



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

INTRODUCCION

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 y del informe final es la prevención de accidentes e incidentes. Reglamento de la Ley de Aviación Civil Artículo No. 169, Rac 13.2.2.

NOTIFICACION DE DERECHOS DE PROPIEDAD

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



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

INDICE

0

INTRODUCCION	1
INDICE	2
GLOSARIO	4

1

1.00 INFORMACION FACTUAL.....	7
1.00.1 SINOPSIS	9
1.00.2 RESEÑA DEL VUELO	9
1.00.3 LUGAR DEL ACCIDENTE	9
1.01 LESIONES A PERSONAS.....	9
1.02 DAÑOS A LA AERONAVE	10
1.03 OTROS DAÑOS	10
1.04 INFORMACION PERSONAL DEL PILOTO	11
1.05. INFORMACION DE LA AERONAVE.....	11
1.05.1. ANTECEDENTES DE LA AERONAVE.....	13
1.05.4 EQUIPO AUXILIAR.....	15
1.05.5 DEFECTOS.....	15
1.05.6 PESO Y CARGA.....	16
1.06 INFORMACION METEOROLOGICA	16
1.07. AYUDAS PARA LA NAVEGACION	16
1.08. COMUNICACIONES.....	17
1.08.2. MOTORES Y HELICE	13
1.09. INFORMACION DE AERÓDROMO	17
1.10. REGISTRADORES DE VUELO	17
1.11. INFORMACION DE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y DEL IMPACTO.....	17
1.12. INCENDIOS.....	18
1.13. SUPERVIVENCIA	18
1.17. TECNICAS DE INVESTIGACION UTILES O EFICACES.....	18
1.18. INFORME FOTOGRAFICO	19

2

2.00 ANALISIS	28
2.1. INFORMACION PERSONAL	28
2.2. INFORMACION DE LA AERONAVE	29
2.3. INFORMACION METEOROLOGICA.....	30
2.4. AYUDAS PARA LA NAVEGACION	30
2.5. COMUNICACIONES	31
2.6. INFORMACION DE AERÓDROMO.....	31
2.7. REGISTRADORES DE VUELO.....	31
2.8. INFORMACION DE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y DEL IMPACTO	31
2.9. FACTORES CONTRIBUYENTES	32
2.9.1. MANTENIMIENTO.....	32
2.9.2. EQUIPAJE	33
2.9.3. APRECIACION DEL AREA DE ATERREZAJE DE EMERGENCIA.....	33



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

3

3.00 CONCLUSIONES..... 34

4

4.00 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD 35



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

GLOSARIO

DEFINICIONES:

Accidentes de Aviación:

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

- a) **Cualquier persona muere o sufre lesiones graves a consecuencia de hallarse en la aeronave**, sobre la misma, o incluso las partes que se hayan desprendido de la aeronave o por exposición directa del chorro de un reactor.

- b) **La aeronave tiene daños o roturas estructurales que afectan adversamente a su resistencia estructural y sus características de vuelo y que normalmente exigen una reparación importante o el recambio del componente afectado**, excepto por falla o daño del motor, cuando el daño se limita al motor, su capota o sus accesorios; o por daños limitados en las hélices, extremo de ala, antenas, neumáticos, frenos o carenas, pequeñas abolladuras o perforaciones en el revestimiento de la aeronave; o

- c) La aeronave desaparece o es totalmente inaccesible. Se considera desaparecida cuando se da por terminada la búsqueda oficial y no se han localizado los restos.

Se incluyen en esta definición los accidentes de paracaídas y los accidentes ocasionados por el uso de grupos moto propulsores, así como accidentes ocasionados por el transporte de mercancías peligrosas por vía aérea. (RAC 13, pagina No. 2)



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

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)

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 3, página No. 5)

Pro-eficiencia:

Habilidad, destreza, competencia.

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)



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

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)

ABREVIATURAS:

COA:	Certificado de Operador Aéreo.
CSL:	Commercial Service Letter.
DGAC:	Dirección General de Aeronáutica Civil.
DME:	Distance Measuring Equipment.
OMA:	Organización de Mantenimiento Aprobado.
NIL:	Not Item Listed.
HSI:	Hot Section Inspection.
IASV:	Investigación de Accidentes y Seguridad de Vuelo.
IOE:	Operación inicial de Experiencia.
ITT:	Inter Turbine Temperature.
PCLM	Place Cabin Landplane Monoplane
PSR:	Primary Surveillance Radar.
SSR:	Surveillance System Radar
TBO:	Time between Overhaul.
VOR:	Very High Frequency Omni Range.
SINOPSIS:	Exposición breve y general de un tema.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

INFORME FINAL DEL ACCIDENTE DE LA AERONAVE MATRICULA TG-AJA

1.00. INFORMACION FACTUAL:

Marca:	Bell Helicopter Textron Canada Limited.
Modelo:	206 B, Jet Ranger III.
No. de Serie:	4399.
Horas totales de la A/C Al momento del accidente:	2,917.3 hrs
Certificado Tipo:	H2SW, Revisión No. 44 de fecha 15 de enero del 2009.
Categoría:	Normal.
Colores:	Azul, Blanco y Rojo.
Certificado de Aeronavegabilidad:	Vigente del 19/01/2009 hasta el 18/01/10
Seguro de Aeronave:	Vigente del 11/11/2008 hasta el 11/11/2009, por la empresa de Seguros G&T póliza No. GTAV-254.
Fecha del Accidente:	27 de octubre 2009.
Lugar del Accidente:	Finca "La Confianza", La Gomera, Escuintla.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

Coordenadas del área accidentada: N 14° 08' 113".
E 91° 10' 885".

Orientación de la aeronave: Nor-Este.

Dimensiones de Pista: No aplica.

Elevación del área del accidente: 135 pies.

Hora aproximada de Accidente: 08:00 hora local, 14:00 UTC.

Propietario: Grupo Aeroespecial, S.A.

Operador: No aplica.

Piloto al Mando: Marco Antonio Oliva Morales.

Tipo y No. De Licencia: Comercial de Helicóptero No. 270 DGAC.
Convalidada mexicana el 21 de abril 1994.

Vigencia del Certificado de Licencia: 16/06/2009 al 31/12/2009.

Nacionalidad: Guatemalteco.

Copiloto: No aplica.

Personas a Bordo: 1 (una).

Fase en la cual Ocurrió el: Durante el vuelo recto y nivelado.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

1.00.1 SINOPSIS:

El accidente ocurrió durante el vuelo desde La finca La Confianza hacia La Finca la Unión, el Helicóptero con matrícula TG-AJA se accidentó sobre una área de cultivo de caña de la Finca La Confianza, a unos minutos de haber despegado.

1.00.2 RESEÑA DEL VUELO:

El helicóptero despegó desde La finca "Pantaleón" para sobrevolar la finca "La confianza" luego de efectuar el sobrevuelo aterrizó en finca "La confianza" para dejar al pasajero y luego despegar hacia la finca "La Unión", unos minutos después de haber despegado, el helicóptero se precipitó a tierra sobre un cañaveral de la finca "La confianza" saliendo ileso el piloto, único tripulante de la aeronave, destruyéndose el helicóptero.

1.00.3 LUGAR DEL ACCIDENTE:

El área en la cual se encontró el helicóptero accidentado, esta localizada dentro de la Finca "La Confianza", en el Municipio La Gomera, Departamento de Escuintla.

1.01. LESIONES A PERSONAS:

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-	-	-	-
Graves	1	-	1	-
Leves	-	-	-	-
Ilesos	-	-	-	-
TOTAL	1	-	1	-



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

1.02. DAÑOS A LA AERONAVE:

El Helicóptero se dañó en toda la estructura principal y componentes dinámicos, como el motor, transmisión, eje principal de potencia, caja de accesorios, tren de potencia del rotor de cola, palas y componentes del rotor principal y el conjunto completo del rotor de cola.

La estructura completa de la aeronave se dañó, tanto externamente como internamente, desde la piel del fuselaje hasta los soportes estructurales del mismo, además se encontraron rotas las dos ventanas de la cabina windshield, como las ventanas panorámicas inferiores delanteras del fuselaje.

El conjunto del tren de aterrizaje se encontró totalmente destruido, los skids y los tubos cursados (crosstube) se encontraron destruidos, desde sus soportes desplazados 90 grados de su posición original hacia atrás del fuselaje.

Ver fotografía No. 1, 2, 3, 4, 5.

1.03. OTROS DAÑOS:

Existió un daño a la plantación de caña, fue aproximadamente de unos 20 metros cuadrados, estos daños fueron alrededor del helicóptero accidentado y un sendero dentro de la plantación de 10 metros aproximadamente de largo, el cual fue hecho por una unidad terrestre que ingresó dentro de la plantación, con el fin, indicaron las personas del lugar, de evacuar al piloto.

Ver fotografía No. 1, 2.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

1.04. INFORMACION PERSONAL DEL PILOTO:

El piloto al mando posee la licencia de piloto aviador comercial de Helicópteros No. 270, convalidada en la república de Guatemala el 17 de enero de 1994 en la Dirección General de Aeronáutica Civil, por parte del Departamento de Licencias de esta dependencia.

La licencia de Piloto de helicóptero fue extendida en la República de México, bajo la licencia No. 1005, en la cual indica tener las habilitaciones de Aerofumigación y Radio telefonista, capitán de Bell 206 y 212.

Ver Anexo "A".

1.05. INFORMACION DE LA AERONAVE:

El helicóptero es de fabricación canadiense por la fabrica Bell Helicopter Textron Canadá Limited, este helicóptero fue construido en Mirabel, Quebec, Canadá, en el mes de febrero del año 1996, bajo el número de serie 4399 del fabricante, teniendo como su certificado tipo No. H2SW.

El helicóptero posee su seguro por parte de la empresa "Seguros G&T" bajo la póliza No. GTAV-254, la cual indica que su uso será de privado, placer y ayuda Industrial el cual estaba vigente hasta el 11/112009.

Ver Anexo "D".



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

En la última inspección efectuada para la renovación de su certificado de Aeronavegabilidad, fue registrada la inspección dentro de la bitácora de la aeronave el 05 de enero de 2009, por una Organización de Mantenimiento Aprobada, cuando el helicóptero tenía un tiempo total de 2,802.3 horas, efectuando una inspección de 100/200 y anual de acuerdo al manual de mantenimiento de Bell y Rolls Royce, además de otros servicios, efectuándole boletines de servicio, dentro de esta inspección anual la Organización de mantenimiento entregó un listado de componentes instalados en la aeronave, en el cual refleja el tiempo restante de los componentes y dentro del cual aparecen el número de parte y serie de las palas del rotor de cola instaladas al momento del accidente.

Ver anexo "B"

Ver anexo "C"

Su control de Boletines Alerta y Directivas de Aeronavegabilidad, se encontraban al día al momento del accidente, igualmente su certificación de servicio al transponder, compensación de brújula y certificación del ELT.

En el proceso de investigación se encontró rastros de combustible y partes del tren de aterrizaje diseminadas, en el área de aproximadamente 15 mts alrededor.

Ver fotografía No. 33.

Durante el proceso de inventario, se encontró la falta de placas en el rotor de cola, las cuales habían sido removidas por unas de las personas participantes en el desarme del helicóptero para su traslado, sin dar ninguna información a los propietarios y encargados, al solicitar las placas, estas fueron localizadas e instaladas nuevamente en las palas del rotor de cola, solicitando su número de serie para poder corroborar su procedencia y posterior documentación dentro del inventario de la aeronave, las cuales se encontraron registradas en el listado de componentes con vida límite del helicóptero.

Ver fotografías No. 34 y 35.

Ver anexo "C"



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

1.05.1. ANTECEDENTES DE LA AERONAVE:

Este helicóptero, según consta en su expediente de Aeronavegabilidad, inició la documentación con la matrícula TG-AJA, en el año de 2005, encontrándose sus primeros documentos con la matrículas TG-PNC, TG-TSS, TG-EST y TG-BER, en años anteriores.

El número de serie de este helicóptero no le aparece reportado ningún incidente o accidente en las matrículas reportadas con el mismo número de serie.

La ultima inspección de **100hrs/ anual** reportada en la bitácora de vuelo del helicóptero, fue efectuada el 5 de Enero de 2009, cuando el helicóptero tenia un tiempo total de 2,802.3 hrs. y el motor con 2,0802.3 hrs, por parte del Taller Autorizado DGAC/G043-2007, **la próxima inspección anual** le correspondía el 5 de enero de 2010 al cumplir 12 meses de operación.

Ver anexo "B".

El tiempo transcurrido desde su ultima inspección de 100 hrs, **es de 20.7 hrs.**, la cual fue efectuada el 19 de octubre de 2009 al haber cumplido el helicóptero un tiempo total de 2,896.6 hrs., y el motor un tiempo acumulado de 2,896.6 hrs.

1.05.2. MOTOR Y ROTORES:

Motor:	Rolls Royce.
Modelo:	250-C20J.
Serie de Fabricación:	CAE-270768.
Horas totales de Operación:	2,917.3 hrs.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

Rotor Principal:	BELL
Modelo:	206-011-100-157
Serie de Fabricación de Hub:	HB-797
Serie de Fabricación de yoke:	HB-833
Horas totales de Operación:	2,917.3
Horas totales desde Overhaul:	515.3

La información siguiente es la observada en su última renovación de certificado de aeronavegabilidad, dentro de la hoja de control de componentes con vida útil.

Rotor de cola:	BELL
Modelo:	206-011-810-153
Serie de Fabricación de Hub:	HB-719
Serie de Fabricación de yoke:	HBFS-836
Horas totales de Operación:	2802.3 HRS.
Horas totales desde Overhaul:	400.3 HRS.

Palas del Rotor de Cola	No. parte.	No. serie.
	206-016-201-131	CS-6804.
	206-016-201-131	CS-6775.
Horas de instalación en A/C:	2,427.5 hrs	



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

Tiempo de uso en la aeronave: 115.0 hrs

Tiempo de vida de las palas: 2500.0 hrs

Tiempo disponible de uso: 2010.2 hrs

Ver anexo "C".

Durante la inspección se comprobó, que los controles de vuelo del Rotor principal y rotor de Cola, se encontraban trabajando adecuadamente previo al accidente, incluyendo los controles y cuadrantes del acelerador del motor.

Las palas del rotor Principal y palas del rotor de Cola, se encontraron con daños totales por impacto a consecuencia del accidente.

1.05.4 EQUIPO AUXILIAR:

No aplica.

1.05.5 DEFECTOS:

No se encontraron defectos de fabricación en el proceso de inspección sobre el área del accidente u otra evidencia de daños por diseño en el helicóptero, todas las partes estructurales, componentes o sistemas estaban completos al efectuar el inventario correspondiente de componentes principales.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

1.05.6 PESO Y CARGA:

El reporte de peso y balance del helicóptero, fue efectuado el 02 de diciembre de 2006, efectuado por la empresa AVIONICS.

Ver Anexo "F"

1.06. INFORMACION METEOROLÓGICA:

08:00 00000KT 9999 FEW016 SCT080 26/24 Q1012 A2988=

Viento calmado, visibilidad mayor a 10 Kilómetros, poca nubes a 1,600 pies, nubosidad dispersa a 8,000 pies de altura, temperatura ambiente 26 grados centígrados, punto de rocío 24 grados centígrados, altímetro 1012 hectopascales, 29.88 en pulgadas.

09:00 horas 00000KT 9000 SCT090 30/25 Q1012 A2988 VIS RED HZ=

Viento calmado, 9 Kilómetros de visibilidad horizontal, reducida por bruma, nubosidad dispersa a 9,000 pies de altura, temperatura ambiente 30 grados centígrados, punto de rocío 25 grados centígrados, altímetro 1012 hectopascales, 29.88 en pulgada.

10:00 horas 15010KT 9000 SCT018 SCT100 33/24 Q1012 A2988 VIS RED HZ=,

Viento Sureste con 20 Kilómetros por hora, 9 kilómetros de visibilidad horizontal, reducida por bruma, nubosidad dispersa a 1,800 pies, nubosidad dispersa a 10,000 pies de altura, temperatura ambiente 33 grados centígrados, punto de rocío 24 grados centígrados, altímetro 1012 hectopascales, 29.88 en pulgadas.

1.07. AYUDAS PARA LA NAVEGACION:

No aplica.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

1.08. COMUNICACIONES:

El piloto se reportó en su área de operación, informando a la torre del puerto de San José, que despegaría del Ingenio Pantaleón hacia la finca La Confianza del área de la Nueva Concepción, cancelando al tener su destino a la vista.

1.09. INFORMACION DE AERÓDROMO:

No aplica

1.10. REGISTRADORES DE VUELO:

No aplica

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

El helicóptero se encontró recostado sobre su lado derecho, el botalón de cola se encontró fracturado aproximadamente 13 pulgadas de su base, el rotor principal y el rotor de cola con daño completo en las palas, la base de la transmisión se encontró con daños severos al igual que la cabina.

El impacto del Helicóptero, muestra una trayectoria de una posible auto-rotación a baja altura, debido a su proximidad con el terreno, provocando con esto los daños antes descritos.

Ver fotografías No. 19 y 20.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

1.12. INCENDIOS:

No se produjo ningún incendio, los procedimientos de corte de válvula de combustible en el panel de control fueron efectuados, se encontró que el acceso derecho del motor se encontraba quemado por acción del calor proveniente del escape del motor, con esto demuestra que se mantuvo encendido un período corto de tiempo, antes de accionar la válvula de corte de combustible.

Ver fotografías No. 11 y 12.

1.13. SUPERVIVENCIA:

El piloto al mando del helicóptero logro salir por sus propios medios y sufrió daño en la columna vertebral, teniendo que ser intervenido quirúrgicamente, posterior al accidente.

1.17. TECNICAS DE INVESTIGACION UTILES O EFICACES:

Se utilizaron los procedimientos establecidos en el Anexo 13 de la OACI, y Regulaciones de Aviación Civil.

Se contó con la presencia y colaboración de los asesores técnicos, nombrados por la fábrica del helicóptero Bell y de la fábrica de motores Rolls Royce, para la investigación, inspección de los restos del fuselaje e inspección técnica del motor, respectivamente.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

1.18. INFORME FOTOGRAFICO:



Fotografía No. 1



Fotografía No. 2



Fotografía No. 3

Vista del área trasera del helicóptero



Fotografía No. 4

vista de los restos del estabilizador



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483



Fotografía No.5
Vista del área inferior del helicóptero



Fotografía No. 6
vista del botalón de cola



Fotografía No. 7



Fotografía No. 8

Vista frontal del helicóptero



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483



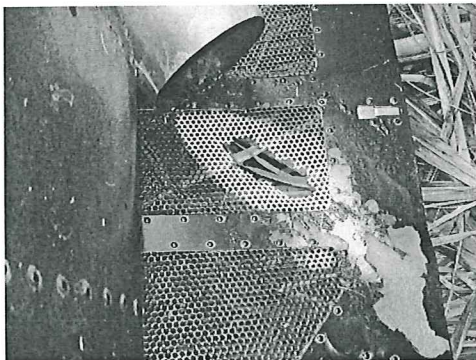
Fotografía No. 9

Vista de la cabina lado inferior izquierda

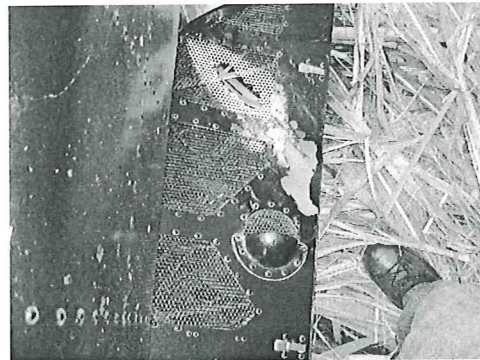


Fotografía No. 10

Vista de los daños de la transmisión



Fotografía No. 11



Fotografía No. 12

Vista de la puerta del motor lado derecho



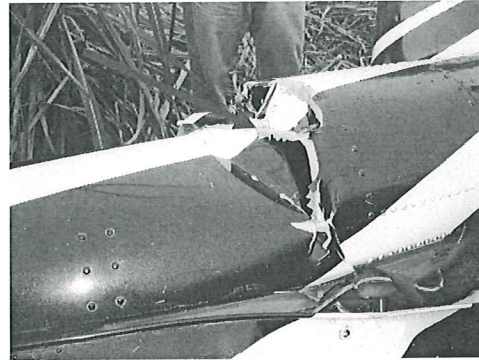
REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483



Fotografía No. 13
Vista del botalón de cola



Fotografía No. 14
vista del dobles del botalón



Fotografía No. 15
Vista del rotor de cola



Fotografía No. 16
vista del fuselaje lado derecho



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483



Fotografía No. 17

Vista de las palas del rotor de cola



Fotografía No. 18

vista del los tubos cruzados del tren de aterrizaje



Fotografía No. 19



Fotografía No. 20

Cortes efectuados por las palas del rotor principal al efectuar la maniobra



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

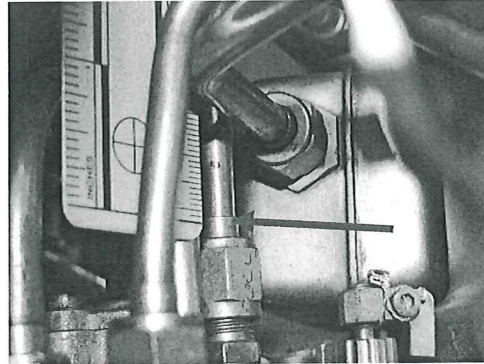
DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483



Fotografía No. 21

Vista de los restos del tren de aterrizaje

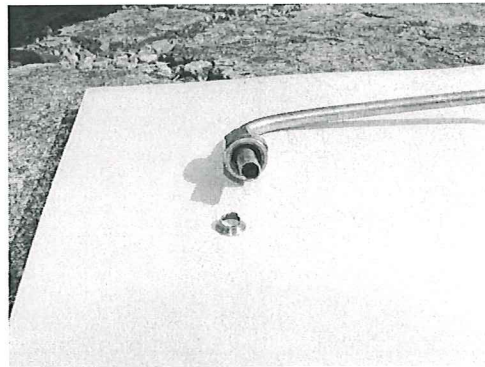


Fotografía No. 22

Vista del daño en la tubería del motor



Fotografía No. 23
Línea Pc del motor



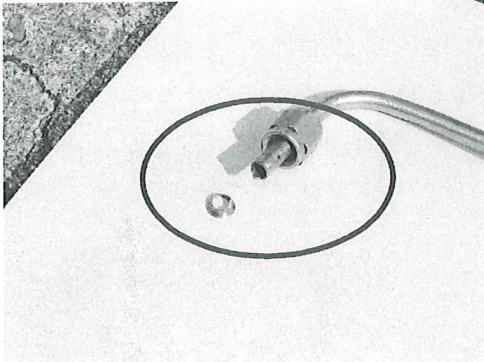
Fotografía No. 24
línea con fractura en una de sus bases



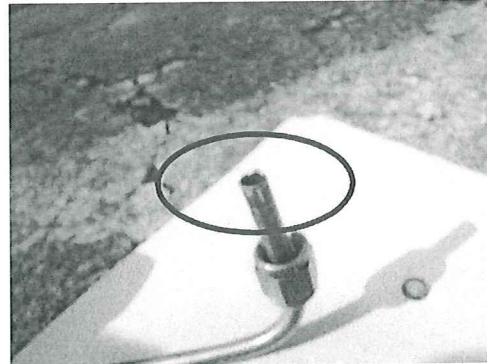
REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483



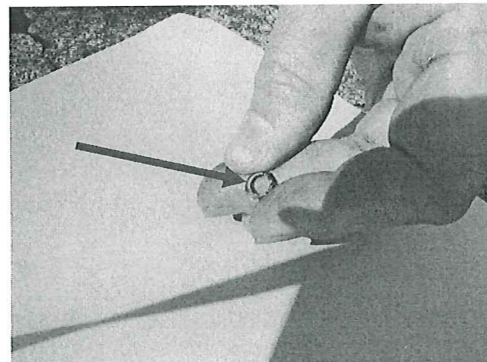
Fotografía No. 25
Vista del extremo fracturado



Fotografía No. 26
vista de la tubería fracturada



Fotografía No. 27
Vista de la fractura



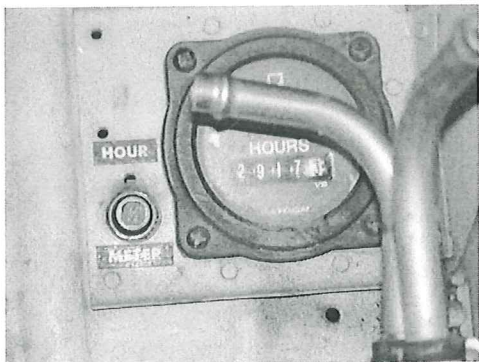
Fotografía No. 28
extremo de la tubería fracturada



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

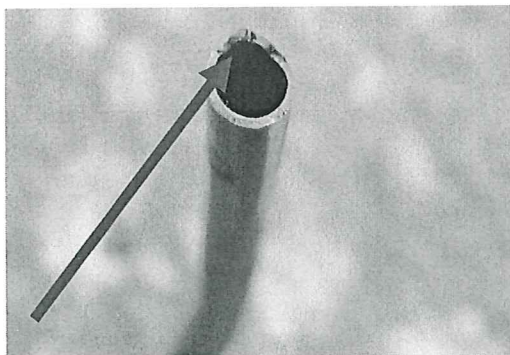
AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483



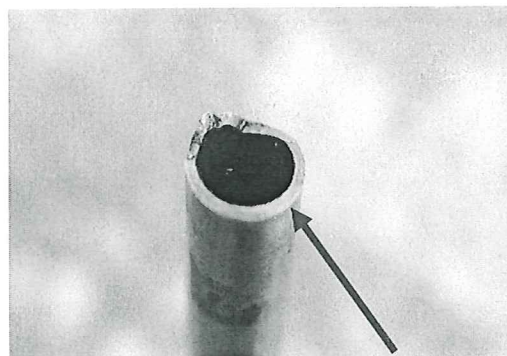
Fotografía No. 29
Horómetro del Helicóptero



Fotografía No. 30
vista del área de la fractura de la tubería



Fotografía No. 31
Área del inicio de la fisura



Fotografía No. 32
área de la fractura



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

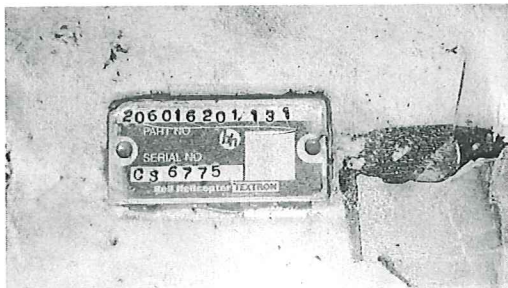
AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483



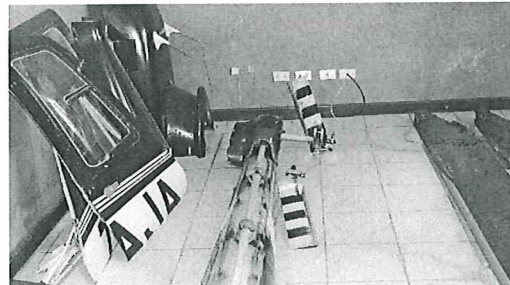
Fotografía No. 33
Área saturada de combustible



fotografía No. 34
placa de identificación de la pala del rotor de cola



Fotografía No. 35
Placa de identificación de la pala del rotor de cola

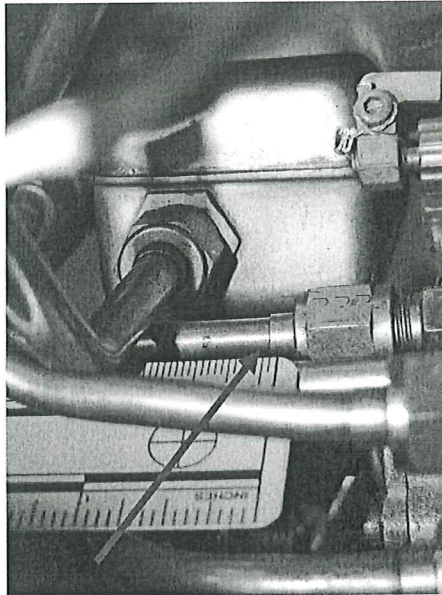


Fotografía No. 36
Área donde se encuentra el rotor de cola



REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.
DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL
AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, 9a. AVENIDA 14-75 ZONA 13.

direccion@dgac.gob.gt TELEFONOS 22606625 - 22606584 - 22603739
accidentesdgacgua@gmail.com TELEFONOS 23215238 - 23215237 - 23215236



Fotografía No. 37
Vista de la tubería instalada en el motor.

2.00 ANALISIS DE INFORMACION

2.1. INFORMACION PERSONAL:

El piloto posee licencia comercial de Helicóptero, extendida en la República de México y convalidada en Guatemala, además posee habilitación para trabajos aéreos agrícolas.

El piloto reporto en el informe dirigido al Departamento de Investigación de Accidentes, que se encontraba efectuando un vuelo de traslado de personal y sobrevuelo de la finca la confianza, no se evidencio trabajos agrícolas.

Ver anexo "A".



REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.
DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL
AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, 9a. AVENIDA 14-75 ZONA 13.

direccion@dgac.gob.gt TELEFONOS 22606625 - 22606584 - 22603739

accidentesdgacgua@gmail.com TELEFONOS 23215238 - 23215237 - 23215236

2.2. INFORMACION DE LA AERONAVE:

El Helicóptero tenía a bordo: tarjeta de aeronavegabilidad, Certificado de Matricula y seguro de la aeronave.

Al efectuar la Inspección de investigación de motor y fuselaje, se encontró que aparentemente el fuselaje fue expuesto a un aterrizaje de emergencia a baja altura, en el flare o maniobra para disminuir la velocidad durante la fase de aterrizaje.

El primer contacto del botalón de cola fue con la plantación de cañas de azúcar, lo que provocó que el fuselaje se inclinara hacia adelante y continuo impactando de frente con las cañas y con el terreno, inclinándose hacia el frente y hacia la derecha en su último impacto con el terreno, quedando el motor encendido, procediendo el piloto a cortar el combustible por medio de la válvula de corte de combustible eléctrica, localizada en el panel de instrumentos.

El día 27 de Octubre 2009 se recibió el mensaje por parte de SAR del Accidente del helicóptero TG-AJA, indicando que se encontraba fumigando en el área del accidente, no se encontró ningún accesorio, equipo instalado o dispositivo el cual evidenciara trabajos agrícolas.

Ver fotografías No. 8, 11, 12, 19 y 20.

En el motor, al efectuar la inspección física, se encontró una tubería quebrada, la cual pertenece al sistema neumático de control de combustible, esta tubería provee aire presurizado del motor hacia el gobernador y la unidad de Control de Combustible, línea Pc, la tubería se encontró quebrada en el extremo que se localiza en la base con la unidad de control de combustible, este sistema esta diseñado para mantener la potencia del motor al censar diferentes presiones de aire y combustible.

La falta o exceso de esta presión neumática hace que el motor disminuya o aumente su potencia, la tubería de presión neumática hizo que la unidad de control de combustible reaccionara dando una ausencia de señal de presión neumática, haciendo que el motor perdiera potencia o bajara sus revoluciones.

Ver fotografías No. 22 a la 28.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

Porción extraída del reporte de Rolls Royce

Se encontró una anomalía, la cual se considera como la posible causa de la pérdida de potencia del motor, lo que ocasionó el accidente, esta es una fractura de una línea de presión, específicamente la línea Pc, la cual provee aire presurizado proveniente del motor a la unidad de control de combustible (FCU), la fractura de la línea se encontró en la boquilla de 37 grados, que se acopla a la unidad de control de combustible.

Una vez rota la línea de presión, aproximadamente a 2 mm de la unidad de control de combustible, ocasionó la fuga de aire, la unidad de control de combustible al estar presurizada, el motor entrega las RPM normales a través de la unidad de control de combustible, al existir fuga de aire presurizado causa una reducción de potencia significativa en el motor.

Ver anexo "G".

2.3. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:

Las condiciones de tiempo del día del accidente, se encontraban con una visibilidad mayor a los 900 metros con viento calmo, por lo que estas condiciones no fueron factor contribuyente para el accidente.

2.4. AYUDAS PARA LA NAVEGACION:

No aplica.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

2.5. COMUNICACIONES:

Según se constató, el piloto reportó el plan de vuelo a la torre de San José, indicando que se encontraban 2 personas a bordo, dicha información al ser solicitada a la Gerencia de Navegación Aérea, reportó e indicó haber tenido el vuelo registrado el día 27 de octubre del 2009, indicando que despegando de la Finca Pantaleón a las 12:24 UTC con destino a la finca Confianza, área de la Nueva Concepción, canceló con La Confianza a la vista a las 12:35 UTC con 10 minutos en la ruta, una hora de combustible y dos almas a bordo.

Ver anexo "J"

2.6. INFORMACION DE AERÓDROMO:

No aplica.

2.7. REGISTRADORES DE VUELO:

No aplica por tipo de Nave.

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

Al presentarse el personal de investigación de accidentes, se encontró la aeronave en el aérea antes descrita, dentro de un cañaveral, la cual esta dentro de la finca La Confianza, el fuselaje se encontró recostado sobre su lado derecho, el botalón de cola fracturado aproximadamente a 13 pulgadas de su base, el tren de aterrizaje se encontró desplazado hacia atrás, daño en la plataforma de la transmisión y la cabina deformada, además de encontrar rotas las ventanas frontales e inferiores de la cabina.

Ver anexo "H"



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

En el hangar donde se procedió a resguardar el fuselaje y restos del helicóptero, se presentaron los colaboradores de la fábrica de helicóptero Bell Investigador David C. Dosker y el representante de Rolls- Royce, Investigador Jon-Adam Michael, los cuales en la investigación encontraron la línea rota del aire presurizado de la línea Pc, de la unidad de control de combustible.

2.9. FACTORES CONTRIBUYENTES:

El vuelo bajo o a baja altura, menos de lo permitido en reglas de vuelo visual de las Regulaciones de Aviación Civil, es una de las características operacionales de un helicóptero, sin embargo este tipo de vuelo provee un alto grado de riesgo, ya sea por la orografía del área a sobrevolar, condiciones climáticas, obstáculos en la senda de vuelo o cualquier otro factor humano que induzca a una falla técnica u operacional, durante el desarrollo del vuelo, es de esta forma que viene a presentarse como uno de los factores contribuyentes del accidente, según manifestó el piloto en su reporte, había despegado y luego de unos minutos se precipitó a tierra, la falla técnica presentada en el motor durante el vuelo, obligó a efectuar una autorotación por emergencia, la cual posiblemente fue efectuada a una altura no adecuada.

2.9.1 MANTENIMIENTO:

Durante la inspección al motor se observó que el compresor, la turbina, la caja de accesorio, no presentaban algún tipo de daño externo, además no se encontró obstruida la entrada de aire del motor en la primera rueda del compresor, el compresor giraba continuo y libremente, la sección de potencia se encontró girando continuamente y libremente. No se encontraron daños por golpes en ningún componente o tubería del motor.

Ver anexo "H"



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

A este motor se le efectuó dos trabajos de reparación mayor el 9 de abril del 1996 y 13 de febrero del 2004, esta fue última fecha registrada como el trabajo mayor, del cual se removieron tuberías, componentes, sujetadores para efectuar la remoción de la rueda uno y dos internas de la turbina.

Ver anexo "E"

La fractura de la línea de neumática sugiere que estuvo sometida a vibración de alta frecuencia, posiblemente pudo causar que presentara una fisura, que con el uso de la aeronave y el tiempo a largo plazo se convirtiera en una fractura en la base de la tubería con la unidad de control de combustible, provocando una fuga de aire presurizado del sistema neumático de combustible.

Ver fotografías No. 30, 31 y 32.

2.9.2 EQUIPAJE:

No se encontró carga o equipaje dentro de la aeronave.

2.9.3. APRECIACION DEL AREA DE ATERREZAJE DE EMERGENCIA:

En el área del accidente, la cual fue el cañaveral, se encontró el corte efectuado por las palas del rotor principal, las cuales evidencian la posición del plano rotario del disco del rotor principal al momento de su auto rotación sobre el área del accidente.

Ver fotografías 19 y 20.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

Además, se observó el primer impacto del fuselaje del helicóptero sobre el terreno, punto en el cual se localizó el corta alambres inferior del helicóptero.

En el terreno se pudo apreciar la presencia de combustible jet A-1 sobre la tierra, el olor y la contaminación eran evidentes, no se encontró evidencia de otro químico o sustancia alrededor del helicóptero accidentado.

Ver fotografía No.1, 2, y 33.

3.00 CONCLUSIONES:

El piloto contaba con su certificado médico, licencia al día y vigentes al momento del accidente.

El helicóptero contaba con su certificado de aeronavegabilidad, Certificado de Matricula y el seguro, como documentos de abordaje.

No se apreciaron obstáculos en el área de vuelo del helicóptero que pudieran ser factor de riesgo en el área del accidente.

La tubería fracturada de la unidad de control de combustible de la línea Pc neumática presurizada, se considera como la causa probable de la pérdida de potencia del motor, la cual al hacerse sentir como una disminución de la potencia del motor y sobre los mandos del helicóptero como una reducción de RPM, esta reducción de RPM obligó al piloto al mando a efectuar una auto rotación inmediatamente por emergencia, continuando posteriormente con el accidente sobre el terreno.

Ver diagrama esquemático del sistema de presurización.

Anexo "K"



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

4.00 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD:

Solicitar a las Organizaciones de Mantenimiento Aprobadas por medio de su departamento de Aseguramiento de la Calidad, la cual deberá efectuar una inspección minuciosa de la instalación de tuberías neumáticas e hidroneumáticas, líneas presión de combustible, sujetadores, seguros hechos de alambre y marcas de seguridad, en los motores o turbinas a las cuales brindan servicio de mantenimiento de acuerdo a los fabricantes, además de revisar los libros de bitácora de mantenimiento y los registros de sus componentes para verificar que las instalaciones y remociones estén registradas correctamente dentro de los registros de los libros. Esto de acuerdo a las Regulaciones de Aviación civil de Guatemala y Organizaciones de Mantenimiento Aprobadas, RAC 145.

Las organizaciones de mantenimiento, deben de seguir lo descrito en las recomendaciones del fabricante en su manual de mantenimiento publicación No. 73-20-20, desde el numeral 1 al 3, Carta de Servicio Comercial (Comercial Service Letter) No. CSL A-4036, Carta de Servicio Comercial No. CSL-4043 para este tipo y modelo de motor.

Ver anexo "I".

Además, el piloto debe prever una altura segura durante el vuelo para efectuar las maniobras de emergencia de forma inmediata, con la oportunidad de apreciar de forma visual terrenos o áreas adecuadas para un aterrizaje de emergencia controlado, de acuerdo a la Altitudes Mínimas de seguridad descritas en el apartado de la RAC 2.119

Solicitar a los pilotos de helicópteros, efectuar por lo menos cada dos años un re-entrenamiento en procedimientos de emergencia por falla de motor, para mantener el grado óptimo de seguridad operacional en cada fase de vuelo del helicóptero.

ANEXO “A”

TG-AJA

1 Señor

2 Piloto Aviador

3 Harald Liere Barillas

4 Director General de Aeronáutica Civil

5 Su Despacho.

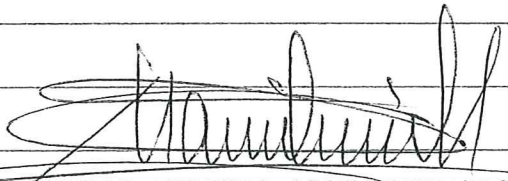
6 ---MARCO ANTONIO OLIVA MORALES, de generales conocidas ante el Des-
7 pacho a su digno cargo, por medio de la presente atentamente, - - -

8 - - - - - S O L I C I T O: - - - - -

9 ----Se sirva girar sus órdenes a donde corresponda e efecto de que -
10 con las formalidades de Ley; se me CONVALIDE mi licencia de Piloto -
11 Aviador Comercial de Helicopteros Mexicana 1005, para lo que adjunto
12 la documentación correspondiente.-

13 ----Sin otro particular, quedo del Señor Director como su atento y -
14 seguro servidor.

15 Guatemala, 13 de Enero de 1,994.

17
18 
19
20 MARCO ANTONIO OLIVA MORALES

21
22
23

FORMA 63-A

SERIE "P"

REPUBLICA DE GUATEMALA, AMERICA CENTRAL



Nº 019223

RECIBO ORIGINAL.—PARA EL ENTERANTE **Aduana Central de Aviación**

OFICINA GUATEMALA, C. A.

LUGAR _____

RECIBO DE INGRESOS

POR Q 25.00

RECIBIDA DE MARCO ANTONIO OLIVA MORALES

LA CANTIDAD DE VEINTICINCO QUETZALES EXACTOS

EN CONCEPTO DE PAGO EXTENCION LICENCIA P.A. COMERCIAL
ORDEN No. 053 DE LA D.G.A.C. UL

*Aduana Central de Aviación
Departamento de Contabilidad*

13 ENE 1994
CANCELADO
RECEPTOR

FECHA 13/01/94

SELLO

ADUANA CENTRAL DE AVIACION
SECRETARÍA DE CONTABILIDAD
GUATEMALA

FIRMA RECEPTOR O JEFE DE LA OFICINA.

NOTAS IMPORTANTES!

- 1 PARA EL RECEPTOR.—Deben llenarse simultáneamente los dos comprobantes utilizando papel carbón. En caso de error anúlase el formulario completo y acompáñese con la cuenta sin desglosar. No tendrá valor si contiene borrones, tachaduras o enmiendas.
- 2 PARA EL ENTERANTE.—En caso de notarse anomalías en este recibo debe comunicarse a la Contraloría de Cuentas, acompañando el presente documento.

MINISTERIO DE COMUNICACIONES
Y OBRAS PUBLICAS
DIRECCION GENERAL DE
AERONAUTICA CIVIL
Guatemala, C.A.



**PILOTO
AVIADOR**

B No. 10976

CERTIFICADO MEDICO PARA

Nombre del examinado FRANCISCO GARCIA GONZALEZ

Dirección 22 Ave. 27-35 Z-5

Fecha de nac.	Peso	Estatura	Pelo	Ojos	Sexo
21/12/52	180	1.78	Cast	Azull	M.

Hago constar que la persona citada en el epígrafe, llena los requisitos prescritos en el reglamento de Licencias al Personal Técnico Aeronáutico

Tipo de Licencia COMERCIAL HELICO No. de Licencia

Limitaciones <u>NINGUNA. -</u>
Lugar y fecha del examen <u>Guat. 15 Oct. 93</u>

Médico Examinador Modesto Garay-Moya
P.A.A. # 0-4616-4

Firma del Médico

Firma del examinado

Cualquier alteración al presente Certificado será sancionado con multa de Q 500.00

La validez del presente Certificado es de SEIS MESES. -

D. Modesto Garay Moya
MEDICO Y CIRUJANO
Col. No. 733

ESTADOS UNIDOS MEXICANOS
 DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

LICENCIA NUMERO 1005
 DE P. COMERCIAL HELICOPTERO
 EXPEDIDA A FAVOR DE

MARCO ANTONIO OLIVA MORALES

CUYAS HABILITACIONES Y VIGENCIA
 CONSTAN EN EL ANEXO DE ESTA
 LICENCIA

8 JUNIO 89

EL DIRECTOR GENERAL

FIRMA DEL INTERESADO

EL DIRECTOR GENERAL

SI EN EL ANEXO NO SE RENUEVA ESTA LICENCIA

ANEXO DE LA LICENCIA DE P. COMERCIAL HELICOPTERO
 NUMERO 130-MEX-1005
 A FAVOR DE **MARCO ANTONIO OLIVA MORALES**

EL TITULAR DE ESTA LICENCIA
 ESTA HABILITADO PARA VOLAR

		TIPO DE PESO EN KGS
AEROPLANOS	<input type="checkbox"/>	Hasta 5,700 <input checked="" type="checkbox"/>
HIDROAVIONES	<input type="checkbox"/>	10,000 <input type="checkbox"/>
ANFIBIOS	<input type="checkbox"/>	20,000 <input type="checkbox"/>
GIROPLANOS	<input type="checkbox"/>	35,000 <input type="checkbox"/>
BIMOTORES	<input type="checkbox"/>	50,000 <input type="checkbox"/>
MULTIMOTORES	<input type="checkbox"/>	Más de 50,000 <input type="checkbox"/>
AEROFUMIGACION	<input checked="" type="checkbox"/>	
INSTRUMENTOS	<input type="checkbox"/>	
INSTRUCTOR	<input type="checkbox"/>	
Radio Telefonista	<input checked="" type="checkbox"/>	

OBSERVACIONES:
CAPTAN BEIJ 206 Y 212

ESTA LICENCIA ES VALIDA HASTA
 REVALIDO **M.E.S.** A FECHA **VER REVERSO:**

NUMERO 1005
 A FAVOR DE MARCO ANTONIO OLIVA MORALES
 EL TITULAR DE ESTA LICENCIA
 ESTA HABILITADO PARA VOLAR

		TIPO DE PESO EN KGS.	
AEROPLANOS	<input type="checkbox"/>	PEROFUMIGACION	<input type="checkbox"/>
		Hasta	5,700 <input checked="" type="checkbox"/>
HIDROAVIONES	<input type="checkbox"/>	INSTRUMENTOS	<input type="checkbox"/>
		"	10,000 <input type="checkbox"/>
ANFIBIOS	<input type="checkbox"/>	INSTRUCTOR	<input type="checkbox"/>
		"	20,000 <input type="checkbox"/>
GIROPLANOS	<input type="checkbox"/>	Radio Telefonista	<input checked="" type="checkbox"/>
		"	35,000 <input type="checkbox"/>
BIMOTORES	<input type="checkbox"/>	"	50,000 <input type="checkbox"/>
MULTIMOTORES	<input type="checkbox"/>	Mas de	50,000 <input type="checkbox"/>
OBSERVACIONES			
CAPITAN BELL 206 Y 212			
ESTA LICENCIA ES VALIDA HASTA			
REVALIDO	MPEA.	FECHA	VER REVERSO:

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL
 LICENCIA NUMERO 1005
 DE P. COMERCIAL HELICOPTEROS
 EXPEDIDA A FAVOR DE

MARCO ANTONIO OLIVA MORALES

CUYAS HABILITACIONES Y VIGENCIA
 CONSTAN EN EL ANEXO DE ESTA
 LICENCIA.

México, D.F. a 8 de Junio de 19 89.

FIRMA DEL INTERESADO  EL DIRECTOR GENERAL 

SIN EL ANEXO NO TIENE VALIDEZ ESTA LICENCIA

REVALIDACION:	VENCIMIENTO:
15-ABR-91	14-ABR-92
09 ABR. 1992	14 ABR. 1993
14 ABR. 1993	14 ABR. 1994



ANEXO “B”

TG-AJA

AEROSERVICIOS AVE S.A.
HELICOPTER LOG

OWNER _____
REGISTRATION No. _____
MODEL _____
MFG'RS SERIAL _____

100 HR. INSP. DUE

HELIPTER
Division of Textron Inc.
P.O. BOX 432 - FORT WORTH, TEXAS 76101

25 HR. INSP. DUE

TAKEOFF HR. MIN.	LAND HR. MIN.	FLIGHT TIME BRGT.FWD HR. MIN.	NATURE OF FLIGHT AND LOCATION	REPAIRS, ADJUSTMENTS, PARTS REPLACED, REMARKS, SIGNATURE & LICENCE No.	SIGNATURE & LICENCE No.
			<p>TG-AJA S/N 4399 DATE: January 05, 2009 1. Se efectuó Inspección de 100 / 200hrs. anual (12 meses) L.A.W. Manual de Mantenimiento de Bell y Rolls Royce. 2. Se efectuó empaque de eje corto 3. se aplico ASB 206-07-115 Rev. B Power turbine RPM (N2) Steady state, se aplico parte II 4. Se aplico ASB 206-08-117 engine, fuel and control- Power turbine governor increased reliability N/A por P/N 5. Se aplico ASB 206-08-118 Misidentification collective lever N/A por P/N 6. Se aplico AD 2007-25-07 fin support siguiente inspección A/C.T.T. 2902.3 7. Se aplico AD 2008-14-03 Tail boom attachment N/A por P/N de fitting.</p> <p>Dani R. Medina Lic. DGAC # 1251</p>	<p>AEROCENTRO Haller Autorizado DGAC 1376-043-2007 A/C.T.T.: 2802.3 ENG. T.T.: 2802.3 HOBBS 2802.3</p>	
			<p>TG-AJA S/N 4399 DATE: January 05, 2009 1. Se efectuó remoción instalación de estárter generador por overhaul I.A.W. Manual Del fabricante. P/N 23032-022 S/N 1829 TSN UNK TSO 0.0</p> <p>Dani R. Medina Lic. DGAC # 1251</p>	<p>COMPENSACION DE BRUJULA A/C.T.T.: 2802.3 ENG. T.T.: 2802.3 HOBBS 2802.3</p>	
			<p>TG-AJA S/N 4399 DATE: January 05, 2009 1. Se efectuó remoción instalación de estárter generador por overhaul I.A.W. Manual Del fabricante. P/N 23032-022 S/N 1829 TSN UNK TSO 0.0</p> <p>Dani R. Medina Lic. DGAC # 1251</p>	<p>CERTIFICACION DE ELT A/C.T.T.: 2802.3 ENG. T.T.: 2802.3 HOBBS 2802.3</p>	

Aeromodelo 2917-3
2802.3
Proxima insp. SD = 2852
/ / 100 = 29102

AVIONICS DGAC/G-014
Av. Hincapié, Zona 13 Aeropuerto La Aurora Hangar D-5
Guatemala, C. A. Tel.: (502) 360-5984 Fax: (502) 361-6705

CERTIFICACION DE TRANSPONDER
sin 10047 Aeronave TG-AJA
Fecha: 12/01/2009 Renovación 12/01/2011

A. I. Nilsen
Lic. # 1850
Gerente Técnico

AVIONICS DGAC/G-014
Av. Hincapié, Zona 13 Aeropuerto La Aurora Hangar D-5
Guatemala, C. A. Tel.: (502) 360-5984 Fax: (502) 361-6705

COMPENSACION DE BRUJULA
sin 43374 Aeronave TG-AJA
Fecha: 12/01/2009 Renovación 12/01/2011

A. I. Nilsen
Lic. # 1850
Gerente Técnico

AVIONICS DGAC/G-014
Av. Hincapié, Zona 13 Aeropuerto La Aurora Hangar D-5
Guatemala, C. A. Tel.: (502) 360-5984 Fax: (502) 361-6705

CERTIFICACION DE ELT
sin 4502774 Aeronave TG ATA
Fecha: 12/01/2009 Renovación 12/01/2011

A. I. Nilsen
Lic. # 1850
Gerente Técnico

ANEXO “C”

TG-AJA

REGISTRATION: TG-AJA MODEL: 206B3 HOBBS: 2802.3 RING: 14-ENE-09
 MANUFACTURER: BELL SERIAL No: 4389 ENG. TT: 2802.3 ROLLS: 05/01/2009 2902.3
 YEAR MANUF: 1996 A/C TT: 2802.3 ENGINE CYCLES: 3383 HOBBS REA- DING DATE: 08/01/2009 100/200
 TYPE: NEXT ANNUAL INSPECTION: 04/01/2010

TIME: 9 COMPONENT & PARTS

AW CERT. 14-ENE-09
 OVER DUE

DATE: 08-ENE-09

DESCRIPTION	PART NUMBER	SERIAL No.	INSTALLATION DATA						PART ACTUAL READING				SCHEDULE			REMOVAL	
			A/C TT	CYCRIN	PART TSN	PART TSO	PART TSI	PART CYC/RIN	TIME	CYC	RIN	DAYS	UNITS	INTERVAL	HRS	TYPE	DUE
M/R BLADE	206-010-200-133	A-2704	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	5000	HR	RT	5000.0	
M/R BLADE	206-010-200-133	A-2705	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	5000	HR	RT	5000.0	
M/R HUB	206-011-100-157	HB 787	2402	N/A	2402.0	0.0	N/A	N/A	400.3			TSO	1200	HR	O/H	3602.0	
M/R YOKE	206-011-145-105	HB833	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	COND.	HR	IN	COND.	
M/R TRUNNION	206-011-113-103	A-7875	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	4800	HR	RT	4800.0	
M/R GRIP	206-011-132-113	HB 1587	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	4800	HR	RT	4800	
M/R GRIP	206-011-132-113	HB 1610	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	4800	HR	RT	4800	
PIN RETENTION	206-011-125-105	DI-29967	2402	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	400.3			TSN	1200	HR	RT	3602.0	
PIN RETENTION	206-011-125-105	DI-29730	2402	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	400.3			TSN	1200	HR	RT	3602.0	
BOLT RETENTION	206-011-280-103	DI-16752	2402	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	400.3			TSN	1200	HR	RT	3602.0	
BOLT RETENTION	206-011-280-103	DI-16746	2402	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	400.3			TSN	1200	HR	RT	3602.0	
FITTING RETENTION	206-011-150-105	HB 4091	2402	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	400.3			TSN	2400	HR	RT	4802.0	
FITTING RETENTION	206-011-150-105	HB 4092	2402	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	400.3			TSN	2400	HR	RT	4802.0	
FITTING STRAP	206-011-154-107	LP-45047	2402	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	400.3			TSN	1200	HR	RT	3602	
RETENTION STRAP	206-011-154-107	LP-45047	2909/2007	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	467			SN	730	DIAS	RT	28/09/2009	
RETENTION STRAP	206-011-154-107	LP-45025	2402	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	400.3			SN	730	DIAS	RT	3602	
RETENTION STRAP	206-011-154-107	LP-45025	2909/2007	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	467			SN	730	DIAS	RT	28/09/2009	
MAST ASSEMBLY	206-040-002-111	4399	1005.0	N/A	1005.0	0.0	NEW	N/A	1797.3			TSO	3000	HR	O/H	4005.0	
MAST ASSEMBLY	206-040-002-111	4399	2582.6	N/A	2582.6	0.0	NEW	N/A	1797.3			TSO	3000	HR	O/H	4005.0	
MAST ASSEMBLY	206-010-332-121	NFS-8375	1005.0	N/A	0.0	0.0	0.0	N/A	1797.3			TSO	3000	HR	O/H	4005.0	
MAST POLE	206-010-332-121	NFS-8375	0.0	N/A	0.0	0.0	0.0	N/A	1797.3			TSO	3000	HR	O/H	4005.0	
SWASHPLATE ASSY.	206-010-460-113	RE-21258	0.0	N/A	0.0	0.0	0.0	N/A	2802.3			TSO	4800	HR	O/H	4800.0	
IDLER LINK ASSY.	206-010-407-001	REFS-1697	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	4800	HR	RT	4800.0	
SUPPORT S.W. PLATE	206-010-462-113	RE-7479	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	4800	HR	RT	4800.0	
SLEEVE ASSY.	206-010-464-109	RE-6233	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	4800	HR	RT	4800.0	
COLLECTIVE LEVER	206-010-467-001	REFS-385	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	4800	HR	RT	4800.0	
COLLECTIVE TUBE	206-001-184-1	TYFS-4617	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	4800	HR	RT	4800.0	
HYD. SERVO ACTUAT	206-076-031-107	HR-7728	0.0	N/A	0.0	0.0	0.0	N/A	2802.3			TSO	3600	HR	O/H	3600.0	
HYD. SERVO ACTUAT	206-076-031-107	HR-7727	0.0	N/A	0.0	0.0	0.0	N/A	2802.3			TSO	3600	HR	O/H	3600.0	
HYD. SERVO ACTUAT	206-076-031-107	HR-7726	0.0	N/A	0.0	0.0	0.0	N/A	2802.3			TSO	3600	HR	O/H	3600.0	
HYD. PUMP	206-076-022-101	FEO-2835	0.0	N/A	0.0	0.0	0.0	N/A	2802.3			TSO	3600	HR	O/H	3600.0	
TRANSMISSION	206-040-002-115	A-342	1141.9	N/A	1141.9	0.0	0.0	N/A	1860.4			TSI	1500	HR	IN	4204.5	
TRANSMISSION	206-040-002-115	A-342	2704.6	N/A	1511.0	0.0	0.0	N/A	97.7			TSI	1500	HR	IN	4204.5	
FREEWHEELING ASSY.	206-040-270-117	A-1158	1511.0	N/A	1511.0	0.0	0.0	N/A	2802.3			TSI	3000	HR	IN	3011.0	
FREEWHEELING ASSY.	206-040-270-117	A-1158	1511.0	N/A	1511.0	0.0	0.0	N/A	2802.3			TSI	3000	HR	IN	3011.0	
CLUTCH ASSY.	CL-42250-1	FD-10989	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSO	3000	HR	O/H	3000.0	
T/R BLADE	206-016-201-131	CS-6804	2427.5	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	374.8			TSN	2500	HR	RT	4827.5	
T/R BLADE	206-016-201-131	CS-8775	2427.5	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	374.8			TSN	2500	HR	RT	4827.5	
T/R HUB ASSEMBLY	206-011-810-169	HB-719	2402.0	N/A	2402.0	0.0	0.0	N/A	400.3			TSN	2500	HR	O/H	4802.0	
T/R YOKE ASSEMBLY	206-011-819-109	HBFS-836	2003.7	0	2402.0	0.0	0.0	N/A	2802.3			TSN	5000	HR	RT	5000.0	
T/R GEAR BOX	206-040-402-003	A-FS 4079	2003.7	N/A	1886.7	0.0	0.0	N/A	798.6			TSO	6000	HR	O/H	8003.7	
T/R GEAR BOX	206-040-402-003	A-FS 4079	2003.7	N/A	1886.7	0.0	0.0	N/A	798.6			TSO	6000	HR	IN	5003.7	
T/R G. B. BRING DUPL.	206-040-410-101	MB 2971	0.0	N/A	0.0	NEW	N/A	N/A	2802.3			TSN	3000	HR	RT	3000.0	
STARTER-GEN.	23032-022	18229	2802.3	0	UNK	0.0	0.0	N/A	0.0			TSO	1000	HR	O	3802.3	
MAIN DRIVESHAFT	206-040-100-103	A-2052	2802.3	N/A	UNK	0.0	0.0	N/A	0.0			TSI	600	HR	IN	3402.3	
MAIN DRIVESHAFT	206-040-100-103	A-2052	05-ENE-09	N/A	UNK	0.0	0.0	N/A	0.0			TSI	365	DIAS	IN	5-1-10	

Handwritten: 2917.3
 2917.3
 2427.5

Handwritten: 115.0
 2917.3
 2427.5

Handwritten: 53035640
 @ Esby Villaverde
 @ bres saosa

Handwritten signature: Dani Medin
 Lic. DGAC No. 725

DESCRIPTION	PART NUMBER	SERIAL No.	INSTALLATION DATA						PART AC TUAL READING				SCHEDULE		REMOV. DATA		
			A/C TT	CYC/RIN	PART TSN	PART TSO	PART TSI	PART CYC/RIN	TIME	CYC	RIN	DAYS	UNIT	INTERVAL	UNITS	TYPE	DUE
ENGINE	250-20J	CAE-270768	0.0	0	0.0	0.0	N/A	7418	2802.3	3363		N/A	COND.	HR	O/H	COND.	
COMPRESSOR ASSY.	6890550	CAC-6890550	0.0	0	0.0	0.0	NEW	7972	5917.1			TSO	3500	HR	O/H	3500.0	697.7
COMP. IMPELLER	23058147	KR-95281	0.0	UNK	0.0	NEW	NEW	1611	2802.3			TSN	3550	HR	RT	3550.0	747.7
COMP. IMPELLER	23058147	KR-95291	0.0	UNK	0.0	NEW	NEW	0		3362.8		CSN	20000	CY	RT	20000	16637
ACC. GEAR BOX	23001923	CAG-27771	0.0	N/A	0.0	NEW	NEW	N/A	2802.3			N/A	COND.	HR	O/H	COND.	
TURBINE	23038241	CAT-26456	1914.4	UNK	1813.7	0.0	N/A	5001	887.9			TSO	3500.0	HR	O/H	5414.4	2612.1
1ST. STAGE WHEEL	23073853	X-528562	1914.4	UNK	0.0	NEW	N/A	0	887.9	1065		TSN	1775.0	HR	RT	3689.4	887.1
2ND. STAGE WHEEL	23073854	X-511137	1914.4	UNK	0.0	NEW	N/A	0	887.9			TSN	3000	CY	RT	3000	1935
3RD. STAGE WHEEL	23001967	HX-81535	0.0	UNK	0.0	NEW	N/A	0	2802.3			TSN	4550	HR	RT	4550.0	1747.7
4TH. STAGE WHEEL	6853279	HX-69484	0.0	UNK	0.0	NEW	N/A	0	2802.3	3363		CSN	6000	CY	RT	6000	2637
FUEL PUMP	6899253	T-110315	0.0	UNK	0.0	NEW	N/A	0				TSN	4550	HR	RT	4550.0	1747.7
FUEL CONTROL	23070606	325309	2277.5	UNK	UNK	440.7	N/A	N/A	2802.3			TSO	4000	HR	O/H	4000.0	1197.7
FUEL NOZZLE	23077088	AG-31556	2013.6	UNK	UNK	0.0	0.0	N/A	788.7			TSO	2500	HR	O/H	4936.8	1534.5
BLEED VALVE	23053176	FF-22852	1914.4	UNK	UNK	440.7	N/A	N/A	1328.6			TSO	1500	HR	O/H	2973.7	171.4
M/MR GOVERNOR	23065121	BR-40574	2600.0	UNK	UNK	0.0	0.0	N/A	202.3			TSO	2000	HR	O/H	4600.0	1797.7



Dani Medina
Lic. DGAC No. 1251
Guatemala, C.A.

ANEXO “D”

TG-AJA

**DEPARTMENT OF TRANSPORTATION
FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION**

**H2SW
REVISION 44
BELL**

206
206A
206A-1(OH-58A)
206B
206B-1
206L
206L-1
206L-3
206L-4
407

January 15, 2009

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; 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 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
Rev. No.	44	41	43	43	43	38	43	44	44	41	39	43	44	44	39	40	43	43	43	44

III - Model 206A-1 (OH-58A) 4 PCLH (Normal Category), Approved May 6, 1969

(See note 12 for Conversion of Military Model OH-58A to Model 206A-1)

(See note 15 regarding Canadian Military Model COH-58A)

(See note 16 regarding surplused Military Model OH-58A)

Engine Rolls-Royce (Allison) Model 250-C10D (See Note 14 and 34) Engine Type Certificate E4CE

Fuel ASTM D1655 Jet B (See Note 8)

Engine limits	Torque <u>Pressure</u>	Output <u>Shaft Speed</u>	Turbine <u>Temp.</u>	Gas Gen. <u>Speed</u>
Takeoff (5 Min)	92 psi (317 HP)	103% (6,180 rpm)	738°C (1360°F)	104% (53,164 rpm)
Max. Continuous	79 psi (270 HP)	103% (6,180 rpm)	693°C (1,280°F)	104% (53,164 rpm)

(See Rotorcraft Flight Manual for transient limits)

NOTE: Powerplant cooling has been demonstrated to be adequate for the following ambient temperature schedule: 125°F at sea level, decreasing at a lapse rate of 3.6°F per 1000 feet to 89°F at the maximum operating altitude of 10,000 feet.

Rotor limits	<u>Power Off</u>	<u>Power On</u>
	Maximum 390 rpm (Dual Tach Reading 110%) Minimum 330 rpm (Dual Tach Reading 93%)	Maximum 394 rpm (Dual Tach Reading 100%, N ₂ 103%) Minimum 347 rpm (Dual Tach Reading 98%, N ₂ 101%) (See Rotorcraft Flight Manual for transient limits.)
Airspeed limits	Never exceed 120 knots CAS Decrease V _{NE} 3.5 knots/1000 ft. above 3000 ft.	
C.G. Range	Straight line variation between points given. (a) Longitudinal C.G. Limits (+106) to (+112.1) at 3,000 lbs (+105.2) to (+114.2) at 2,500 lbs (+105.2) to (+114.2) at 1,800 lbs (b) Lateral C.G. Limits 2.6 inches right 2.4 inches left	
Empty weight C.G. range	Refer to Section 1 of the appropriate Model Maintenance Manual.	
Maximum weight	3,000 lbs.	
Minimum crew	1 at (+65.0)	
Passengers	1 at (+65.0) and 2 at (+104.0)	
Maximum cargo	1,200 lbs maximum. See Rotorcraft Flight Manual for loading schedule.	

IV - Model 206B (cont'd)

C.G. Range (cont'd)	(b)	Lateral C.G. Limits 2.3 inches left to 3.0 inches right at longitudinal C.G. 106.0 3.0 inches left to 4.0 inches right at longitudinal C.G. 108.0 to 114.2 Straight line variation between points given.
Empty Weight C.G. range		Refer to Section 1 of the appropriate Model Maintenance Manual.
Maximum weight		3,200 (See note 11 for external cargo configuration information)
Minimum crew		1 at (+65.0)
Passengers		1 at (+65.0), 3 at (+104.0)
Maximum cargo		1,200 lbs maximum. See Rotorcraft Flight Manual for loading schedule.
Fuel capacity		76 gallons (+116.0); unusable fuel 6.7 lbs. at (+120.0) S/N 3567 and subsequent 91 gallons usable (+118); unusable 6.7 lbs. (+120.0)
Oil capacity		5.5 quarts (+179.0); usable oil, 2 quarts (included in capacity); undrainable oil, 1.0 lbs. (+167).
Rotor blade and Control Movements.		For rigging information refer to the 206B Maintenance Manual.
Serial Nos. eligible		661, 671, 716 and up except 898, 1054, 1318, 2211, 2520, 2529, 2536, 2538, 2542, 2581, 2585, 2589, 2599, 2601, 2605, 3124, 3523, 3798, 4129, 4500

V - Model 206B-1 5 PCLH (Normal Category), Approved November 10, 1971

Serial Nos. eligible No eligible serial numbers exist.

VI - Model 206L 7 PCLH (Normal Category), Approved September 22, 1975

Engine	Rolls-Royce (Allison) Model 250-C20B or 250-C20J with Bendix P/N DP-N1 or DP-N2 Fuel Control. 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 mixtures and fuel temperature limitations. (See Note 8.)			
Engine limits	Torque <u>Pressure</u>	Output <u>Shaft Speed</u>	Turbine <u>Temp.</u>	Gas Gen. <u>Speed</u>
Takeoff (5 min.)	100% (101 psi) 420 shp	100% (6,016 rpm)	810°C (1490°F)	105% (53,519 rpm)
Max. Continuous	88% (89 psi) 370 shp	100% (6,016 rpm)	738°C (1360°F)	105% (53,519 rpm)

(See Rotorcraft Flight Manual for transient limits)

VII - Model 206L-1 7 PCLH (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; 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 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 FTx1000	OAT° C											
		0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	
		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 Blade Tip} 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.

VIII - Model 206L-3 (cont'd)

Airspeed limits	Basic VNE is 130 KIAS sea level to 3,000 feet density altitude. Decrease VNE for ambient conditions in accordance with Airspeed Limitation Placard in the FAA approved Rotorcraft Flight Manual, dated December 9, 1981.
C.G. range	(a) Longitudinal C.G. Limits. (See Note 19.) (Internal Loading) Forward Limit (+118) up to 2,800 lbs. changing linearly to (+119.1) at 4,150 lbs. Aft Limit (+128.5) up to 2,900 lbs. changing linearly to (+126.85) at 4,150 lbs. (External Loading) Forward Limit (+118) up to 2,800 lbs. changing linearly to (+119.2) at 4,250 lbs. Aft Limit (+128.5) up to 2,900 lbs. changing linearly to (+126.7) at 4,250 lbs. (b) Lateral C.G. Limits Left 4.0 inches Right 3.5 inches
Empty weight C.G. range	Refer to Section 8 of the appropriate Model Maintenance Manual.
Maximum Weight	4,150 lbs (Internal Loading) 4,250 lbs (External Loading) 4450 lbs (Internal Loading) See Note 40 4550 lbs (External Loading) See Note 40
Minimum Crew	1 at (+65.0)
Passengers	1 at (+65.0), 2 at (+91.0), and 3 at (+129.0)
Maximum Cargo	See Rotorcraft Flight Manual for loading schedule
Fuel Capacity	110.7 gallons (+131.7); unusable fuel, 1 gallon at (+94)
Oil Capacity	5.5 quarts (+205.0); usable oil, 2 quarts (included in capacity); undrainable oil, 1.6 lbs (+192)
Rotor blade and Control Movement	For rigging information refer to the 206L-3 Maintenance Manual.
Serial Nos. eligible	51001 thru 51612 except 51272, 51442

IX - MODEL 206L-4 7PCLH (Normal Category). Approved October 2, 1992

Engine	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; 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	Torque <u>Pressure</u>	Output <u>Shaft Speed</u>	Turbine <u>Out Temp</u>	Gas Gen. <u>Speed</u>
Takeoff (5 min)	100%(71.4 psi) 495 shp	101% (6,076 rpm)	768°C (1,414°F)	105% (53,550 rpm)

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

Engine Allison Model 250-C47B with Chandler Evans EC-135 (FADEC) Fuel Control System.

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

Engine Limits	Torque <u>Pressure</u>	Output <u>Shaft Speed</u>	Turbine <u>Out Temp</u>	Gas Gen. <u>Speed</u>
Takeoff (5 min)	100%(91.4 psi) 674 shp	100% (6,317 rpm)	779°C (1,434°F)	105% (53,550 rpm)
Maximum Continuous	93.5%(85.5 psi) 630 shp	100% (6,317 rpm)	727°C (1,341°F)	105% (53,550 rpm)

(See 407 Rotorcraft Flight Manual for Transient Limits)

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

Airspeed limits Basic VNE is 130 KIAS sea level to 3,000 feet density altitude. Decrease VNE for ambient conditions and internal loading in accordance with Airspeed Limitation Placard in the 407 Rotorcraft Flight Manual. Also see the 407 Rotorcraft Flight Manual for VNE limits associated with peculiar operating conditions.

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

Certification Basis
(cont'd)

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

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

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

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

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

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

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

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

206L-3

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

Certification Basis (d) (cont'd)	-FAR27.952 -FAR27.952 -FAR27.965(c)(1) and (2) -FAR27.1305(p)	Forward Fuel Tank Drop Test Aft Fuel Tank Drop Test Fuel Tank Pressure Test Engine Anti-Ice Annunciation
Equipment	<p>The basic required equipment as prescribed in the applicable airworthiness regulations (see certification basis) must be installed in the helicopter for certification.</p> <p>In addition, the following items of equipment are required:</p> <p>(a) Engine Out Warning System all models.</p> <p>(b) Outside air temperature gage for Models 206A, 206A-1, 206B, 206L, 206L-1, 206L-3, 206L-4, and 407.</p> <p>(c) FAA approved Helicopter Flight Manual.</p> <p>(1) a. Model 206A dated October 20, 1966, reissued May 15, 1970. b. Model 206A (Serial No. 503 only) dated October 20, 1966, reissued August 19, 1968, for 2900 lbs gross weight. c. Model 206A dated April 2, 1971, for 205-C20 Engine.</p> <p>(2) Model 206B, dated July 30, 1971, reissued December 20, 1972. Model 206B, Serial No. 2212 (See Note 21), dated July 1, 1977. Model 206B, Serial No. 5101 through 5400 (See note 31), TH-67 Configuration Fuel System and Torque Indicator (BHT-206B3-FMS-33), dated 5 October, 1993.</p> <p>(3) Model 206L, dated September 22, 1975.</p> <p>(4) Model 206L-1, dated May 17, 1978.</p> <p>(5) Model 206L-3, dated December 9, 1981.</p> <p>(6) Model 206L-4, dated October 2, 1992.</p> <p>(7) Model 407, dated February 9, 1996.</p>	
Production Basis	None for 206. Production Certificate No. 100 for Models 206A, 206A-1, 206B, 206B-1, 206L, 206L-1, 206L-3, 206L-4 and 407. (See Note 29 and Note 32 for helicopters produced by Bell Helicopter Textron Canada Limited)	
NOTE 1.	Current weight and balance report including list of required equipment and list of equipment included in certificated empty weight, and loading instructions when necessary must be provided for each helicopter at the time of original certification. The certificate empty weight and corresponding C.G. locations must include undrainable oil and unusable fuel for the appropriate model.	
NOTE 2.	<p>The following placard must be displayed in front of and in clear view of the pilot: "THIS HELICOPTER MUST BE OPERATED IN COMPLIANCE WITH OPERATING LIMITATIONS SPECIFIED IN THE APPROVED HELICOPTER FLIGHT MANUAL."</p> <p>All placards required in the approval flight manual must be installed in the appropriate locations.</p>	
NOTE 3.	The retirement times of critical parts are listed in the following table. These limitations may not be changed without FAA engineering approval.	
<p><u>MODEL 206, 206A-1 AND 206B-1</u> For a list of Critical Parts contact; Manager, Rotorcraft Directorate; Department of Transportation; Federal Aviation Administration Fort Worth, Texas 76193-0100</p> <p><u>MODEL 206A and 206B</u> (Refer to FAA approved Chapter 4 of the Maintenance Manual, BHT - 206A/B-MM-1, for airworthiness lives of components applicable to the 206A and 206B)</p> <p><u>MODEL 206L</u> (Refer to FAA approved Chapter 4 of the Maintenance Manual, BHT-206L-MM-1, for airworthiness lives of components applicable to 206L)</p>		

- NOTE 10. The engine air induction systems on the Models 206A, 206B, 206L, 206L-1, and 206L-3 have been substantiated for icing characteristics as necessary to demonstrate that ice accumulation on the engine air inlet will not adversely affect engine operation or cause a serious loss of power when the helicopter is operated in icing conditions within the capability of the remainder of the helicopter to operate under such conditions.
- NOTE 11. Models 206A and 206B helicopters that have external cargo hooks installed per Service Instructions No. 206-4 (revised July 1, 1968, or later) or No. 206-17 meet the structural and design requirements of the certification basis, provided the weight in excess of the normal category gross weight is not imposed on the landing gear, when operated at 3,350 pounds gross weight in accordance with the limits of the 206A FAA approved Helicopter Flight Manual Supplement dated May 3, 1967, as reissued August 19, 1968, or the 206B FAA approved Helicopter Flight Manual Supplement dated July 30, 1971, reissued December 20, 1972, as appropriate. The retirement times listed in Note 3 are not changed.
- NOTE 12. Prior to civil certification, the military Model OH-58A must be modified in accordance with approved data. Information regarding modification to the Model 206A-1 configuration is contained in Type certification No. H2SW Type Design Data. In addition, all historical records of the aircraft must be available and conformity to the FAA approved 206A-1 type design data must be shown.
- NOTE 13. Allison Model 250-C18B engine is required with Water-Alcohol Power Augmentation Kit P/N 206-706-400-1 for improved performance shown in Rotorcraft Flight Manual Supplement dated November 26, 1969, reissued May 15, 1970. The 250-C18D engine is also eligible without water alcohol power augmentation at limitations and performance shown for the 250-C18 engine.
- NOTE 14. Engine must be modified in accordance with Airworthiness Directives 69-18-4.
- NOTE 15. Canadian Military Model COH-58A serial numbers 44001 and up are not eligible for Federal Aviation Administration type certification in any category.
- NOTE 16. Military Model OH-58A surplused from other than an Armed Force of the United States is not eligible for Federal Aviation Administration type certification in any category.
- NOTE 17. Models 206A and 206B helicopters that have an external cargo hook installed per Service Instruction No. 206-94 meet the structural and design requirements of the certification basis, provided the weight in excess of the normal category gross weight is not imposed on the landing gear, when operated to 3,350 pounds gross weight in accordance with the limits of 206A FAA-approved Helicopter Flight Manual Supplement dated June 16, 1972, as reissued December 20, 1972. The retirement times listed in Note 3 are not changed.
- NOTE 18. Model 206A helicopters may be converted to Model 206B helicopters in accordance with Bell Helicopter Company Service Instruction No. 206-80, dated May 11, 1971, or later revision.
- NOTE 19. Installed battery capacity must be at least 13 ampere hours for the 206L and 17 ampere hours for the 206L-1, 206L-3, 206L-4, and 407 to insure fuel transfer pump operation and c.g. control after electrical system failure. A special emergency circuit for fuel transfer pump operation is provided.
- NOTE 20. Bendix P/N DP-N1 or DP-N2 is eligible on Model 206B helicopters - See Allison 250 Installation Bulletin No. 1004.
- NOTE 21. Model 206B, Serial No. 2212 and subsequent
- | | |
|------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| Engine | Allison Model 250-C20B with Bendix P/N DP-N2 Fuel Control |
| Alternate Fuel Control | CECO Mod. MC-40, Control P/N 104900A3-2, Governor P/N 6851468E |
| Alternate Engine | Allison Model 250-C20J with Bendix P/N DP-N2 and Bendix power turbine governor AL-AAI |

NOTE 28. Bell Helicopter Textron Service Instruction Number 206-2039 provides for an increased takeoff power rating up to 456 HP. Special maintenance procedures are required with use of this rating. See Service Instruction Number 206-2039. Not applicable to 206L-1 or 206L-4.

NOTE 29. Model 206B S/N 3959 and subsequent except 4048, Model 206L-3 S/N 51215 and subsequent and Model 206L-4 S/N 52001 and subsequent are manufactured by Bell Helicopter Textron Canada Limited under the Canadian Department of Transportation, Manufacturers Approval No. 1-86. S/N 4048 was produced under FAA Production Certificate No. 100 by Bell Helicopter Textron Inc., Fort Worth, Texas.

Import Requirements:

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

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

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

NOTE 30. The Allison engine Model 250-C20JN is the 250-C20J engine with an auxiliary gear pad. The 250-C20J may be modified into 250-C20JN with Allison kit P/N 6896857. See Allison Installation Bulletin No. 1012 Rev 3.

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

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

Passengers: None

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

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

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

Import Requirements:

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

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

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

ANEXO "E"

TG-AJA



GT-2784AT

INSPECTION - MAINTENANCE - OVERHAUL RECORD ENGINE ASSEMBLY

Part IV
Page No. _____

Engine Serial Number CAE- 270768 Engine Model 250- C20J

Date	Engine Time		Remarks	Signature and Certificate No.	Organization
	Since OH	Total			
12-19-95	NEW	0.0	FUEL SYSTEM PRESERVED WITH MIL-0-6081 OIL.	<i>[Signature]</i>	ALLISON
01-10-96	NEW	0.0	FUEL SYSTEM DEPRESERVED	<i>[Signature]</i>	BHTC CO APPRI-86
12-22-95	NEW	0.0	ACCUMULATOR KIT	<i>[Signature]</i>	BHTC CO APPRI-86
01-12-96	NEW	0.0	VENT ORIFICE REPLACED BY A - 5	<i>[Signature]</i>	BHTC CO APPRI-86
4-9-96	USED	49.6	REPAIR AND OIL SEPARATOR & DRIVE BEAR PER ALLISON		
			LEADER J225X-REN-0396, DATED MARCH 1, 1996 OIL ENDORSED		
			ASSEMBLY #10332323, S/N 10332323		
			ALL UNDER PERFORMED ISAO		
			PERD MANUT. MAINTEN. DEF.		
			W/D # AG 0020	<i>[Signature]</i>	YARR 4911

0003-01-42 TEL
ACCIDENTE OCURRIDO
TGA-AJA
LIBRO DE MOTOR



F-2785AT

ASSEMBLY RECORD ENGINE ASSEMBLY

with res
ber:EA
14
at unles
nce with
staller
stitute au
ness au
assembl
intenan

Part V
Page No. _____

Engine Serial Number CAE- 270768 Engine Model 250- C20J

Nomenclature	Part Number	Serial Number	INSTALLED		REMOVED		Reason
			Date	TT TSO	Date	TT TSO	
GEARBOX	23001923	CAG-27771	12-19-95	0.0 NEW	✓		
COMPRESSOR	6890550	CAG-42894	"	0.0 NEW	✓		
TURBINE	23038241	CAT-26456	"	0.0 NEW	✓	1813.7 TSO	oil
TURBINE	10898735	CAT-22806	02/13/04	1702.5 TT 1914.4	✓	1837.0 TSO 2168 cycles 1914.4	Rest.
TURBINE	23038241	CAT-26456	10-6-05	1914.4 TSO	✓		

LIBRO DE MOTOR
TG-AJA
ACCIDENTE OCURRIDO
EL 27-10-2009

ANEXO “F”

TG-AJA

ANEXO "G"

TG-AJA



Rolls-Royce

Rolls-Royce Corporation
P.O. Box 420
Indianapolis, Indiana
46206-0420 USA
Tel: 317-230-5690

8 April, 2010

Subject: Preliminary Investigation Report of Findings of Engine M250-C20J serial number CAE 270768, examined 7 April 2010 at hangar in Guatemala City Airport.

Background: The subject engine was installed in a Bell 206B3 Helicopter which impacted the ground in a sugar cane field on 27 October 2009 in the southern region of Guatemala. The pilot was the sole occupant of the aircraft and reported a loss of engine RPM preceding the event. The Guatemalan DGAC requested investigative support from Rolls-Royce and Bell Helicopter, who performed a cursory visual inspection of the engine and aircraft on 7 April 2010.

Summary: The only engine anomaly observed which was considered possibly contributory to the event was a fractured pneumatic control line. Specifically, the Pc air line, which supplies pressurized air to the engine Fuel Control Unit, was fractured at the Fuel Control Unit end where the straight line transitions to a 37° flare. Once the flared portion fractured, the air line sprung ~2mm away from the Fuel Control Unit fitting, allowing an air leak. Since this pressurized air is used to control the engine RPM and power level, an air leak in the Pc line can cause a reduction in engine power and RPM. The amount of power reduction and RPM loss will correlate to the amount of air leakage. However, the author was unable to determine the amount of air leakage on the accident engine.

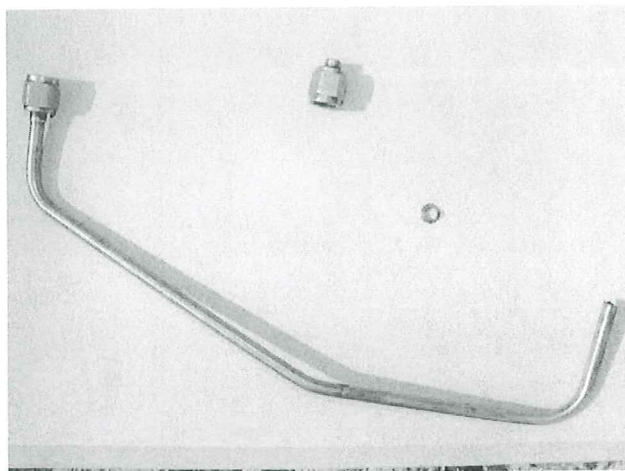
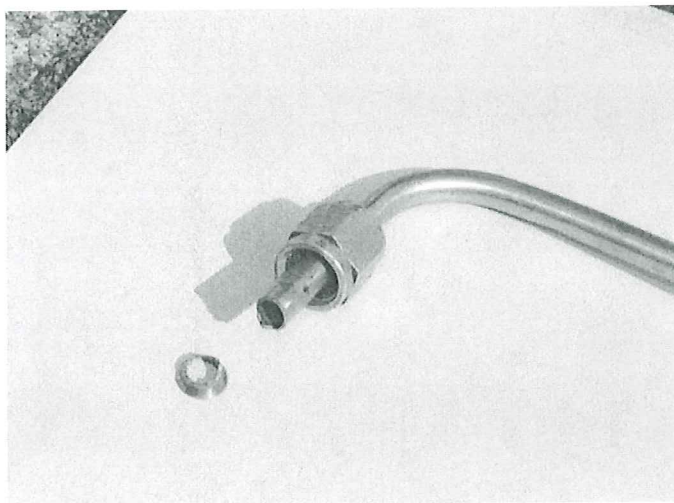
Engine Examination

General: The engine was installed in the event aircraft and a cursory visual examination was performed. All of the engine mounts were secure and the engine control inputs (throttle and governor levers) remained connected to the engine. No impact damage was noted to the engine. The engine oil reservoir (airframe supplied) was full of oil which was normal in appearance. The aircraft had an oil scavenge filter installed which was not inspected, however the pending bypass indicator was not extended. The airframe fuel filter was not inspected.

Controls: The Fuel Control Unit throttle linkage was continuous to the cockpit throttle control and was rigged correctly for shut off, ground idle, and fly positions. The power turbine governor linkage was not continuous to the cockpit collective. The linkage was fractured near the top of the fuselage and the fracture was consistent with damage incurred during impact. No external damage was noted to the Power Turbine Governor, Fuel Pump, Fuel Control Unit, Bleed Valve, or Accumulator. All of the fuel, air, and oil line connectors were at least finger tight. However, the Pc air line which connects the Power Turbine Governor to the Fuel Control Unit was not secure when checked by the author. The b-nut connector was securely fastened to the Fuel Control Unit fitting, but the line moved in and out of the fitting. A closer examination of this line indicated the air tube was fractured at a location under the b-nut fitting, where the straight line transitions to a 37° flare. The line was also missing the specified clamp which supports the air tube by joining it to the engine horizontal fireshield. The line and Fuel Control Unit fitting were removed for future metallurgical examination.

Rolls-Royce Corporation
P.O. Box 420
Indianapolis, Indiana
46206-0420 USA

Figures 1 and 2 document the fractured line and figures 3 and 4 document the lack of proper clamping.



Figures 1 and 2. Fractured Pc line

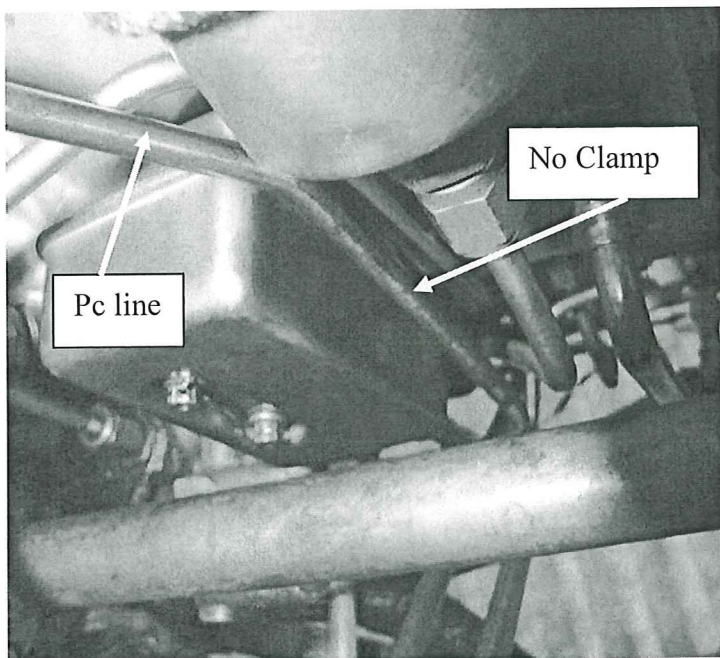


Figure 3. Pc line as installed (without proper clamp)

Rolls-Royce Corporation
P.O. Box 420
Indianapolis, Indiana
46206-0420 USA

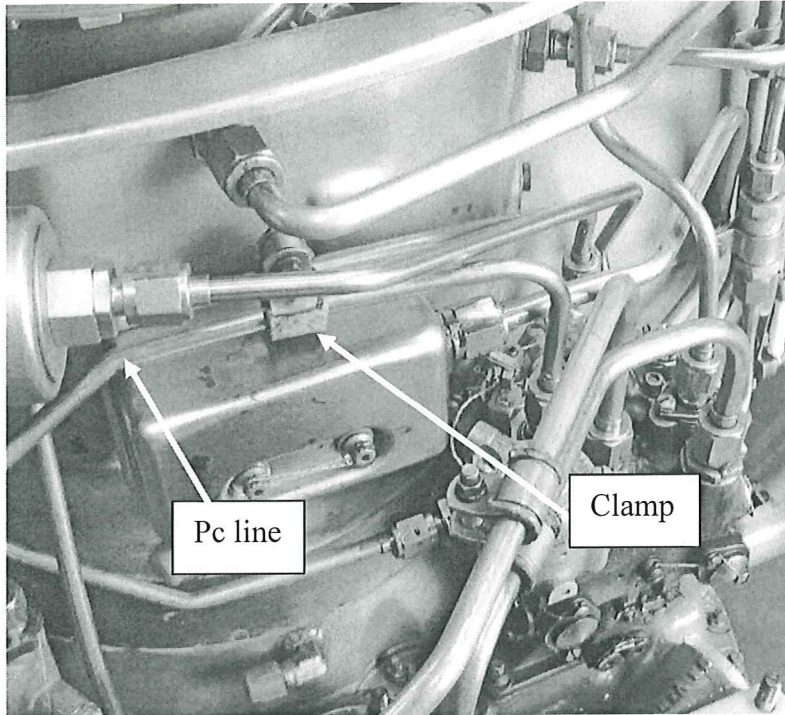


Figure 4. Installation of Pc line with correct clamp on representative engine.

Turbine/Compressor/Gearbox: No external damage was noted to any module of the engine. No indication of FOD was noted on the compressor inlet and first stage wheel. The N1 drive system rotated free and was continuous from the compressor to the starter/generator output pad. The N2 drive system was free and continuous from the 4th stage turbine wheel to the main rotor head. Both the upper and lower magnetic chip detectors were inspected and found free of any debris. An appropriate amount of oil drained from the gearbox when the lower chip detector plug was removed. The fuel nozzle was clean with no carbon accumulation. An appropriate amount of fuel drained from the fuel line from the Fuel Control Unit to the check valve and from the check valve to the fuel nozzle.

Engine Records and Maintenance:

A cursory review of the logbooks revealed two discrepancies.

- 1) The engine logbook reflects a fuel pump serial number of T110315, however the author observed a serial number of 2811.
- 2) The engine logbook reflects a bleed valve serial number of FF22852, whereas the author observed a serial number of FF22554

The logbook indicates the turbine was removed to replace the 1st and 2nd stage turbine wheels at a time of 1813.7 hrs which is over the wheel certified life limit of 1775hrs.

Torque indication marks were not observed on the external lines and several fasteners were not lockwired, to include the fuel nozzle.

Rolls-Royce Corporation
P.O. Box 420
Indianapolis, Indiana
46206-0420 USA

Component	Serial Number	Part Number	TSO(hrs)	TSN (hrs)
Engine M250-C20J	CAE270768	6899400		2917.3
Gearbox	CAG27771	23001923	TSN	2917.3
Compressor	CAC42894*	6890550*	TSN	2917.3
Turbine	CAT26456	23038241	1002.9	2816.6
FCU	325309	23070606	unk	unk
PTG	BR40574	23065121	unk	unk
Fuel Pump	2811	6899253	unk	unk
Fuel Nozzle	AG31556	23077068	unk	unk
Bleed Valve	FF22554	23053176	unk	unk

(note-all part and serial numbers recorded from data plates except items marked with an *, which were unobservable and recorded from the logbooks)



Jon-Adam Michael
Air Safety Investigator
Rolls-Royce Corporation
(317)-230-5690
(317)-294-1991

ANEXO "H"

TG-AJA



A Textron Company

Flight Safety Office
Engineering

Post Office Box 482
Fort Worth, TX, 76101
(817) 280-2676

April 8, 2010

DRAFT
PRELIMINARY FIELD OBSERVATIONS
206B-3 s/n 4399, TG-AJA
DOA: 27 OCTOBER 2009

Background:

Under the direction of representatives of the Guatemalan DGCA this Investigator participated as the Advisor to the Canadian Transportation Safety Board Accredited Representative in the examination of the wreckage of a Bell 206B-3 in a hanger at La Aurora Airport, in Guatemala City, Guatemala. Also present was a Rolls-Royce Representative.

Reported History of Flight:

The aircraft is said to have departed from Pantaleon at about 610 AM on 27 October 2009 flying to La Gomera with 2 persons on board. After a shut down the aircraft reportedly departed with only the pilot and crashed on a northerly heading in a sugarcane field a short time later. At about 800 am local time. Representatives of the DGCA report arriving at the mishap scene at 4:13 pm to document the mishap.

FACTUAL OBSERVATIONS:

Overall airframe damage as observed 7 April 2010. The airframe was sitting on its belly on tires with its right side in close proximity to a hanger wall. The cross tubes were rotated 90 degrees aft in the saddles with the skids broken off on both sides of the saddles. The main rotor blades, seats, doors, skid pieces and the tail boom were removed and stacked in another room. Another airframe was in close proximity to the left side of the airframe making photographic documentation difficult. It was not possible to examine damage to the bottom of the main cabin as no means of lifting was available.

Instruments:

The TOT gauge was missing. Reportedly it was also not observed at the mishap scene by the DGCA Investigators. The aircraft was equipped with a TOT overtemp test switch. No battery was present.

Flight Control Continuity:

Continuity was checked. Apart from impact related discontinuities and disassembly subsequent to the mishap it appeared that the main and tail rotor controls would have been operational prior to impact. All observed separations appeared to be overload in nature. The throttle control worked appropriately and was connected to the fuel control quadrant. Collective/cyclic correlation was appropriate.

Drive Train Continuity:

Continuity was checked. Apart from impact related discontinuities and disassembly subsequent to the mishap it appeared that the main and tail rotor drive trains would have been operational prior to impact. Evidence of rotation was observed through out the main and tail rotor drive trains. An observed tail rotor drive separation appeared to be torsion overload in nature. The main and tail rotor gear boxes rotated freely.

Main Rotor Blades:

The main Rotor blades exhibited minimal rotational damage. Several dents were observed on the lower surface of one blade.

Tail Rotor Blades:

The tail rotor blades exhibited some leading edge damage and bending consistent with lower than nominal rotational contact. There was dirt on the leading edges.

Main Transmission Pylon movement:

The main transmission pylons rotated forward and to the right sufficiently for the rotating push pull tubes to contact the transmission cowling on the right side while rotating. Due to the pylon displacement the Transmission RPM torque generator contacted the left transmission A frame and was damaged as were hydraulic and flight control linkages in the same area.

Seats and seat Belts:

The seats were not available for examination.

Respectfully submitted subject to later amplification and revision.

David C. Dosker
Air Safety Investigator Specialist

ANEXO "I"

TG-AJA

ALERT COMMERCIAL SERVICE LETTER



Rolls-Royce®

MAINTENANCE WARNING - EXTERNAL LINES

1. Background

Rolls-Royce continues to be involved in investigations of aircraft accidents and incidents which are attributed to improper alignment, clamping, and torquing of engine tubing during installation. Instances of twisted lines, kinked lines and split flares have resulted from installation practices contrary to those specified in the Operation and Maintenance Manual. Compliance with the manual procedures is critical to safety of flight. In most cases, the failure of the tube assemblies can be traced to one or any combination of the following causes:

- A. Bent tubes which induce misalignment at the flare and result in cracked flares or fretting of the tube at the end of the ferrule.
- B. Tube to fitting misalignment caused by poorly aligned fittings, which result in cracked flares or fretting of the tube at the end of the ferrule.
- C. Clamps of the improper size that cause fretting wear and failure at the clamp due to stress concentration at the wear step.
- D. Incorrect clamps with cushion material that causes corrosion and eventual stress corrosion failure of the tube.
- E. Installation of chafe wrapping to correct a loose clamp. This chafe wrapping then causes corrosion and eventual stress corrosion failure of the tube.
- F. Incorrect clamp locations that do not properly dampen tube vibrations. The vibrations then lead to fatigue failure of the tube.
- G. Unauthorized clamping of other hardware to the engine tube assemblies, which induce vibratory stress that results in the tube failure.
- H. Failure to properly torque tube coupling nuts can cause leakage if under torqued, which can result in fuel or oil leaks or engine power loss. Overtorqued B-nuts result in deformed and cracked flares.

Example 1

The tube assembly P/N 6890581 failed forcing the aircraft to make a hard landing. Photographs were taken of the tube assembly and are depicted in Figures 1-3. The following discrepancies were noted during the examination of the tube:

- A. The tube is bent in an area that is not a principal bend, a region that should be straight. See Figure 1.
- B. Severe fretting was found under the ferrule sleeve caused by misalignment of the tube to fitting joint. See Figure 2.
- C. The flared tube was found cracked 270° circumferentially in the area of ferrule fretting. The crack and fretting were likely caused by misalignment of the tube to fitting joint. See Figure 3.

November 15, 1990
Revision 1
February 5, 2007

250-C18 Series	CSL A-169
250-C20 Series	CSL A-1166
250-C28 Series	CSL A-2113
250-C30 Series	CSL A-3117
250-C20R Series	CSL A-4036
250-B15G	TP CSL A-101
250-B17 Series	TP CSL A-1121
250-B17F Series	TP CSL A-2019

Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy

Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy

ALERT

Rolls-Royce

COMMERCIAL SERVICE LETTER

Example 2

P/N 23033896 tube assembly was removed from a Model C20R Series engine. Photographs were taken of the deformations in the tube assembly and are indicated in Figure 4. The following discrepancies were noted during the examination of the tube assembly:

- A. The deformations were caused by attempting to use Model C20R Series single engine designated clamping on a multilengine configuration tube.
- B. The previously mentioned clamp hid the large dent. Only removal of the tube assembly allowed discovery of the extent of damage to the tube.

2. Recommendations

In the interest of flight safety, Rolls-Royce recommends the following maintenance practices when handling any pneumatic control system, lubrication system, or fuel system tube assemblies on the Model 250 engine.

- A. Use only genuine Rolls-Royce tube assemblies of the correct part number.
- B. Consult the appropriate engine Operation and Maintenance Manual for tube to fitting alignment procedures, correct torque values, and installation/tightening recommendations.
- C. Always use a torque reaction wrench when tightening tube assembly B-nuts.
- D. Tube assemblies must fit and be aligned with the mating flare tube fittings to the degree that at both ends of the assembly, the flares shall be uniformly seated in a free state on the cones of the mating fittings. The fitting shall be without distortions or stretching of the tube assembly, and to the degree that the nuts can be fully engaged up to the final one-half turn with light finger pressure. See Figures 5 and 6.
- E. In the event that a tube does not align with the mating fittings, re-position the mating fittings to the degree that proper alignment may be attached. Final tightening of these fitting lock nuts must be accomplished before the tube assembly is torqued.

CAUTION: THE PRACTICE OF TIGHTENING FITTING LOCK NUTS WITH TUBE ASSEMBLIES INSTALLED CAN RESULT IN DAMAGE TO THE TUBE, WITH POSSIBLE FAILURE OF THE TUBE AND ENGINE.

- F. If proper alignment cannot be attained by re-positioning the mating flare tube fittings, bend the tube to provide alignment in the free state as specified. Accomplish all bending with the tube removed from the engine. Adjustment of the fit may be accomplished by bending by hand at principal bends.

WARNING: TO PREVENT FLATTENING OF TUBE AT THE BEND RADIUS, EXTREME CAUTION MUST BE OBSERVED WHILE HAND BENDING PREVIOUSLY FORMED TUBES.

- G. In the event that the tube cannot be bent by hand, the tube must be clamped in a fixture or device which will not scratch, indent, crimp or mark the surface of the tube during the bending operation. The flattened effect of the cross section of the tube, as a result of the reforming operation, must not exceed fifteen percent of the tube OD.
- H. When proper free-state alignment is attained, complete the tubing installation by simultaneously securing the coupling nuts.

November 15, 1990
Revision 1
February 5, 2007

250-C18 Series	CSL A-169
250-C20 Series	CSL A-1166
250-C28 Series	CSL A-2113
250-C30 Series	CSL A-3117
250-C20R Series	CSL A-4036
250-B15G	TP CSL A-101
250-B17 Series	TP CSL A-1121
250-B17F Series	TP CSL A-2019

Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy

Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy

EXPORT CONTROLLED

ALERT

Rolls-Royce
COMMERCIAL SERVICE LETTER

- I. After properly torquing the B-nut, a slippage mark of a contrasting color shall be applied by a continuous stripe approximately 0.0625 inch (1.588 mm) wide, minimum, that extends down the side of the B-nut and onto the fitting.
- J. The B-nuts shall be inspected for indications of slippage at regular 100 hour maintenance intervals.
- K. Old slippage marks (torque paint) must be completely removed and renewed each time the B-nut is retorqued. Reference applicable Operations and Maintenance Manual for proper removal procedures and slippage mark remover solvent.
- L. Clamp the tube assemblies as shown in the appropriate Illustrated Parts Catalogs and/or Commercial Engine Bulletins.
- M. Do not install unauthorized clamps, hardware, fittings, chafe material, etc., on the engine tube assemblies. See Figure 7 for a correct cushion material example.
- N. Visually inspect tube assemblies before each installation for the following items: cracked flares, nicks, dents, severe fretting in the area of clamps and end ferrules, corrosion, bent or malformed tubing, correct part number, and proper clamping. Failure to meet acceptable criteria is cause for rejection of the tube assembly.
- O. Perform detailed visual inspection of the tube assemblies each time the tubes are removed in the completion of maintenance procedures. For example, if the fuel control unit is removed from the engine, all tube assemblies connected to the fuel control unit should be visually inspected.
- P. Assure that the tube to fitting alignment is acceptable per the appropriate Operation and Maintenance Manual. It will be the maintenance facility's responsibility to assure conformance with the proper alignment and torquing of the tubing.

3. Summary

Failure of a pneumatic, lubrication, or fuel system tube assembly can cause the engine to cease operation, resulting in an in-flight shutdown or a forced landing. Properly maintained engine tubing will greatly lessen the possibility of an in-flight shutdown or forced landing.

CUSTOMER SUPPORT
ROLLS-ROYCE

November 15, 1990
Revision 1
February 5, 2007

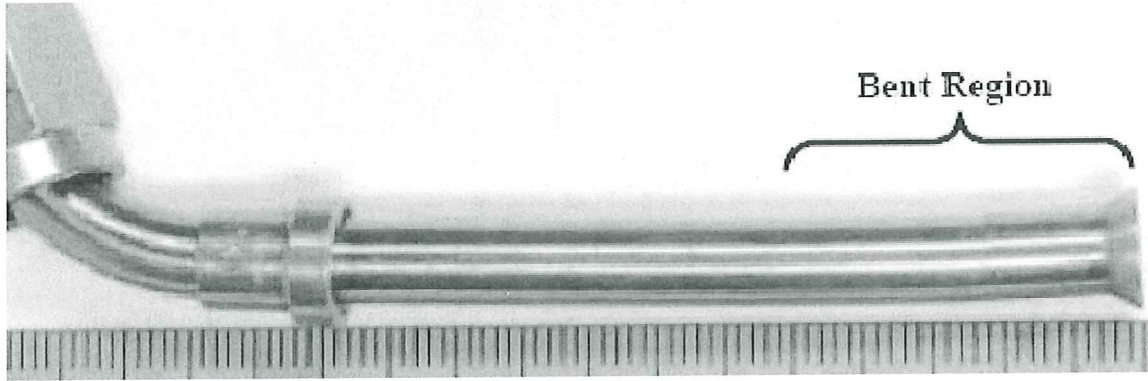
250-C18 Series	CSL A-169
250-C20 Series	CSL A-1166
250-C28 Series	CSL A-2113
250-C30 Series	CSL A-3117
250-C20R Series	CSL A-4036
250-B15G	TP CSL A-101
250-B17 Series	TP CSL A-1121
250-B17F Series	TP CSL A-2019

Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy

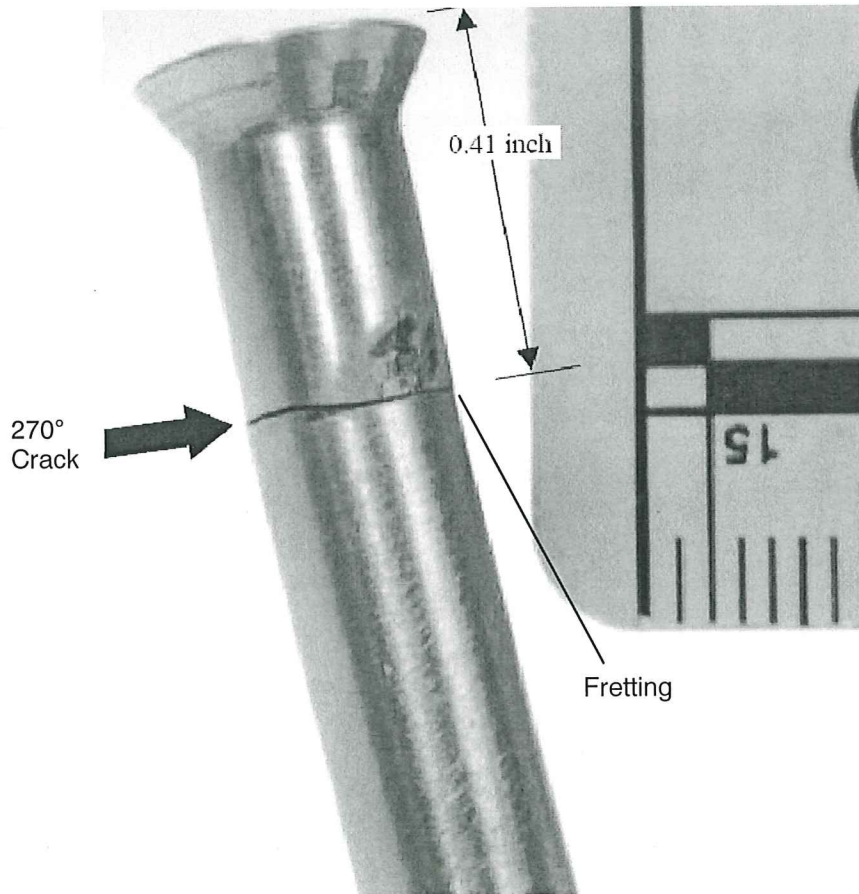
Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy

ALERT
Rolls-Royce
COMMERCIAL SERVICE LETTER

EXPORT CONTROLLED



Tube Assembly, P/N 6890581
Figure 1



Tube Assembly, P/N 6890581
Figure 2

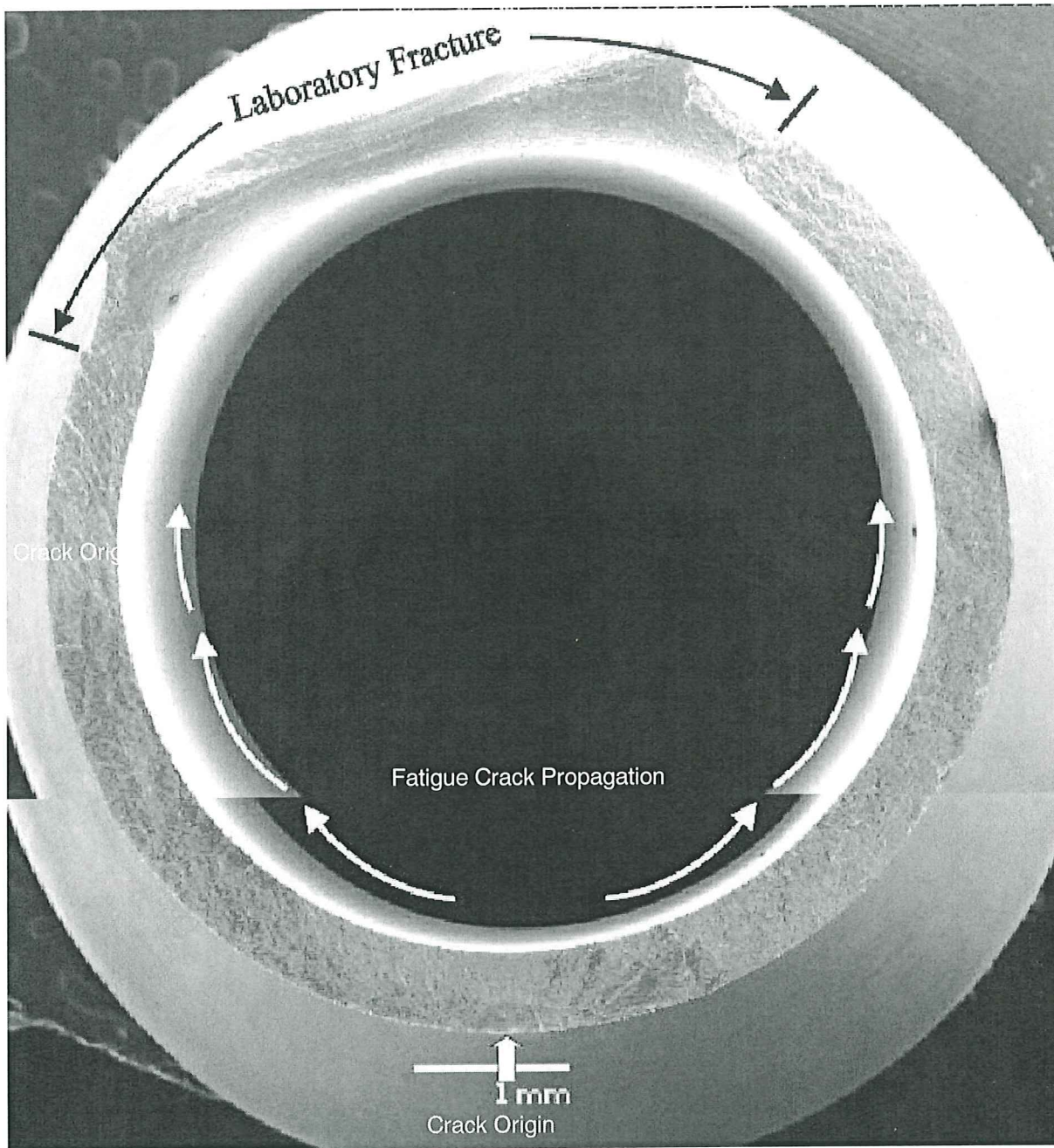
November 15, 1990
Revision 1
February 5, 2007

250-C18 Series
250-C20 Series
250-C28 Series
250-C30 Series
250-C20R Series
250-B15G
250-B17 Series
250-B17F Series

CSL A-169
CSL A-1166
CSL A-2113
CSL A-3117
CSL A-4036
TP CSL A-101
TP CSL A-1121
TP CSL A-2019

EXPORT CONTROLLED

ALERT
Rolls-Royce
COMMERCIAL SERVICE LETTER



Tube Assembly, P/N 6890581 Surface of Fracture
Figure 3

November 15, 1990
Revision 1
February 5, 2007

250-C18 Series
250-C20 Series
250-C28 Series
250-C30 Series
250-C20R Series
250-B15G
250-B17 Series
250-B17F Series

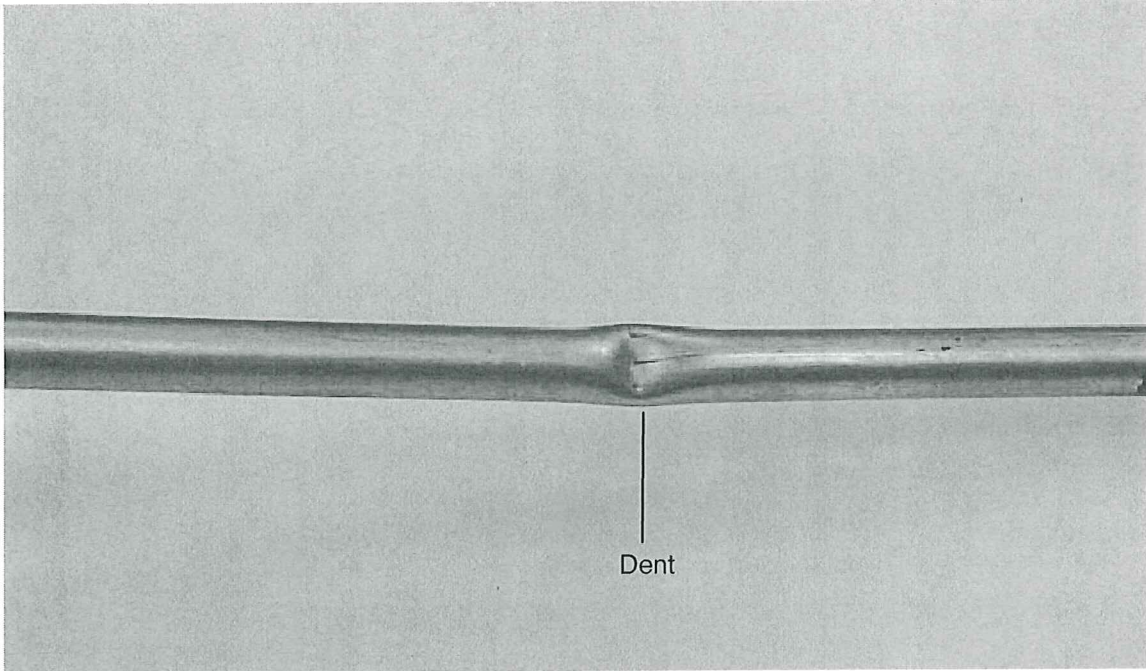
CSL A-169
CSL A-1166
CSL A-2113
CSL A-3117
CSL A-4036
TP CSL A-101
TP CSL A-1121
TP CSL A-2019

Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy

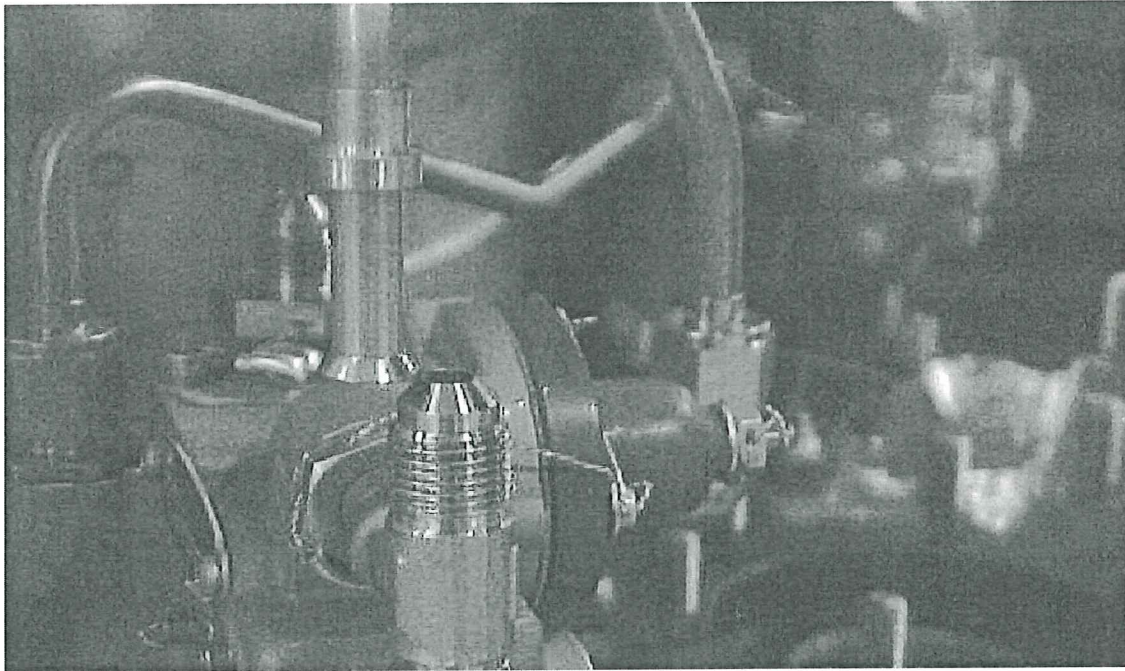
Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy

ALERT
Rolls-Royce
COMMERCIAL SERVICE LETTER

EXPORT CONTROLLED



Tube Assembly, P/N 23033896
Figure 4



Misaligned Tube
Figure 5

November 15, 1990
Revision 1
February 5, 2007

250-C18 Series
250-C20 Series
250-C28 Series
250-C30 Series
250-C20R Series
250-B15G
250-B17 Series
250-B17F Series

CSL A-169
CSL A-1166
CSL A-2113
CSL A-3117
CSL A-4036
TP CSL A-101
TP CSL A-1121
TP CSL A-2019

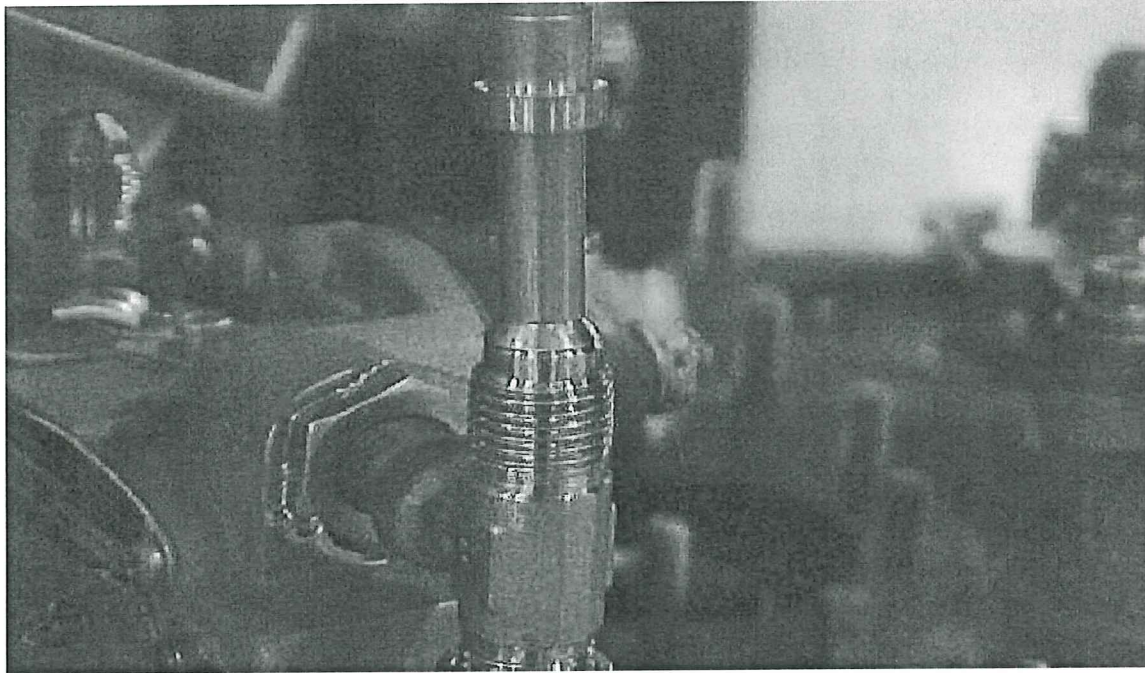
Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy

Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy

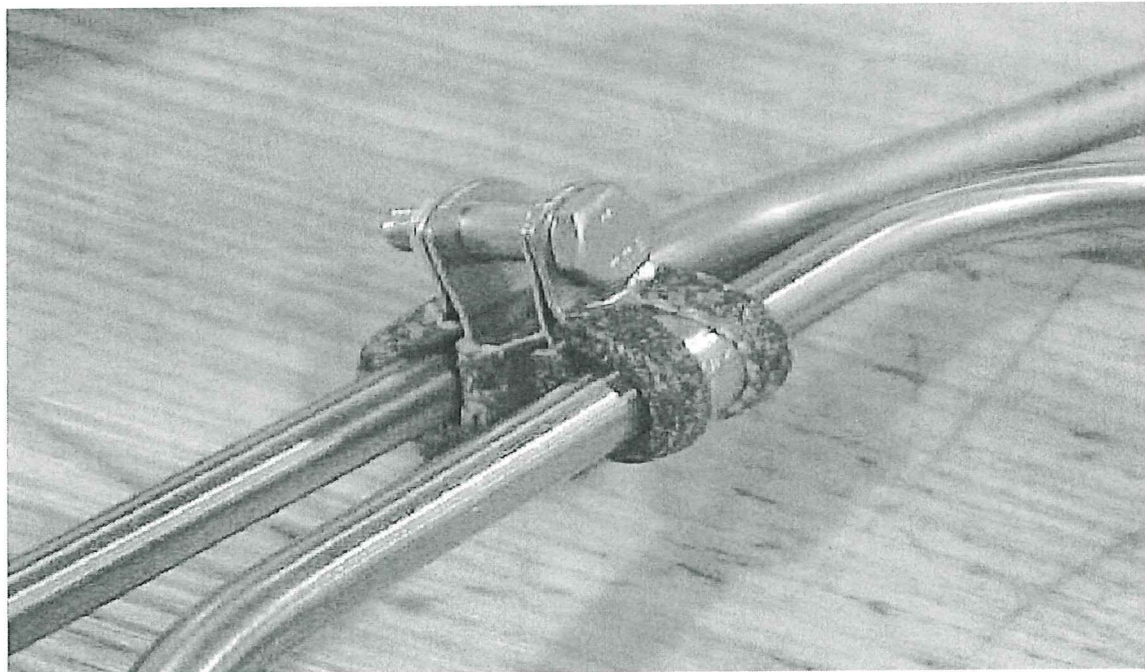
EXPORT CONTROLLED

ALERT

Rolls-Royce
COMMERCIAL SERVICE LETTER



Properly Aligned Tube
Figure 6



Correct Cushion Material
Figure 7

November 15, 1990
Revision 1
February 5, 2007

250-C18 Series
250-C20 Series
250-C28 Series
250-C30 Series
250-C20R Series
250-B15G
250-B17 Series
250-B17F Series

CSL A-169
CSL A-1166
CSL A-2113
CSL A-3117
CSL A-4036
TP CSL A-101
TP CSL A-1121
TP CSL A-2019

Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy

Rolls-Royce Proprietary Data - Uncontrolled Printed Copy



COMMERCIAL SERVICE LETTER

Allison GAS TURBINE DIVISION

"B" NUT WARNING PLACARD

Effectivity: All Allison Gas Turbine Model 250-C20, -C20R, -C28, -C30, -B15, -B17, and -B17F Series engines.

General: Allison has released a "B" nut warning placard (See Figure 1) for installation in the engine compartment area or on the engine cowling.

Consult the Airframe Manufacturers installation instructions for placard installation details.



Figure 1. "B" Nut Warning Placard P/N 23052363.

Should replacement placards P/N 23052363 be required, they may be procured from an Allison Model 250 distributor.

CUSTOMER SUPPORT

Allison Engine Company

October 30, 1991
Revision No. 1
March 31, 1993

250-C18	Series	CSL-175
250-C20	Series	CSL-1173
250-C28	Series	CSL-2119
250-C30	Series	CSL-3122
250-C20R	Series	CSL-4043
250-B15	Series	TP CSL-105
250-B17	Series	TP CSL-1125
250-B17F	Series	TP CSL-2028

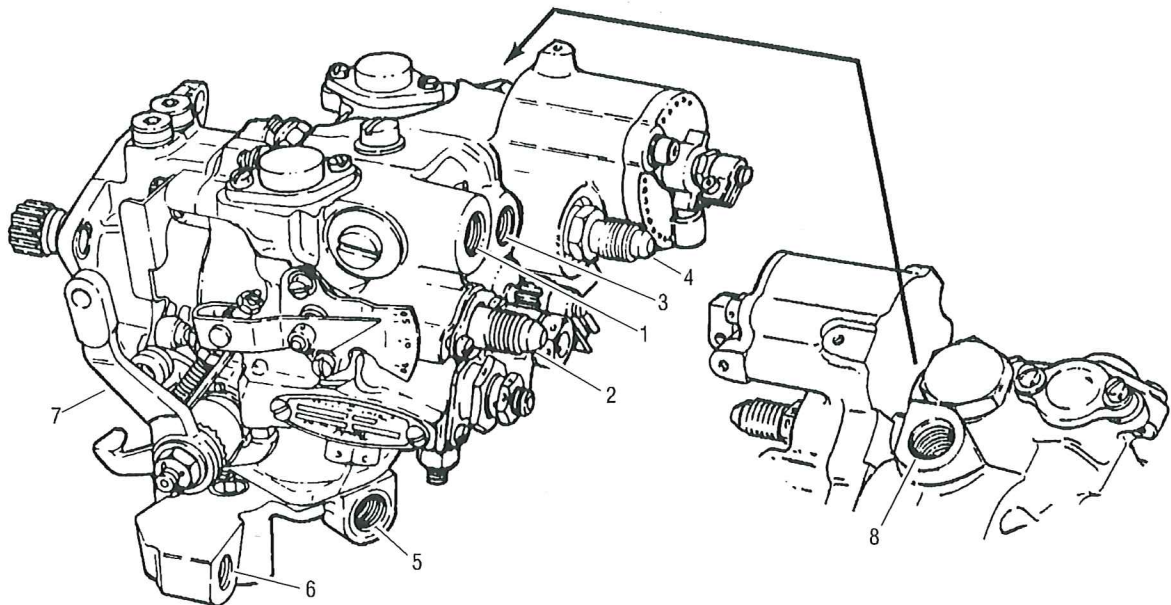
Page 1 of 1

BENDIX GAS PRODUCER FUEL CONTROL — MAINTENANCE PRACTICES 250-C20, -C20B, -C20F, -C20J, -C20W SERIES ENGINES

1. General

The Bendix gas producer fuel control can be adjusted, the control fuel filter can be cleaned, or the control assembly can be replaced as dictated by the engine trouble condition encountered. (See Figure 201.)

NOTE: Refer to Fuel Control Operational Checks, PARA 3.A., this section for a ready method of ground checking the control system and associated linkage.



AEH035XD

- | | |
|---------------------------------|-------------------------------------|
| 1. Control inlet fuel (P_1) | 5. Regulated air pressure (P_r) |
| 2. Metered fuel flow (P_2) | 6. Governing pressure (P_g) |
| 3. Control bypass (P_o) | 7. Gas producer lever |
| 4. Sensing pressure (P_c) | 8. Overspeed bleed (P_y) |

Bendix Gas Producer Fuel Control, 250-C20, -C20B, -C20F, -C20J, -C20W
Figure 201

Rolls-Royce

250-C20 SERIES OPERATION AND MAINTENANCE

2. Replacement

CAUTION: MAKE SURE THE PNEUMATIC TUBES AND FITTINGS ARE NOT LEAKING. ERRONEOUS PRESSURES WILL CAUSE FUEL CONTROL MALFUNCTION.

Replace the fuel control assembly if it is found to be the cause of engine malfunction.

A. Removal

Remove the gas producer fuel control from the engine as follows: (See Figure 202 or 203, 73-00-00.)

CAUTION: WHEN THE FUEL CONTROL IS BEING REMOVED, USE CARE TO PREVENT FOREIGN MATERIALS FROM ENTERING THE PNEUMATIC TUBES OR FUEL CONTROL PORTS.

- (1) Remove the linkage connections, fuel and air tubes.
- (2) Remove three nuts and washers which secure the control to its mounting pad on the power and accessory gearbox.

NOTE: The gas producer fuel controls P/N 23051985 and subsequent require P/N 23055346 special installation and removal tool. This tool is available from your Rolls-Royce Authorized Maintenance Center (AMC).

- (3) Carefully remove the control.

CAUTION: WHEN REMOVING OR INSTALLING FITTINGS, MAKE SURE NOT TO CAUSE A LOAD ON THE FUEL CONTROL DRIVE SHAFT. USE THE WOODEN PROTECTIVE SHIPPING BLOCK TO PROTECT THE SHAFT FROM THE WORK BENCH.

- (4) If the unit is to be replaced, remove all fittings necessary for installation of the replacement unit.
- (5) Drain residual fuel from the rejected fuel control and fill the inlet and bypass ports with oil (Atlantic Refining Co. 31100, or equivalent). Open the cutoff valve, using the gas producer lever, and fill the outlet port with oil. Cap the inlet, bypass and cutoff ports.

NOTE: In installations where the gas producer lever is not required, remove the lever from the replacement fuel control and install it on the control being returned for overhaul.

B. Installation

WARNING: FAILURE TO PROPERLY INSTALL, ALIGN AND TIGHTEN FUEL, OIL, AND AIR FITTINGS AND TUBES COULD RESULT IN AN ENGINE FAILURE.

Install the gas producer fuel control on the engine as follows:

- (1) Before installing the Bendix fuel control on the engine, install the required fittings:
 - (a) Remove and discard all old packings.
 - (b) Lubricate new packings and install on the fittings.
 - (c) Install the fuel inlet and fuel bypass unions. Tighten to 75-110 lb in. (8.5-12.4 N·m).
 - (d) If required, install the Pg union. Tighten to 55-80 lb in. (6.2-9.0 N·m).
 - (e) If required, install the Py union. Tighten to 55-80 lb in. (6.2-9.0 N·m).
 - (f) If required, install Pr elbow and jam nut. Do not tighten jam nut at this time.

NOTE: Use the wooden protective shipping block to protect the shaft from the work bench when installing the fittings.

- (2) Coat fuel control drive shaft with Lubriplate 130A, 930AA or equivalent, the studs with anti-seize compound and fuel fittings with oil (Atlantic Refining Co. 31100, or equivalent).

CAUTION: MAKE SURE THAT THE CONTROL DRIVE PILOT IS PROPERLY INSERTED IN THE GEARBOX.

PARA 2.B. (cont)

- (3) Install in reverse of removal.

CAUTION: MAKE SURE THE PROCEDURES AND PRECAUTIONS OF RIGID TUBE INSPECTION AND INSTALLATION, PARA 9., 72-00-00, ENGINE-SERVICING, ARE OBSERVED WHEN INSTALLING FUEL SYSTEM TUBES.

CAUTION: HOLD FUEL CONTROL FITTINGS WITH ONE WRENCH WHILE TIGHTENING "B" NUT TO FITTING WITH ANOTHER WRENCH.

- (4) Tighten mount pad nuts to 70–85 lb in. (7.9–9.6 N·m).
- (5) Tighten fuel inlet and bypass lines coupling nuts to 150–200 lb in. (17–23 N·m).
- (6) Tighten fuel outlet line coupling nut to 80–120 lb in. (9.0–13.6 N·m)
- (7) Tighten fuel control air line coupling nuts to 80–120 lb in. (9.0–13.6 N·m).
- (8) Tighten elbow jam nut 55–80 lb in. (6.2–9.0 N·m).
- (9) Attach aircraft linkage to the fuel control lever.
- (10) Check the fuel control lever travel using the cockpit control. The lever stop arm on the fuel control must bottom out on the maximum and minimum speed stops. (Refer to Rigging Check, para 3.C., this section.)

NOTE: During rigging of the linkage, the primary points of significance are the 30-degree mark and full travel, minimum stop to maximum stop. Ground Idle position is established with the pointer at the 30-degree mark on the quadrant.

CAUTION: OVERTIGHTENING CAUSES BINDING OF THE LEVER SHAFT.

- (11) If the gas producer lever requires repositioning—loosen the nut, reposition, then tighten the nut to 40–50 lb in. (4.5–5.6 N·m).
- (12) After the gas producer fuel control has been replaced, bleed air from the fuel system. (Refer to Purging the Fuel System, para 2.D., 73-00-00.)
- (13) Check the pneumatic portion of the fuel control system for leaks. (Refer to Fuel Control System Pneumatic Leak Check, para 2.B., 73-00-00.)
- (14) Check run the engine after fuel control replacement. (Refer to Check Run, para 1., 72-00-00, Engine-Adjustment/Test.)

NOTE: After the fuel control has been changed, if a false start is encountered or a start is not completed in one minute, return the throttle to FUEL OFF. Motor the engine without ignition for 10 seconds before attempting another start.

- (15) Make a fuel control operational check. (Refer to Fuel Control Operational Checks, para 3.A., this section.)
- (16) Make appropriate entry relative to fuel control replacement in the Engine Log.

3. Adjustment/Test

The adjustments that can be made on the fuel control are idle speed, maximum speed and start derichment. Also, on 6899262 (Bendix 2524644-9) or later fuel controls, there is a start/acceleration fuel flow schedule adjustment and a wide range start derichment adjustment.

A. Fuel Control Operational Checks

Ground check the control system and associated linkage by making a deceleration check (para 3.B., this section). Corrective action for an improper deceleration rate shall be as follows:

NOTE: Perform the steps of the corrective action in the sequence listed. Recheck the deceleration rate after each step to determine if there is a need for further correction. Replace the fuel control if the deceleration rate is still unsatisfactory after all steps of the corrective action have been completed.

ANEXO “J”

TG-AJA

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL
 Torre de Control

MGSJ

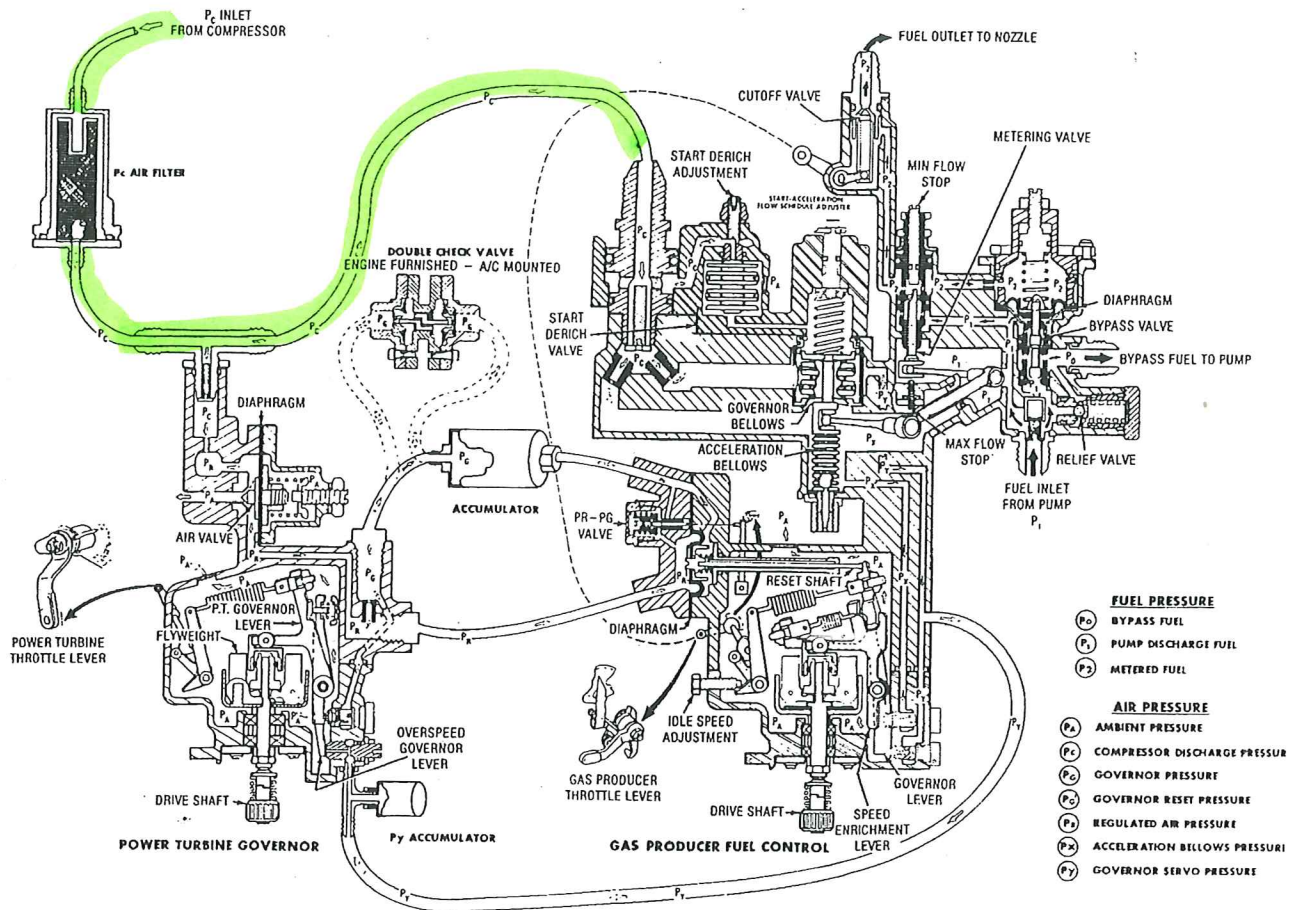
Fecha: 27/10/09

Torre: 1

Tiempo (en fuera u otra)	A	B	Identificación la Aeronave			Tipo de Aeronave	Pista en uso	Procedencia o Destino	Minutos Consumo Luz	OBSERVACIONES:
			C	D	E					
12	04	A	TG	ACE	PASE		MGGT			Sta Rosa 10/100/2/43 1209
	04	A	TG	AJA	B 06		Panamericana			Confianza 10/100/2/005 1235
	52	A	TG	ZMV	C182		MGGT			Madrassar 02/100/1/055A/01 1300
13	09	N	TG	PIC	C182		MGGT			Sta Rosa 03/130/1/005PUN 1329
	09	A	TG	ROS	C182		MGGT			MGGT 02/130/3/060PUN 1323
	46	A	TG	HAM	C172		MGGT			Caobana 1 025/330/2/065PA 1329
	23	A	TG	JSC	C172		MGGT			Sta Coce 1 130/430/2/010 1/349
	25	A	TG	BOA	C152		MGGT			STO 025/100/2/068PEN 1/133/
	29	A	TG	TAO	A355		Andregua			Zapote 03/12/1005A/01 1343
	30	A	TG	UIS	B06		Esperanza			Sta Ana 05/110/2/005 1352
	34	A	TG	GUN	B023		MGGT			MGGT 025/230/1/025PUN 2/1352
	40	A	TG	BDG	R44		MGGT			La Cuarte 025/200/1/005 1355
	42	A	TG	PAL	B06		MGGT			Particion 049/230/3/005PAN 8/1355
	50	LIT	TG	BOA	C152	33	MGGT			Coce 1 25/200/1/025PUN 1/147
	52	LIT	TG	GUN	B023	33	MGGT			
	55	LIT	TG	BOA	C152	33	Coce 1			
14	01	LIT	TG	BOA	C152	33	Coce 1			
	03	A	TG	ASC	PC12		MGGT			STO 15/130/2/055PA 1/144
	05	A	TG	036	C210		MGGT			MGGT 025/100/2/125PA 1/144
	08	LIT	TG	BOA	C152	33	Coce 1			
	12	LIT	TG	BOA	C152	33	Coce 1			MGGT 040/140/1/005 1/44

ANEXO “K”

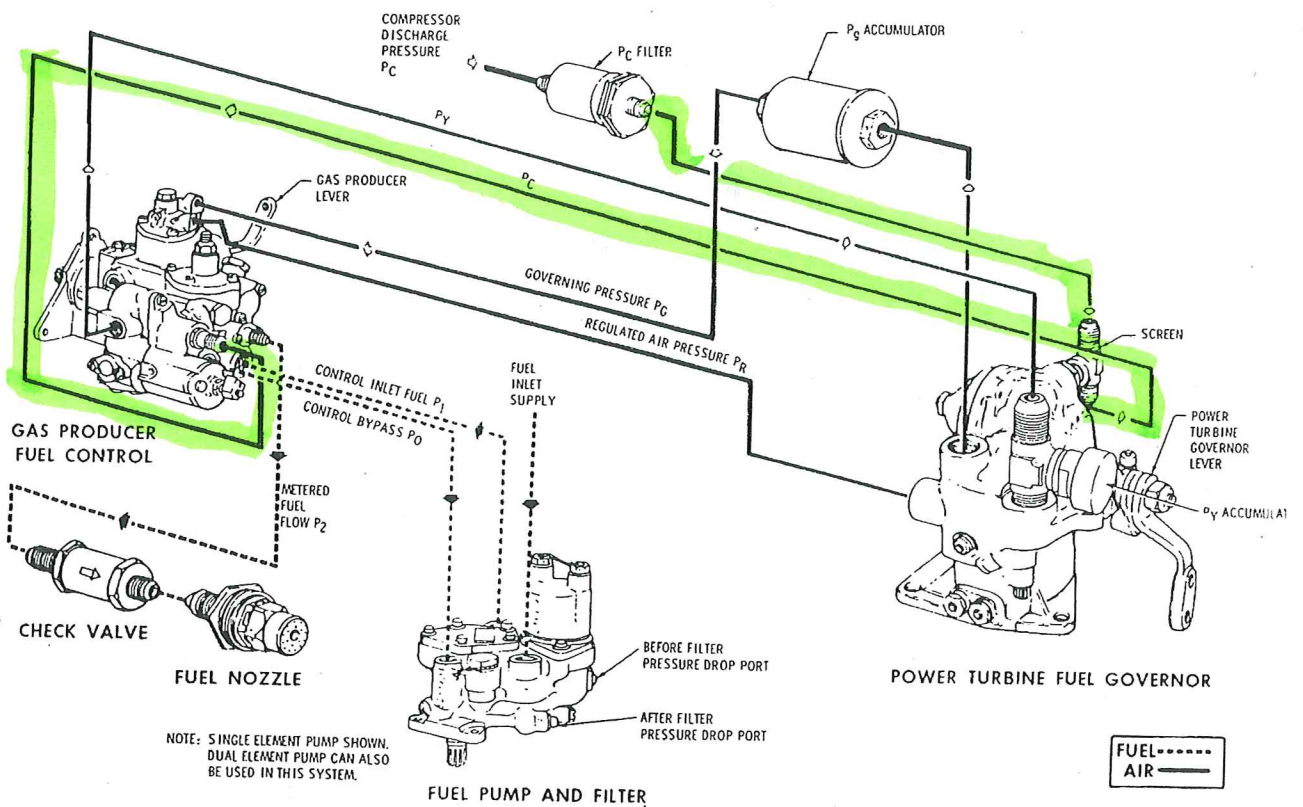
TG-AJA



ADS019XA

Bendix Engine Fuel Control Schematic (250-C20, -C20B, -C20F, -C20J, -C20W)
Figure 6

72-00-00



Engine Fuel Control System (Bendix) (250-C20, -C20B, -C20F, -C20J, -C20W)
Figure 3

ADS017XA

72-00-00



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 2331-3263, 2331-9587, 2331-0311, 2331-6483

Debido a los daños de la estructura del helicóptero y sus componentes dinámicos, es requerido por la D.G.A.C, que el propietario u operador se apegue a lo establecido en la RAC 43.13, "Regulaciones Generales de Ejecución del Trabajo", al efectuar mantenimiento para trabajo de reparación, ya sea de la estructura del helicóptero a alguno de sus componentes y además cumplir regulaciones de Aviación Civil que apliquen en su proceso de restauración.

C. c. Archivo