / EMERGENCIAS. AUTOS.
	1.5	2.0				8	2.0	SP QUALIFICATION / PATRONES DE TELEFONO / OBSERVACION.
	1.1	1.5	1.0			4	3.0	SP QUALIFICATION. APROX. 6RS 1F. MANTENIMIENTO / NVA.
	1.1	1.1				5	1.1	APRBT NVG. / SP GARCIA. C.
	0.7		0.7			2	0.7	PERCY.
	3.2					15	3.2	CHECK DE PROGRESO para SUBE ANDUQUE ENIT. / CONT. AGENTE JUI.
	2.4		2.4			4	2.4	TRANSPORTE PERSONAL MINGAO NOCIA FLORENTINO EL GONZALEZ.
	0.7					4	0.7	Vuelo de MANTENIMIENTO.
	0.3					2	0.3	Vuelo de MANTENIMIENTO.
	0.5					4	0.5	Vuelo de MANTENIMIENTO.
	0.6	1.0N				10	1.6	Vuelo de MANTENIMIENTO.
	17.1	9.1	15.8	2.0			28.2	APRBT GUMERDAY / NVA. PATRONES / SIOPES.
	2022.4	232.9	1438.3	116.6			2042.7	
	2039.5	242.0	1457.1	118.6			2070.9	

I certify that the statements made by me on this form are true.

[Signature]
PILOT'S SIGNATURE

AS FLIGHT INSTRUCTOR
3.5
3.5
2.8
1.1
3.2
1.6
15.7
93.8
109.5

000277

YEAR	AIRCRAFT MAKE and MODEL	AIRCRAFT IDENTIFICATION NUMBER	POINTS OF DEPARTURE & ARRIVAL		AIRCRAFT CATEGORY and CLASSIFICATION			TYPE OF PILOTING TIME				AS FLIGHT INSTRUCTOR														
			FROM	TO	AIRCRAFT SINGLE ENGINE LAND	AIRCRAFT MULTI-ENGINE LAND	ROTORCRAFT HELICOPTER	DUAL RECEIVED	PILOT-IN-COMMAND	SECOND-IN-COMMAND																
008/24	UH-1H II	392	MGBT	MGCB				2.0																		
009/14	UH-1H II	392	MGBT-PASOUBA-MGBT					2.0						2.0												2.0

PAGE TOTAL
 AMOUNT FORWARD 2070.9
 TOTAL TO DATE

5601

62402

62402

62402

PILOT	CONDITIONS OF FLIGHT		CROSS-COUNTRY	ACTUAL INSTRUMENT	SIMULATED INSTRUMENT	NO. INSTR. APPR.	NO. LG. DAY/NIGHT	TOTAL DURATION OF FLIGHT	REMARK
	DAY	NIGHT							
		N46	2.0	2.0			1.0	2.0	SUPPORT AIRCRAFT ACCIDENT.
	2.0						1.0	2.0	CREW CHIEF QUAL. TRAINING.
95	2039.5	242.0	1454.1	118.6				2070.9	

I certify that the statements made by me on this form are true.

PILOT'S SIGNATURE

ANEXO "C"
Certificado Tipo del
Helicóptero.

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION
FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION

H3WE
Revision 26
MDHI (HUGHES)
369 (Army YOH-6A)
369A (Army OH-6A)
369H, 369HM, 369HS, 369HE
369D, 369E, 369F, 369FF
500N, 600N
November 6, 2013

TYPE CERTIFICATION DATA SHEET NO. H3WE

This data sheet, which is part of Type Certificate No. H3WE, prescribes conditions and limitations under which the Product for which the Type Certificate was issued meets the airworthiness requirements of the Civil Air Regulations and, where specified, the Federal Aviation Regulations.

Type Certificate Holder: MD Helicopters Inc. (MDHI)
4555 E. McDowell Road
Mesa, Arizona 85215-9734
USA
Phone: (480) 346-6231, datafax -6810

Type Certificate Ownership Record: McDonnell Douglas Helicopter Systems transferred ownership of TC H3WE to MD Helicopters Inc. on February 18, 1999.

I Model 369 (Army YOH-6A) (Normal Category Helicopter), Approved June 30, 1964

See NOTE 4 regarding modifications required for conversion of Military Models.

Engine Rolls-Royce Corporation (formerly Allison Engine Company) 250-C10 (T63-A-5)

Fuel MIL-DTL-5624, Grade JP-4, and JP-5 Aviation Fuels
MIL-DTL-83133 Grade JP-8 Aviation Fuel
ASTM D-1655 Jet A, A-1 or Jet B
ASTM D-6615 Jet B
Chinese Specification GB6537-94 Grade RP-3
See "Rotorcraft Flight Manual" for alternate fuels.
See "NOTE 4.e)" for FAA Approved Rotorcraft Flight Manual.
See "NOTE 7" for Anti-Icing additive.
See "Engine TCDS E4CE Note #9" for emergency use mixtures and limits.
Note: Fuels containing Tri-cresyl-phosphate additives shall not be used.

Page No.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
Rev. No.	25	23	23	23	23	23	23	22	22	23	18	23	24	18	23	23	24	21	23	24

Page No.	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
Rev. No.	23	23	23	23	22	18	23	21	22	21	19	19	22	25	25	23	23	22	26	23

VII. Model 600N (Normal Category Helicopter) Approved May 15, 1997

Aircraft Type Designator (FAA & ICAO) HU60

Engine Rolls-Royce Corporation (formerly Allison Engine Company) 250-C47M

Fuel MIL-DTL-5624, Grade JP-4, and JP-5 Aviation Fuels
MIL-DTL-83133 Grade JP-8 Aviation Fuel
ASTM D-1655 Jet A, A-1 or Jet B
ASTM D-6615 Jet B
Chinese Specification GB6537-94 Grade RP-3
See "Rotorcraft Flight Manual" for alternate fuels.
See "NOTE 7" for Anti-Icing additive.
See "Engine TCDS E1GL Note #10" for emergency use mixtures and limits.
Note: Fuels containing Tri-cresyl-phosphate additives shall not be used.

Engine Oil Engine oil conforming to MIL-PRF-7808 or MIL-PRF-23699 and subsequent revisions are authorized for use. See Rolls-Royce Corporation (formerly Allison Engine Company) Operation and Maintenance Manual, CSP21004 (latest revision), for approved oil manufacturers.

Engine Limits Ratings

	Takeoff (5 min.)	Max. Continuous
Shaft Horsepower	600 shp	530 shp
Torque	524 ft-lb. (600 Q ⁽³⁾)	463 ft-lb. (530 Q ⁽³⁾)
Gas Producer rpm (N1)	53,550 (105%)	53,550 (105%)
Output Shaft and Power Turbine rpm (N2)	(Same as Continuous.)	6858 rpm output shaft, 34,941 rpm power turbine (114%) ⁽²⁾ at autorotation torque varying linearly to 6443 rpm output shaft, 32,826 rpm power turbine (107.1%) at 590 ⁽¹⁾ ft-lbs torque.
Turbine Outlet Temp.	1435°F (779°C)	1340°F (727°C) less than 10,000 ft. pressure altitude. 1256°F (680 °C) 10,000 ft. pressure altitude or greater.

Transient Limits

Condition	Time Limit	Parameter Limit
Torque	10 seconds	576 ft-lbs (660 Q ⁽³⁾)

VII. **Model 600N** (Normal Category Helicopter) Approved May 15, 1997 (cont'd)

Engine Limits (cont'd)

Turbine Outlet Temp (TOT)

Start and Shutdown	10 seconds	1550°F (843°C) to but not including 1700°F (927°C)
Start and Shutdown	1 second	1700°F (927°C)
During Power Change in Flight	12 seconds	1435°F (779°C) to 1662°F (905°C)
Gas Producer rpm, N1	10 seconds	54060 rpm, 106 %
Output Shaft and Power Turbine rpm, N2	15 seconds	7159 rpm output shaft, 36,474 rpm power turbine (119%) ⁽²⁾ at autorotation torque varying linearly to 6557 rpm output shaft, 33,409 rpm power turbine (109%) at 590 ⁽¹⁾ ft-lbs torque.

⁽¹⁾Note: Aircraft torque limit is 524 ft-lbs.

⁽²⁾Note: Aircraft Rotor RPM limit is 106.4%.

⁽³⁾Note: Torque Unit.

Rotor Limits and Engine Operating Speeds

Power Off (Rotor/Engine)	Power On (Rotor/Engine)
Maximum - 506 rpm (106.4%)	Maximum - 480.1 rpm/101% ⁽³⁾ N ₂
Minimum - 428 rpm (90%)	Minimum - 470.6 rpm/99% ⁽³⁾ N ₂

⁽³⁾Note: ECU Governs Rotor RPM between 99.25% and 100.75%

Airspeed Limits

V_{NE} (Never Exceed Speed) power-on at sea level is 155 knots (178 mph) IAS for 3600 lbs. or less internal gross weight; 145 knots (167 mph) IAS for 3601 lbs. to 3800 lbs. internal gross weight; 135 knots (156 mph) IAS for 3801 lbs or more internal gross weight. V_{NE} power-off (autorotation) at sea level is 115 knots (132 mph) IAS. For reduction of V_{NE} with altitude and temperature, see FAA approved Rotorcraft Flight Manual.

Center of Gravity

See FAA approved Rotorcraft Flight Manual for variation of CG limit with gross weight, nominal limits are 91.0 to 100.0 longitudinal, -5.0 to +5.0 lateral.

Leveling Means

Plumb bob at sta. 81.54

Maximum Weight

4,100 lbs. (1860 kg) at sea level. See RFM for variation of maximum weight with density altitude. See NOTE 16 for weight and balance report.

Minimum Crew

1 (pilot)

Maximum Occupants

8 (includes crew)

VII. Model 600N (Normal Category Helicopter) Approved May 15, 1997 (cont'd)

Maximum Cargo 1350 lbs. at 115 lb. / sq. ft., sta. 48.5 to 124.0
612 kg at 561.5 kg / sq. meter, sta 48.5 to 124.0

Outside Air Temp. Limits -40° to + 51.9° C (-40° to +125°F)
(OAT at Sea Level See RFM for variation at altitude)

Engine Cold Start Limits -40°C (-40°F)

Fluid Capacity

		Liters	Imp. Gals	U.S. Gals
Fuel	Usable	433.8	95.5	114.6
	Unusable	6.1	1.3	1.6
	Total	439.9	96.8	116.2
Main Trans. Oil	Total	6.62	1.46	1.75
Hydraulic Fluid (Rotor Brake)	Total	0.118	0.026	0.031
Engine Oil	Total	2.95	0.65	0.78

Maximum Operating Altitude 20,000-ft. density altitude, 18,700 ft. pressure altitude with JP-4 or Jet B, or 20,000 ft. pressure altitude with Jet A, Jet A-1, JP-5, or JP-8 whichever is lower.

Main Rotor Blade Movements

Collective Pitch (relative to rigging position):

up to down	17.1° to 21.6°
------------	----------------

Cyclic (relative to rigging position):

forward	18.2° to 19.7°
aft	11.5° to 13.5°
left	7.6° to 9.6°
right	5.2° to 7.2°

Fan Blade Movements

Minimum	26° ± 1°
Full Right Pedal	54° ± 2°
Full Left Pedal	73° ± 2°

Horizontal Stabilizer Incidence -1.9° nose down with respect to waterline plane.

VII. Model 600N (Normal Category Helicopter) Approved May 15, 1997 (cont'd)

Vertical Stabilizer Movements

Vertical Stabilizers (relative to rigging position):

	Left	Right
Leading Edge Left	-10.5° ± .5°	-14.5° ± .5°
Leading Edge Right	+23.5° ± 1°	+19.5° ± 1°
Travel, minimum linear inches at trailing edge	7.1 inches	7.1 inches

Certification Basis

FAR 27, dated October 2, 1964, through Amendment 27-30 with the following deviations:

- 27.562 and 27.863 excluded (earlier models did not have these requirements);
- 27.561 at Amendment 27-24;
- 27.607 at Amendment 27-3;
- 27.785 at Amendment 27-20;
- 27.1325 at Amendment 27-12.

High Intensity Electromagnetic Radiation Fields (H.I.R.F.) protection, Special Condition per FAR 21.16 effective January 29, 1997, as published in the Federal Register FR 66, Page No. 4134, dated January 29, 1997. FAR 36, Appendix J, Amendment 36-21. Equivalent safety finding for compliance to 27.1549(b) for the N1 gage.

Manufacturer's Serial Numbers

S/N RN003 and subsequent
See "NOTE 6" for serial number coding.

Required Equipment

The basic required equipment as prescribed in the applicable airworthiness regulations (see Certification Basis) must be installed in the helicopter for certification. In addition, the following items of equipment are required:

Approved Flight Manual CSP-600NRFM-1 or latest FAA approved revision

Approved Publications

Approved Flight Manual CSP-600NRFM-1 or latest FAA approved revision.

Airworthiness Limitation Section (ALS) Section 04-00-00 of the MDHI Model Helicopters Model 600N Basic Handbook of Maintenance Instructions (CSP-600HMI-2)

VIII Data Pertinent to all Models

Datum

100 inches forward of main rotor centerline.

Other Operating Limitations

See Rotorcraft Flight Manual.
See NOTE 2 for required placards.

ANEXO “D
Certificaciones de
mantenimiento,
fuselaje y motor.

DATE	AND DESTINATION	NAMES	AIR TIME	SINCE MANUFACTURE	ALTITUDE	TEMPERATURE	PRESSURE	WIND	SEA	PILOT & LICENSE NO
TOTAL BROUGHT FORWARD →										
			← TOTAL							

ENGINE FLIGHT HOURS & CYCLES	ENGINE HOURS		⁽¹⁵⁾ ENGINE CYCLES		⁽¹⁸⁾ ENGINE O.E.I		EVENTS			
	⁽¹³⁾ 1	⁽¹⁴⁾ 2	1	2	1	2	⁽¹⁷⁾ LANDING	⁽¹⁸⁾ TORQ. EVENT	⁽¹⁹⁾ HOIST OPER	⁽²⁰⁾
TOTALS BROUGHT FORWARD										
TOTALS FOR THIS PAGE										
ACCUMULATE TOTALS										

NEXT SCHEDULED INSPECTION DUE	⁽²¹⁾
TYPE INSPECTION (50 HR, 100HR, ETC.)	
ANNUAL INSPECTION DUE DATE	

POWER ASSURANCE	TORQ.	TOT/ITT	N1	N2	OAT	PA
⁽²²⁾ ENG. 1						
⁽²³⁾ ENG. 2						

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



APPROVAL # AND /OR SIGNATURE/DATE

O.T. 0278 N 245SE S/N RN0021 A/C T.T.: 1922.0 ENG. T.T.: 1922.0 ENG. S/N CAE-847824 HOBBS: 1922.0 Fecha: Feb. 15, 2016.

1. Performed 100 hr./ANUAL inspection in accordance with 05-20-00 MM.
2. Performed Yearly Inspection in accordance with 05-20-15 MM.
3. Performed continued airworthiness special inspection in accordance with 05-20-20 MM.
4. Performed engine compressor change. OUT: S/N CAC-45361, TSN 1922.0, TSO 168.5, IN: S/N CAC-44973, TSN 3963.4, TSO 0.0, CSO 0.6
5. C.W. RR CEB 72-6081
6. Complied with Transponder Check
7. Complied with 12 months ELT Check
8. Complied with Compass Check

Airworthiness Directives and Service Bulletins Complied with:

ASP 3011385
C. Chali


1. RR CEB 72-6081
2. MD SB600N-054
3. FAA 2016-01-19
4. FAA 2016-04-15

Signature & Certificate: _____

Engine Model

250-C-7+M

7824

C or J. S/N	Engine Time		Date	REMOVED Engine Time		Reason
	Since OH	Total		Since OH	Total	
 <p>Taller Autorizado DGAC/G-046-2010</p> <p>VC T.T.: 1922.0 ENG. T.T.: 1922.0 ENG. S/N CAE-847824 HOBBS: 1922.0 Fecha: Feb. 15, 2016.</p> <p>ction in accordance with RR OMM. ccordance with RR OMM. ange: S/N CAC-45361, TSN 1922.0, TSO 168.5, IN: S/N CAC-44973, TSN 3963.4, TSO 0.0, CSO 0.0</p> <p>worthiness Directives and Service Bulletins Complied with: A & P 2011385 E. Chali</p> <p>Julio Alberto Rodas A. FAA INSPECTION AUTHORIZATION AIP 2475209IA</p>						

2782A (F) (11-77)

SERVICE RECORD ENGINE ASSEMBLY

Part I
Page No. _____

Engine Serial Number B47824

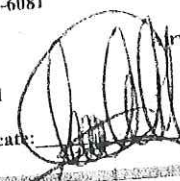
Engine Model Q250-C-47M


Date	Owner	INSTALLED			Date	REMOVED		Reason
		A/C or Eng. S/N	Engine Time			Since OH	Total	
			Since OH	Total				



O.T. 0270 N 245SF S/N RN0021 A/C T.T.: 1922.0 ENG. T.T.: 1922.0 ENG. S/N CAE-847824 HOBBS: 1922.0 Fecha: Feb. 15, 2016.

1. Performed 150 hr./ANUAL inspection in accordance with RR OMM.
2. Performed Yearly inspection in accordance with RR OMM.
3. Performed engine compressor change. OUT: S/N CAC-45361, TSN 1922.0, TSO 168.5, IN: S/N CAC-44973, TSN 3963.4, TSO 0.0, CSO 0.0
4. C.W. RR CEB 72-6081

1. RR CEB 72-6081
Signature & Certificate:  A&P 3011385
e. Chal


Julio Alberto Rodas A.
FAA INSPECTION AUTHORIZATION
APP 24753091A

ANEXO "E"
Reporte
Meteorológico.

Guatemala, 7 febrero de 2017

Capitán
JULIO ROBERTO GODOY SOLORZANO
Sub-Jefatura Unidad de Investigación de Accidentes.
Dirección General de Aeronáutica Civil
Presente

Capitán Godoy:

Por este medio me permito saludarlo, al mismo tiempo doy respuesta a su oficio de fecha 7 de febrero de 2017 referencia UIA-44-2017, donde solicita el estado del tiempo en forma detallada de la Ciudad de Guatemala, del día 7 de febrero 2017, en horario de 12:00 a.m. a 14:00 p.m. horas.

Al respecto me permito informar tomando en cuenta las observaciones realizadas por el personal que labora en la estación ubicada en el Aeropuerto Internacional "La Aurora" de la zona 13.

7 de febrero del año 2017

12:00 horas

36006KT 9999 FEW022 25/13 Q1024 A3024 =

Viento norte con 6 nudos, visibilidad ilimitada, pocas nubes a 2,200 pies de altura, temperatura ambiente de 25°C, punto de rocío de 13°C, altímetro 1024 milibares, 30,24 en pulgadas.

ESPECIAL 12:38 horas

36008KT 9999 FEW022 PERCANSE EN LA PISTA=

Viento norte con 8 nudos, visibilidad ilimitada, pocas nubes a 2,200 pies de altura

13:00 horas

36008KT 9999 FEW022 26/12 Q1023 A3021=

Viento norte con 8 nudos, visibilidad ilimitada, pocas nubes a 2,200 pies de altura, temperatura ambiente de 26°C, punto de rocío de 12°C, altímetro 1023 milibares, 30,21 en pulgadas.

14:00 horas

36006KT 9999 FEW022 27/13 Q1022 A3018=

Viento norte con 6 nudos, visibilidad ilimitada, pocas nubes a 2,200 pies de altura, temperatura ambiente de 27°C, punto de rocío de 13°C, altímetro 1022 milibares, 30,18 en pulgadas.

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

UNIDAD DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES
D.G.A.C.
RECIBIDO
07 FEB 2017
HORA: 13:50
FIRMA: Andrés B.

Atentamente,

MET. CESAR A. GEORGE ROLDAN
Encargado de Meteorología

ANEXO "F"
Peso y Balance.



AIRCRAFT WEIGHING FORM

AIRCRAFT MODEL:	MCDONNELL DOUGLAS 600N	SERIAL:	RM021	REGISTRATION:	N2469E	
REGISTERED OWNER:	ROTOR GROUP HOLDINGS CORP.				DATE WEIGHED:	1/18/2012
ADDRESS:	201 S BISCAYNE BLVD. STE. 800		PLACE:	KPMP		
	MIAMI, FL. 33131	TACH:		HM:	4018.3	

WEIGHING POINT	SCALE READING	TARE	NET WEIGHT	ARM	MOMENT
LEFT MAIN JACK	1180.0	0	1180.0	96.9	114,342.0
RIGHT MAIN JACK	1160.0	0	1160.0	90.9	111,435.0
NOSE/TAIL JACK	60.0	0	60.0	303.3	18,100.0
TOTAL AS WEIGHED	2300.0	0	2300.0	102.1	243,876.0
LESS USABLE FUEL () GAL.					
LESS USABLE FUEL () GAL.					
NEW AIRCRAFT BASIC TOTALS			2300.0	102.1	243,876.0

NOTES

AIRCRAFT WEIGHED IN LEVEL FLIGHT ATTITUDE INSIDE HANGAR.

WEIGHED EMPTY FUEL AND FULL OILS WITH TWO CREW SEATS AND FIVE PASSENGER SEATS INSTALLED.

SCALES MODEL	JP50000-3	SERIAL	M1477E	CALIBRATED ON:	DECEMBER 2011
NEW AIRCRAFT BASIC WEIGHT	2390.0 LBS.		NEW BASIC C.O.	102.1 IN	
AIRCRAFT GROSS WEIGHT	3850.0 LBS.		NEW USEFUL LOAD	1400.0 LB	
WEIGHED BY:			AIRFRAME LICENSE NO.	1A3270846	

4861 NW 7TH DRIVE
 PLANTATION, FL. 33317
 PH: 954-816-7399 FAX: 954-792-2616
 almohamed@hotmail.com

02/09/2017

9

E MATRICULA

Pas
Lihad
Pavti

1/11
1/1/

NOV 2011

Peso y Balance estimado Helicoptero N245SE
 Accidente Ocurrido el dia 7 de Febrero 2017

Descripcion	Peso en libras	Long Arm (In)	Momento (In-lbs)
Peso en vacio	2,390.0	102.1	243,975.0
piloto	170.0	43.0	7,310.0
pasajero al frente	170.0	43.0	7,310.0
pasajero al medio	220.0	74.0	16,280.0
Pasajero al medio	150.0	74.0	11,100.0
carga	62.5	107.0	6,687.5
combustible 114.6 Gal	779.0	82.1	63,956
peso bruto	3,941.5	525.2	356,618
<p>Peso bruto autorizado 3,850.0</p> <p>peso fuera de rango (lb) 91.5</p> <p>peso en despegue dia del accidente 3,941.5</p>			