

## **Unidad de Investigación de Accidentes.**

<b>Reporte No.:</b>	<b>SVIA-08-2010.</b>
<b>Título:</b>	<b>Informe Final.</b>
<b>Matrícula:</b>	<b>TG-LAP.</b>
<b>PIPER AIRCRAFT PA-31-325 A2050</b>	
<b>26 DE MAYO DE 2010</b>	
<b>6ta. AVENIDA 33-49 ZONA 3 CIUDAD CAPITAL, DE GUATEMALA.</b>	

Preparado por:

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

---

**Atención:**

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



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

### **INTRODUCCIÓN**

De conformidad con el anexo 13 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional, no es el objetivo de la investigación de accidentes de aeronaves culpar a nadie, ni imponer una responsabilidad jurídica. El único objetivo de la investigación 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.

### **NOTIFICACIÓN DE DERECHOS DE PROPIEDAD**

Este documento es propiedad de la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC), Departamento de Seguridad de Vuelo e Investigación de Accidentes (SVIA) y se entiende que es únicamente para el destinatario. Nadie puede poseer, usar, copiar información, revelar o distribuir este documento, 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 Organización de Aviación civil ratificado por el Estado de Guatemala. Art. 169 del Reglamento a la ley de Aviación Civil A/G No. 384-2001. Regulacion de Aviación Civil apartados: 13.2.2, 13.2.3.



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.....	8
1.00.1 SINOPSIS.....	10
1.00.2 RESEÑA DEL VUELO.....	10
1.00.3 LUGAR DEL ACCIDENTE.....	11
1.01 LESIONES A PERSONAS.....	11
1.02 DAÑOS A LA AERONAVE.....	12
1.03 OTROS DAÑOS.....	13
1.04 INFORMACION PERSONAL DEL PILOTO.....	13
1.05 INFORMACION DE LA AERONAVE.....	15
1.05.1 ANTECEDENTES DE LA AERONAVE.....	17
1.05.2 MOTORES Y HELICE.....	18
1.05.3 COMBUSTIBLE.....	19
1.05.4 EQUIPO AUXILIAR.....	20
1.05.5 DEFECTOS.....	20
1.05.6 PESO Y CARGA.....	20
1.06 INFORMACION METEOROLOGICA.....	20
1.07. AYUDAS PARA LA NAVEGACION.....	22
1.08 COMUNICACIONES.....	23
1.09 INFORMACION DE AERÓDROMO.....	23
1.10 REGISTRADORES DE VUELO.....	24
1.11 INFORMACION DE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y DEL IMPACTO.....	24
1.12 INCENDIOS.....	26
1.13 SUPERVIVENCIA.....	27
1.14 ENSAYOS E INVESTIGACIONES.....	27
1.14.1 ENSAYO DE INVESTIGACION DEL COMPRESOR DE LA TURBINA.....	27
1.15 INFORMACION SOBRE ORGANIZACIÓN Y GESTION.....	27
1.16 INFORMACION ADICIONAL.....	28
1.17 TECNICAS DE INVESTIGACION UTILES O EFICACES.....	28
1.18. INFORME FOTOGRÁFICO.....	29

#### 2

2.00 ANALISIS.....	46
2.1 INFORMACION PERSONAL.....	46
2.2 INFORMACION DE LA AERONAVE.....	47
2.3 INFORMACION METEOROLOGICA.....	48
2.4 AYUDAS PARA LA NAVEGACION.....	49
2.5 COMUNICACIONES.....	49
2.6 INFORMACION DE AERÓDROMO.....	49
2.7 REGISTRADORES DE VUELO.....	49
2.8 INFORMACION DE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y DEL IMPACTO.....	50
2.9 FACTORES CONTRIBUYENTES.....	51



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

<b>2.9.1</b>	<b>MANTENIMIENTO</b> .....	51
<b>2.9.2</b>	<b>EQUIPAJE</b> .....	51
<b>2.9.3</b>	<b>APRECIACION DEL AREA DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA</b> .....	52
	<b>3</b>	
<b>3.00</b>	<b>CONCLUSIONES</b> .....	52
	<b>4</b>	
<b>4.00</b>	<b>RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD</b> .....	53



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, página 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)

### **Autorotación:**

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

### **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, Capitulo 1 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



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

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

(Anexo 13, Capitulo 1, página 1-2)

### **Piloto Al Mando:**

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

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

### **Registradores De Vuelo:**

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

(RAC 13, página No. 4)

### **Sinopsis:**

Es una recopilación de datos acerca de los puntos de un tema en particular, para otorgar al espectador un extracto de los aspectos más relevantes del asunto y formándole una visión general de una manera resumida y adecuada. En la sinopsis no se incluyen detalles del desenlace.

Se puede definir como:

Representación gráfica que muestra un tema o grupo de temas, objetos o situaciones interrelacionados.



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

### **ABREVIATURAS:**

<b>ATC:</b>	Air Traffic Control
<b>ATM:</b>	Air Traffic Management
<b>COA:</b>	Certificado de Operador Aéreo.
<b>DGAC:</b>	Dirección General de Aeronáutica Civil.
<b>DME:</b>	Distance Measuring Equipment.
<b>EAM:</b>	Executive Aircraft Maintenance, Corp.
<b>ELT:</b>	Emergency Locator Transmitter
<b>FAA:</b>	Federal Aviation Administration Administración Federal de Aviación.
<b>GPS:</b>	Global Position System. Sistema de Posición Global
<b>HP:</b>	Horse Power
<b>HSI:</b>	Hot Section Inspection.
<b>IASV:</b>	Investigación de Accidentes y Seguridad de Vuelo
<b>ILS:</b>	Instrument Landing System
<b>IOE:</b>	Initial Operating Experience.
<b>NIL:</b>	Not Item Listed.
<b>OMA:</b>	Organización de Mantenimiento Aprobado. Operación inicial de Experiencia.
<b>PCLM</b>	Place Cabin Landplane Monoplane
<b>PIC:</b>	Pilot in Command (Piloto en commando)
<b>PSR:</b>	Primary Surveillance Radar.
<b>SI:</b>	Service Instruction.
<b>SSR:</b>	Surveillance System Radar
<b>TBO:</b>	Time between Overhaul.
<b>VOR:</b>	Very High Frequency Omni Range.
<b>VNO:</b>	Velocidad normal de operación





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 ACCIDENTE DE LA AERONAVE MATRÍCULA TG-LAP**

#### **1.00. INFORMACIÓN FACTUAL:**

Marca:	Piper Aircraft, Inc. 2926 Piper Drive, Vero Beach, Florida 32960.
Modelo:	PA-31-325.
No. Serie de Aeronave:	31-8012043.
Horómetro de la aeronave:	612.0 hrs.
Horas totales al momento del Accidente:	5,494.0 hrs.
Certificado Tipo:	A20SO.
Categoría:	Normal.
Colores:	Blanco y Azul, línea gris y rojo.
Certificado de Aeronavegabilidad:	Vigente del 11-07-09 al 10-07-10 con clave de A/W No. 852613-09-07/100.
Seguro Aeronave:	Vigente del 30/09/2009 al 30/09/2010, Bajo la póliza No. GTAV-331.



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

Fecha del Accidente: 26 Mayo 2010.

Lugar del Accidente: 6ta. Avenida 33-49 zona 3, Ciudad Capital de Guatemala.

Orientación de los restos: Norte a Sur.

Dimensiones de Pista: No aplica.

Elevación de la Pista: No aplica.

Hora aproximada del Accidente: 08:55 hora Local, 14:55 UTC.

Propietario u Operador: Ocean City Commercial, S.A.

**Capitán al Mando:** Francisco Pineda Vela.

Tipo y No. de Licencia: Comercial Avión No. 2664 DGAC.

Vigencia Licencia: Del 26/03/2010 al 30/09/2010.

Nacionalidad: Guatemalteco.

Personas a Bordo: Tres (3).

Personas fallecidas en tierra: Una (1).

Fase de vuelo en la que ocurrió el accidente: Durante el vuelo, en ascenso a 1,100 pies.



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:**

La aeronave despegó del aeropuerto Internacional "La Aurora", ubicado en la zona 13 de la ciudad capital de Guatemala, luego de despegar se comunica con torre de control Aurora y solicita retorno a la Aurora, informa de fallas en su equipo de navegación, en su proceso de retorno pierde comunicación a 9,000.0 pies y aproximadamente a las 08:55 horas, informan que impactó en el área de la fábrica de embutidos, localizada en la zona 3 de la ciudad capital.

### **1.00.2 RESEÑA DEL VUELO:**

La aeronave despegó del Aeropuerto Internacional "La Aurora" Zona 13, aproximadamente a las 08:40 hora local, con destino al Aeropuerto Internacional de Ilopango en la República de El Salvador, con plan de vuelo por instrumentos, luego de permanecer en vuelo durante un período aproximado de 4 a 5 minutos, solicita su retorno al Aeropuerto "La Aurora", durante su comunicación con torre de control, en la cual indica el mal funcionamiento de los instrumentos de actitud de la aeronave, torre de control le da instrucción para interceptar el VOR de la Aurora, seguidamente informa en la frecuencia de torre del mal funcionamiento del panel de control, se pierde comunicación con la aeronave y contacto radar a 9,000.0 pies al Nor-eco del Aeropuerto "La Aurora", hasta que se recibió información que se encontraba destruida en la avenida Bolívar, zona 3 ciudad capital.

**Anexo A: ver plan de vuelo.**



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

### **1.00.3 LUGAR DEL ACCIDENTE:**

La aeronave se encontró destruida en un radio aproximado de 60.0 metros del impacto mayor, encontrándose el fuselaje principal dentro de una fábrica de embutidos localizada en la 6ta. Avenida 33-49 de la zona 3, de la ciudad Capital de Guatemala, aproximadamente a 2.0 millas del aeropuerto internacional "La Aurora".

### **1.01. LESIONES A PERSONAS:**

Los dos pasajeros de la aeronave, el piloto y una persona en el área de impacto de la aeronave, fallecieron.

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros	<b>Total</b>
Mortales	1	2	1	4
Graves	0	0	0	0
Leves	0	0	0	0
Ilesos	0	0	0	0
<b>TOTAL</b>	<b>1</b>	<b>2</b>	<b>1</b>	<b>4</b>



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 impacto mayor de la aeronave se produjo contra una construcción de metal, la cual está destinada a contener o resguardar las calderas de vapor de la fábrica de embutidos.

El motor derecho se encontró destruido por su impacto contra el suelo, luego de ser expulsado del fuselaje a una distancia aproximada de 40.0 metros desde el impacto principal.

El motor izquierdo se localizó a 35.0 metros aproximadamente, dentro de un terreno baldío.

Una sección del ala del lado izquierdo se localizó a 30.0 metros en el techo de una casa, luego que impactara contra la terraza de la casa adyacente, en la cual podía sentirse la presencia de combustible Avgas 100/130.

Los estabilizadores del empenaje se localizaron al otro extremo de la calle principal de la Avenida Bolívar, aproximadamente a 60.0 metros del impacto del fuselaje principal.

Otras secciones del fuselaje se localizaron sobre las viviendas y negocios situados alrededor del impacto mayor de la aeronave, pequeñas secciones del fuselaje y alas de material compuesto y de aluminio.



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

La aeronave se fragmentó durante su caída, desde una altura aproximadamente de 9,000.0 pies, provocando con esto la diseminación de sus componentes y secciones, alrededor del impacto principal y la destrucción total de la aeronave.

### **Anexo B: ver mapa del área de caída**

#### **1.03. OTROS DAÑOS:**

La estructura de metal con la cual impactó la aeronave fue ligeramente deformada, en los soportes estructurales de dicha construcción, fueron arrancados por el impacto unas tuberías y una de las calderas de vapor tuvo daño menor, al momento de impactar con la estructura provocó la muerte del operador de las calderas de vapor de la empresa, donde colisionó la sección mayor de la aeronave.

**Ver fotografía No. 11 y 12.**

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

El piloto al mando de la aeronave inició su profesión como piloto estudiante el 6 de noviembre de 1997, efectuando su primer vuelo en la aeronave TG-LCM, con una duración de 50.0 minutos, abriendo plan de vuelo de Guatemala al área de San Raymundo y su respectivo regreso, seguidamente el 27 de febrero de 1998 se certifica como piloto aviador privado.

El 19 de septiembre del año 2001 recibe su habilitación a piloto aviador comercial.



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

El 15 de enero del 2003 recibe su habilitación para piloto aviador comercial en Multimotores.

El 22 de abril del 2002 recibe la habilitación de instrumentos en su licencia de piloto aviador comercial.

El 21 de Junio del 2005 recibe su licencia de piloto aviador de Helicópteros, con número de licencia 485 DGAC.

El 26 de marzo del 2010 solicita su renovación de certificado de validez como piloto aviador comercial, acumulando un total de horas voladas de 3,241.8, venciendo su certificado de validez el 30 de septiembre del 2010.

Dentro del libro de vuelo muestra los tiempos y fechas las cuales se presentan de la siguiente manera:

Horas voladas en las últimas 24 horas:	00.0 horas.
Horas voladas en los últimos siete (7) días	00.0 horas.
Horas voladas en los últimos treinta (30) días:	004.5 horas.
Horas voladas en los últimos seis (6) meses:	152.7 horas.

Los datos fueron cotejados con el libro del vuelo del piloto y las últimas anotaciones en agenda personal del piloto.

No se encontró entrenamiento específico de alguna aeronave comercial o sobre la aeronave que comandaba, en relación a procedimientos de emergencia.



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

No se encontró lo requerido por la RAC-LPTA en el apartado 2.3.3, la cual al momento de una revalidación, solicita la verificación de competencia en el inciso 1.2.5.1.2, en donde indica que deberá efectuarse cada 24 meses, recurrente de entrenamiento de instrumentos.

**Anexo C: ver perfil personal aeronáutico.**

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

La aeronave estaba siendo operada bajo reglas de vuelo por instrumentos, dichas reglas son utilizadas durante el vuelo a solicitud del piloto o cuando las condiciones de visibilidad son nulas o reducidas, a tal punto de no poder observar poco o nada en el exterior de la aeronave.

Toda la información de actitud de la aeronave, dirección, velocidad y altitud, es ofrecida al piloto por medio de los instrumentos en el panel frontal de instrumentos de la cabina de mando y los cuales brindan durante el vuelo por instrumentos toda la información, incluyendo la posición de la aeronave en relación al horizonte terrestre o sea, actitud de la aeronave respecto al terreno, además de el rumbo o dirección de vuelo por medio del radar y señales de radio ofrecidas por las Radio Ayudas en tierra, durante el vuelo por instrumentos el piloto recibe asistencia por parte de la torre de control, tanto en su dirección como en su altura en vuelo, con la asistencia de vectores (direcciones de orientación dadas y basadas en la brújula o compás magnético), además el controlador solicita cada período de tiempo, rumbo, altura y velocidad con el fin de dar un ordenamiento y separación específica de los vuelos en el espacio aéreo nacional o internacional, el piloto utiliza los instrumentos para interceptar las señales del VOR, ya sea de salida o entrada a los aeropuertos.





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

El plan de vuelo abierto por el piloto al mando de la aeronave y operada por la sección de Operaciones Aéreas de la Dirección General de Aeronáutica Civil, se hizo efectivo a las 8:30 de la mañana del día 26 de mayo del año 2010, este plan de vuelo era con destino al aeropuerto internacional de Ilopango de la república de El Salvador.

### **Anexo A: Plan de Vuelo**

La aeronave había cumplido con su servicio rutinario de mantenimiento en la inspección anual/100 horas, los trabajos de mantenimiento fueron efectuados por la OMA DGAC/G-005, la cual estuvo a cargo de su último mantenimiento.

En el manual de mantenimiento se encuentran las diferentes fases de inspección y las cuales deben de ser cumplidas al llegar a las horas de uso por vuelo requeridas para efectuar la inspección, esta aeronave cumplía con el programa de mantenimiento recomendado por el fabricante en el momento del accidente en su última inspección.

En la bitácora de mantenimiento de la aeronave se encontró la falta de inspección de mantenimiento, de acuerdo al tiempo total de la aeronave o falta de control del Horómetro de la aeronave, el cual se aprecia en las anotaciones del 20 julio 2005 y el de 15 enero 2006, de la misma forma en las fechas del 14 noviembre 2006 al 15 enero 2007, lo cual acumula un total de 200.0 hrs. no registradas, o la mala anotación de las mismas.

**Ver anexo. "N" Bitácoras de mantenimiento.**



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

El ELT fue localizado en el área del accidente aun en su posición original, se pudo comprobar que la unidad no se encontraba operando durante el proceso de recuperación de la aeronave, al efectuársele las pruebas operacionales el ELT dio las indicaciones correspondientes a las pruebas.

**Anexo D: Ver reporte de inspección de Mantenimiento.**

**Anexo K: Certificado tipo de la Aeronave.**

**Ver Fotografía No. 47: ELT.**

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

La inspección efectuada por la OMA DGAC/G-005 el 29 de abril de 2010, indica haber efectuado los trabajos necesarios para retornar la aeronave a servicio, cumpliendo con los procedimientos descritos en las Regulaciones de Aviación Civil de la Dirección General de Aeronáutica Civil de Guatemala, en su certificado tipo No. A20SO se encuentra la información básica de la aeronave, con la cual fue certificada por la FAA.

**Ver anexo E: certificado de Aeronavegabilidad.**

A esta aeronave se le efectuó una modificación de motor y hélice, por medio de STC No. SA970SO, el cual está aprobado por el fabricante de fecha 1 de enero de 1994, esta modificación consiste en el cambio de motores al tipo TIO-540-J2BD y hélices HC-C4YR-2/FC7663DB-6Q, aumentando con esta modificación de 325 HP a 350 HP, además de una velocidad de VNO de 180 KIAS, esta aeronave esta capacitada para volar con un techo máximo de altura de 24,000 pies, según su Certificado Tipo.

**Ver anexo M: certificado tipo suplementario N. SA970SO**



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

### **1.05.2. MOTORES Y HÉLICES :**

Ambos motores fueron instalados con 0.0 horas de funcionamiento, después de haber sido reconstruidos por parte de la fábrica Lycoming el 28 de Octubre 2005, instalándolos el 9 de Diciembre del año 2005, por la empresa Executive Aircraft Maintenance, Corp. (EAM), retornándolo al servicio el A&P 414929821, bajo la orden de trabajo 815-11-2005, de acuerdo a documento Service Instrucción No. 1009 AU recomienda efectuar un Overhaul en un periodo de 1,800.0 horas o 12 años de uso.

#### **Anexo F: copias de reconstrucción de ambos motores.**

A las hélices se les efectuó el Overhaul el 30 de Noviembre 2005, por parte de la empresa: Palm Beach Aircraft Propeller, Inc., certificada FAA LU4R349M, seguidamente la empresa EAM, instala las hélices y retorna al servicio la aeronave. Las hélices de acuerdo al documento HC-SL-61-61 Rev, recomienda efectuarse un Overhaul a las 2,400.0 horas o 72 meses de uso.

#### **Anexo F: documentos de mantenimiento reconstrucción de Hélice.**

##### **Motor Derecho**

Fabricante:	Lycoming Textron Company
Modelo:	T10-540-J2BD.
Número de Serie:	RL-6543-61A.
Tiempo total:	612.0
T.D.R.	N/A.



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

### **Motor Izquierdo:**

Fabricante:	Lycoming Textron Company.
Modelo:	T10-540-J2BD.
Número de Serie:	RL-5721-61A.
Tiempo total:	612.0
T.D.R.	N/A.

### **Hélice Derecha**

Fabricante:	Hartzell.
Modelo:	HC-C4YR-2.
Número de Serie:	FH703.
Tiempo Total:	612.0
T.D.R.	612.0

### **Hélice Izquierda**

Fabricante:	Hartzell.
Modelo:	HC-C4YR-2.
Número de Serie:	FH702.
Tiempo Total:	612.0 hrs.
T.D.R.	612.0 hrs.

### **1.05.3 COMBUSTIBLE:**

En el proceso de recolección de secciones de la aeronave, se pudo comprobar la existencia de combustible en un ala desprendida del fuselaje, el cual correspondía al combustible AVGAS 100/130, este tipo y grado de combustible es el recomendado por el fabricante.



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 plan de vuelo presentado, indicaba tener en tanques la capacidad de volar 3 horas con 30 minutos al momento del despegue. La capacidad total de combustible de este tipo de aeronave es de 650.0 libras, lo cual es un aproximado de 96 galones, para una autonomía de 3 horas con 30 minutos

### **1.05.4 EQUIPO AUXILIAR:**

No aplica

### **1.05.5 DEFECTOS:**

No aplica

### **1.05.6 PESO Y CARGA:**

No se encontró la presencia de carga o equipaje en el área del accidente o compartimiento de la aeronave, solamente el uso de objetos personales, como maletines de mano. Esta aeronave está capacitada para volar con un máximo de ocho personas, pudiendo transportar un máximo de peso en el despegue de 6,500.00 libras, incluyendo tripulación y pasajeros, esta aeronave estaba configurada para volar con siete almas a bordo, según su certificado de matrícula.

### **1.06. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:**

Las condiciones meteorológicas durante el período de tiempo en que se produjo el accidente fue un factor contribuyente, la poca visibilidad, llovizna, nubes bajas en la ruta de salida y la posible presencia de más nubes en la ruta de destino crearon la necesidad en la toma de decisión del piloto de abrir el plan de vuelo por instrumentos.



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 la falta de indicación de actitud de la aeronave por falla de los instrumentos relacionados con la dirección y horizonte Artificial, en el panel de instrumentos, obligó al piloto a efectuar la solicitud en búsqueda de una altura en la cual pudieran abandonar el banco de nubes y recuperar la visibilidad, para tener un vuelo visual y referencia con el horizonte, se detallan a continuación las condiciones del tiempo:

### **07:00 horas**

**36010KT 7000-DZ SCT004 BKN012 19/18 Q1020 A3012 VIS RED BR=**

Viento Norte, con velocidad de 10 nudos, visibilidad 7 kilómetros, llovizna débil y neblina, nubosidad dispersa a 400 pies, medio nublado a 1,200 pies de altura, temperatura ambiente 19 grados centígrados, punto de rocío 18 grados centígrados, altímetro 1020 milibares, 30.12 en pulgadas.

### **08:00 horas**

**36008KT 9999 BKNO12 20/18 Q1021 A3015 NOSIG =**

Viento Norte, con velocidad de 08 nudos, visibilidad ilimitada, medio nublado a 1,200 pies de altura, temperatura ambiente 20 grados centígrados, punto de rocío 18 grados centígrados, altímetro 1021 milibares, 30.15 en pulgadas.

### **09:00 horas**

**02010KT 9999 SCT014 SCT200 23/17 Q1022 A3018 FEW080 CB NW =**

Viento Noreste, con velocidad de 10 nudos, visibilidad ilimitada, nubosidad dispersa a 1,400 pies, poca nubosidad a 8,000 pies, nubosidad dispersa a 20,000 pies de altura, temperatura ambiente 23 grados centígrados, punto de rocío 17 grados centígrados, altímetro 1022 milibares, 30.18 en pulgadas, cumulonimbos al Noroeste.



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

**09:40 horas**

**02010KT 9999 BKN014 BKN200=**

Viento Noreste, con velocidad de 10 nudos, visibilidad ilimitada, medio nublado a 1,400 pies, medio nublado a 20,000 pies de altura.

**10:00 horas**

**02010KT 9999 SCT014 SCT200 23/17 Q1022 A3018 CB NW FEW080 =**

Viento Noreste, con velocidad de 10 nudos, visibilidad ilimitada, nubosidad dispersa a 1,400 pies, poca nubosidad a 8,000, nubosidad dispersa a 20,000 pies de altura, temperatura ambiente 23 grados centígrados, punto de rocío 17 grados centígrados, altímetro 1022 en milibares, 30.18 en pulgadas cumulonimbos al Noroeste.

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

El plan de vuelo abierto por el piloto, el cual era por instrumentos hacia la república de El Salvador, se hizo efectivo a las 8:30 hora local, teniendo el piloto las indicaciones del VOR disponibles para guiar la aeronave al rumbo correcto, en este caso la aeronave despegó hacia el sur con rumbo 190 para interceptar el radial 196 de La Aurora, el cual lo dirige sobre la aerovía CANAL, seguidamente toma un rumbo 080 grados sobre la aerovía Otami y al cruzar el radial R-128 navega 8 millas e intercepta el Radial R-119 para posicionarse sobre la aerovía Megal y con esto dirigirse sobre la ruta A770/UA770 con destino hacia El Salvador, esta salida por instrumentos es denominada CANAL 2, saliendo por la pista 19 del aeropuerto internacional "La Aurora".

**Anexo L: descripción de Ruta por instrumentos.**



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

Durante el desarrollo del vuelo, luego de despegar, y transcurridos aproximadamente tres minutos, el piloto solicita retornar al VOR de La Aurora, para efectuar la aproximación al aeropuerto internacional, el control de tráfico ofreció al piloto la aproximación ILS DME 1, a la pista 01, la cual fue recibida por el piloto, seguidamente el controlador a solicitud del piloto, solicita vectores hacia el VOR, por lo que el controlador le indica virar a la derecha y tomar rumbo 180 y esperar el ILS DME 2, a la pista 01 y al estar sobre el VOR de La Aurora establecerse en el radial 215, en el desarrollo de este procedimiento las ayudas para la navegación fueron colacionadas por el piloto hasta perder contacto radar y comunicación luego de 11 minutos con 41 segundos aproximadamente, este lapso de tiempo transcurre después de la autorización a despegar al navajo Piper Matrícula TG-LAP.

### **1.08. COMUNICACIONES:**

Las frecuencias utilizadas en las comunicaciones con el piloto y torre de control y las demás Radio ayudas, como aproximación, autorizaciones, control de superficie y así como también la frecuencia 126.5 de información ATIS, se encontraban el 26 de mayo operando de forma normal, en el proceso de retorno a La Aurora, aproximadamente a 11 minutos de vuelo la aeronave pierde la capacidad de seguir transmitiendo.

### **1.09. INFORMACIÓN DE AERÓDROMO:**

El Aeropuerto Internacional la Aurora está ubicado en la zona céntrica de la ciudad de Guatemala, en el área denominada Zona 13 de la ciudad capital, cuenta con un largo de 2,987.0 metros de largo y 60 metros de ancho, a una altura de 4940.0 pies ó 1506.0 sobre el nivel del mar, cuenta con todo el equipo y dispositivos para las radio ayudas, de igual manera los servicios de aduana, centros de control aéreo y control de sanidad.





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

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

No aplica por tipo de aeronave.

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

La aeronave muestra a través de las evidencias del metal, haber sido sometida a una gran fuerza de maniobras durante el vuelo, el cual efectuaba el vuelo por instrumentos desde su despegue, según indicó el piloto al mando de la aeronave previo al accidente, se perdió la indicación en los instrumentos de actitud de la aeronave, el sistema de instrumentos quedó inhabilitado, por la falla del sistema neumático de presión de aire hacia el panel de instrumentos.

### **Anexo G: transcripción del piloto con torre de control.**

Este sistema de neumático de presión, consiste en dos bombas de presión de aire, válvulas de control de presión, filtros en línea, interruptores de presión, válvulas de un solo paso o dirección, interruptores de presión de aire y respectivamente las tuberías y mangueras de conexión.

El sistema opera bajo una presión específica, dependiendo del sistema en particular de la aeronave o del equipo instalado en el tablero de instrumentos, la presión a la cual está trabajando el Giróscopo o Giroscopio puede leerse en un indicador localizado en el lado derecho del panel de instrumentos de la aeronave. Si una de las dos bombas deja de trabajar correctamente, el sistema indicará la falla y una luz le indicará la baja de presión en el panel de instrumento.

### **Anexo H: de identificación del sistema.**



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

Ambos motores se encontraron en su mayor parte destruidos por compresión de impacto al suelo, tanto los cilindros como el eje principal y de levas de cada motor, no mostraron evidencia de sobrecalentamiento en ningún cojinete, levas o cilindros en las partes reconocibles.

El motor derecho se encontró completamente destruido por impacto, luego de haber sido expulsado hacia uno de los patios de la fábrica de embutidos, la hélice de este motor evidencia estar detenida al momento del primer impacto, seguidamente al caer se desprende del resto del motor causando la desintegración, tanto del motor, como daño total a la hélice por compresión de impacto.

Dentro de los restos del motor derecho se encontró la unión o acople que une la bomba con la caja de accesorios del motor, con una reparación no adecuada, la cual muestra que fue utilizado un adhesivo para unir las dos partes del engranaje, este adhesivo es de color grisáceo y flexible, este dispositivo esta fabricado de plástico, por lo que cualquier adhesivo es muy remota su efectividad de adhesión.

### **Ver fotografías No. 63 a la 65**

La unión o a acople funciona como eje entre la bomba y la caja de accesorios del motor, el cual al existir una falla de la bomba de presión de aire, este se fractura inhabilitándola y la bomba se detiene para no aumentar o provocar mas daño interno de la bomba de presión de aire.

### **Ver fotografías No. 65 la 68**

La hélice del motor izquierdo se encontraba unida al motor al momento de su localización, teniendo las aspas dobladas por compresión de impacto en dirección vertical.

### **Ver fotografías No. de la 27 a la 40**



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

El cuerpo principal de la aeronave, el cual se le desprendió en vuelo un ala, un motor, los estabilizadores horizontales y el estabilizador vertical del empenaje, cayeron en forma perpendicular desde una altura de aproximadamente 9,000.0 pies y de acuerdo a la inercia del vuelo esto sucedió a 2.0 millas de distancia aproximadamente en dirección del aeropuerto internacional La Aurora, la caída del fuselaje fue de forma descontrolada, impactando primero y de forma invertida la cabina de la tripulación, por el tipo de movimiento cíclico en el eje de fuselaje, debido a que una parte del ala, junto con el motor aún se encontraban unidas antes del impacto y por el movimiento circular en su caída sin control.

El motor derecho, un tripulante aún con la silla en la que se encontraba salieron expulsados al momento del impacto, colisionando el tripulante con una serie de tuberías y construcción de metal antes de detenerse, de igual manera el motor se fragmentó en su caída aproximadamente a 40.0 metros del impacto principal del fuselaje.

### **1.12. INCENDIOS:**

No se encontró evidencia de fuego en los restos de la aeronave o a su alrededor, durante la inspección a los restos se pudo encontrar la presencia de falla por corto circuito en algunos equipos electrónicos, los cuales fueron causados por el desprendimiento de una de las alas durante el vuelo, causando que el sistema eléctrico colapsara.



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

### **1.13. SUPERVIVENCIA:**

Los tripulantes de la aeronave fallecieron debido a la velocidad de caída, los cuerpos sufrieron politraumatismo total además de lamentar una víctima fatal en la fábrica de embutidos, por el impacto del fuselaje de la aeronave en el área de calderas.

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

La toma de fotografías, evidencia y material de trabajo se efectuaron en el área del accidente, como primera parte de la investigación en la recolección de datos, posteriormente se solicitó el traslado de los restos de la aeronave a las instalaciones de la Dirección General de Aeronáutica Civil, en donde se prosiguió el estudio de las partes, sistemas y componentes, posteriormente se separaron los componentes a resguardar para una investigación más precisa de los sistemas o componentes que pudieron ser factores colaboradores en el accidente.

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

No aplica por tipo de motor, ya que es de tipo recíproco.

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

La aeronave era de uso particular/privado, utilizada para vuelos nacionales e internacionales, su base de operaciones está basada en el aeropuerto internacional La Aurora zona 13, teniendo como propietario la compañía Ocean City Commercial, la cual tenía como domicilio república de Panamá, C.A., esta aeronave estaba declarada en su certificado de matrícula para el uso de seis (6) pasajeros y un tripulante.

#### **Anexo I: Certificado de matrícula.**



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

### **1.16. INFORMACIÓN ADICIONAL:**

La empresa a la cual pertenece la aeronave, declaró en el certificado de matrícula el domicilio del operador en esta ciudad capital de Guatemala y el domicilio del propietario en Panamá.

#### **Anexo I: Certificado de matrícula.**

La compañía de seguros efectuó las reparaciones estructurales de los daños que ocasionó la aeronave en el impacto en cada área de la fábrica de embutidos, además de las viviendas y negocios aledaños, facilitó el traslado de los restos de la aeronave a las instalaciones de la Dirección General de Aeronáutica Civil, para su estudio de investigación de accidentes.

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

El proceso de investigación se basó en la evidencia documental, fotográfica, restos físicos de la aeronave y en el área del impacto, posteriormente con los restos resguardados en la Dirección General de Aeronáutica Civil, tomando en cuenta la información técnica y de operación de la aeronave fue suministrada por el fabricante en sus publicaciones técnicas.



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 FOTOGRÁFICO:



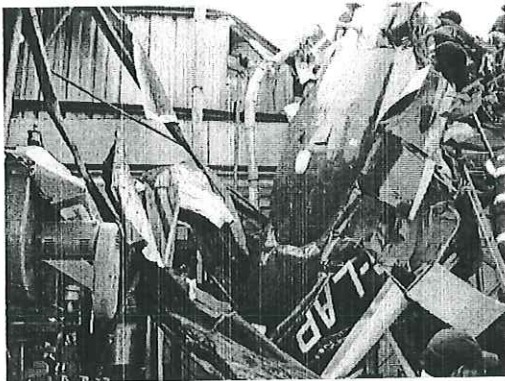
Fotografía No. 1

Vista de la aeronave TG-LAP

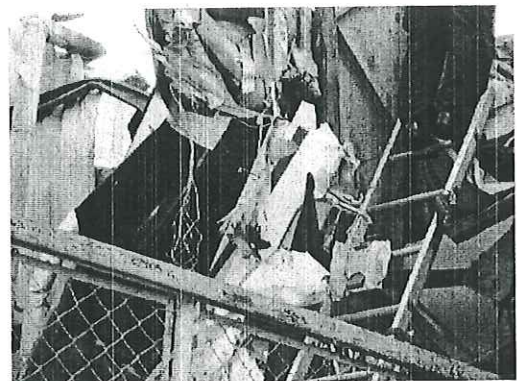


Fotografía No. 2

Matrícula de la aeronave



Fotografía No. 3



Fotografía No. 4

Aérea del Accidente



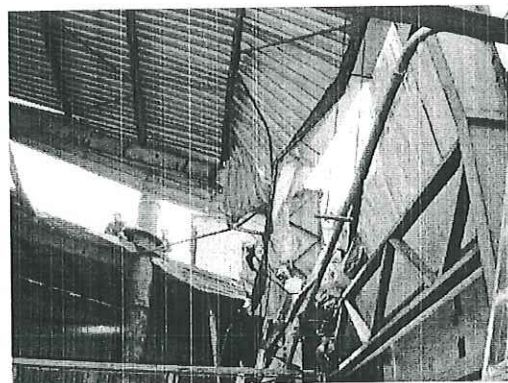
REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

## **DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

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



Fotografía No. 5

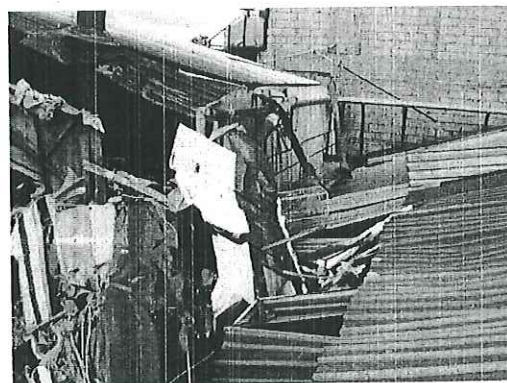


Fotografía No. 6

Vista del Hangar y de la Aeronave



Fotografía No. 7



Fotografía No. 8

Vista del fuselaje sobre el techo de la fábrica



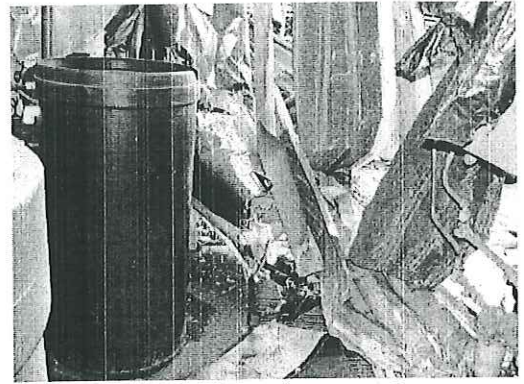
REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

## **DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

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

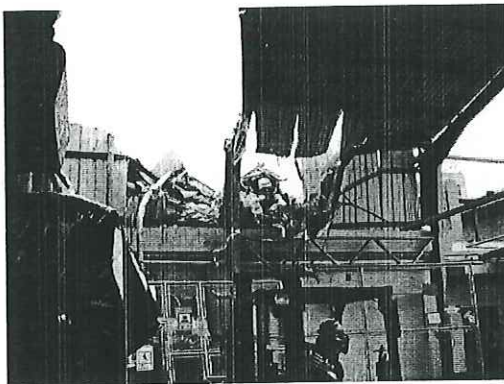


Fotografía No. 9

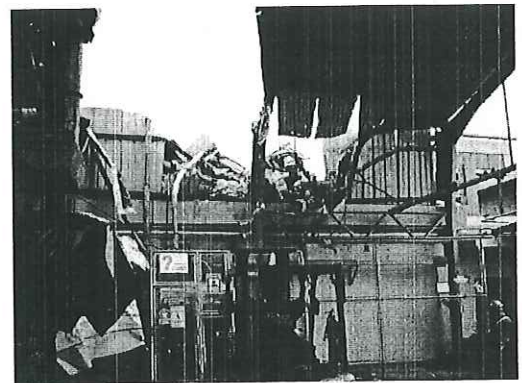


Fotografía No. 10

Vista del fuselaje desde el área trasera de la caldera



Fotografía No. 11



Fotografía No. 12

Vista del área del impacto, los restos ya fueron removidos





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

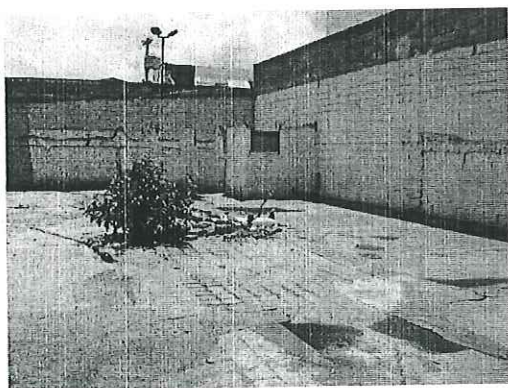


Fotografía No. 13

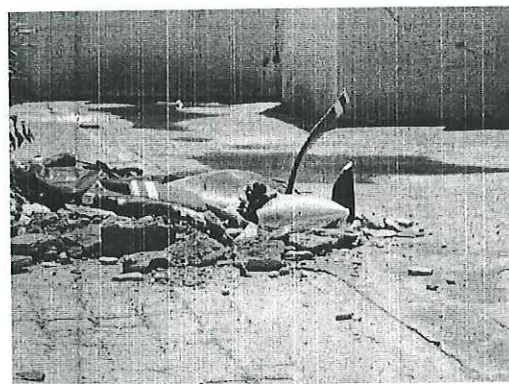


Fotografía No. 14

Vista de las secciones de la estructura donde impactó la aeronave.



Fotografía No. 15



Fotografía No. 16

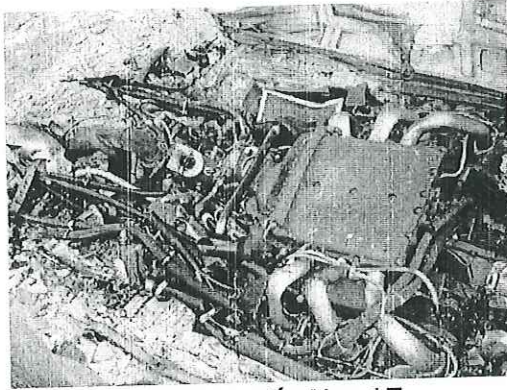
Vista del motor derecho de la aeronave



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

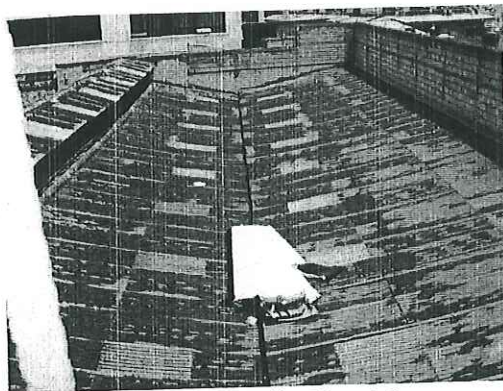


Fotografía No. 17

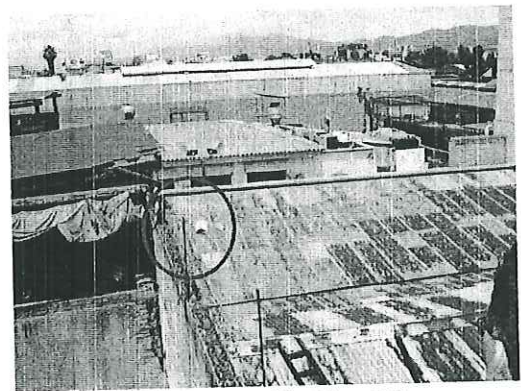


Fotografía No. 18

Vista del motor derecho parte inferior



Fotografía No. 19



Fotografía No. 20

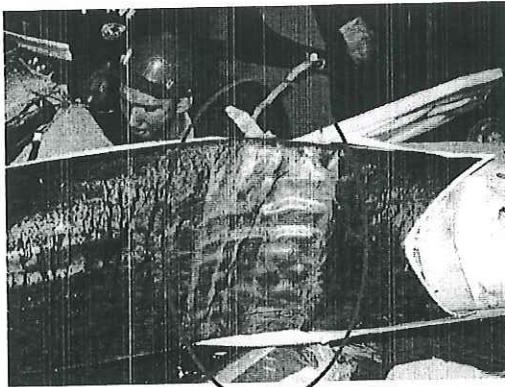
Restos de la aeronave localizados en los techos del alrededor



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



Fotografía No. 22

Impacto en el ala izquierda con la estructura metálica



Fotografía No. 23



Fotografía No. 24

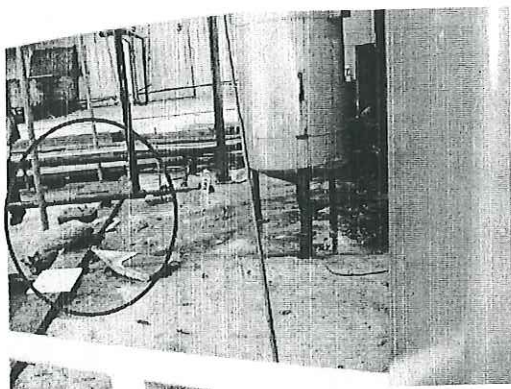
Sección del empenaje localizada sobre la avenida Bolívar a unos 45.0 metros del impacto de principal



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

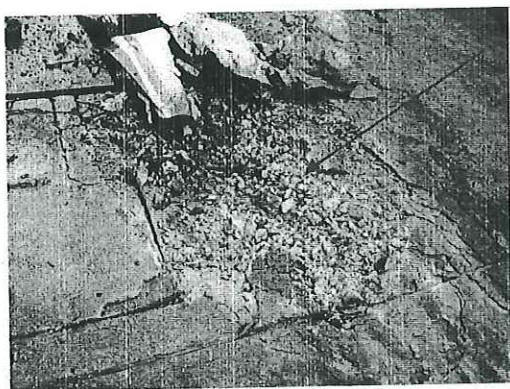


Fotografía No. 25

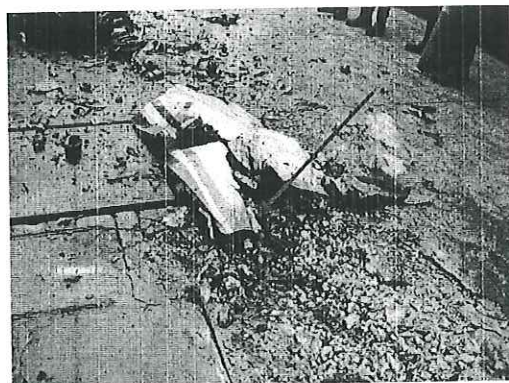


Fotografía No. 26

Restos de la aeronave expulsados con un tripulante al momento del impacto



Fotografía No. 27



Fotografía No. 28

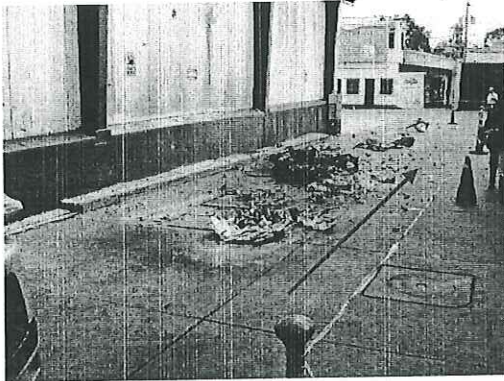
Vista del primer impacto del motor sobre uno de los patios de la fábrica.



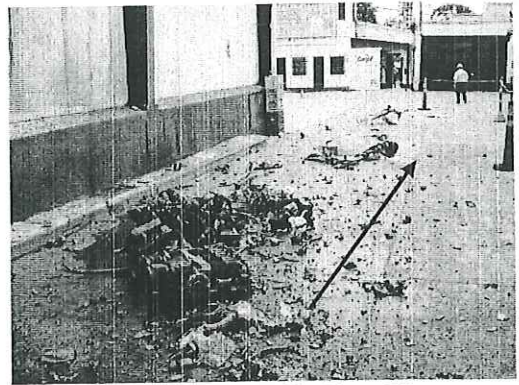
REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

## DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

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

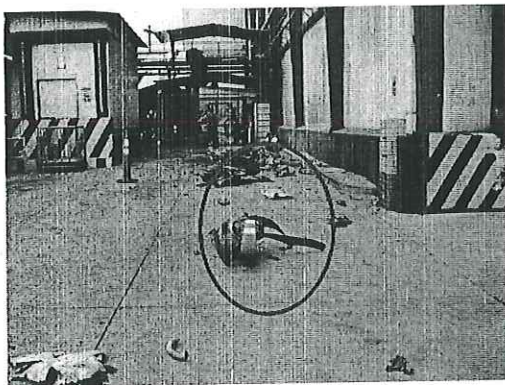


Fotografía No. 29

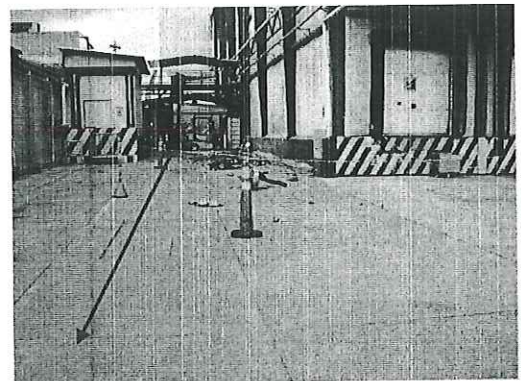


Fotografía No. 30

Dirección de impacto del motor derecho



Fotografía No. 31



Fotografía No. 32

Vista del motor derecho y sus partes en unos de los patios de la empresa



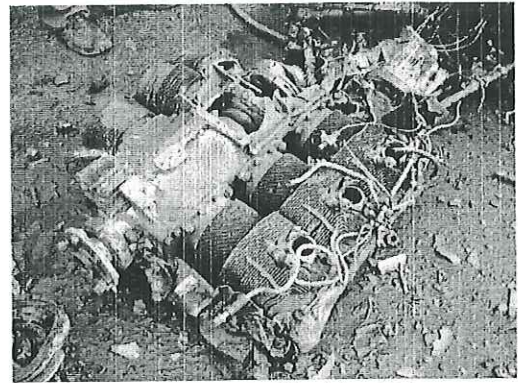
REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

**DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

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

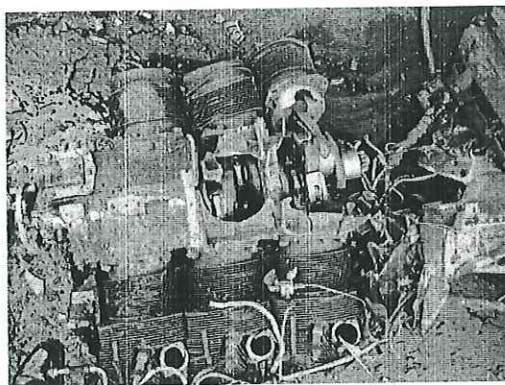


Fotografía No. 33



Fotografía No. 34

Motor derecho desarmado por la fuerza del impacto contra el terreno.



Fotografía No. 35



Fotografía No. 36

Vista de detalles del motor derecho.



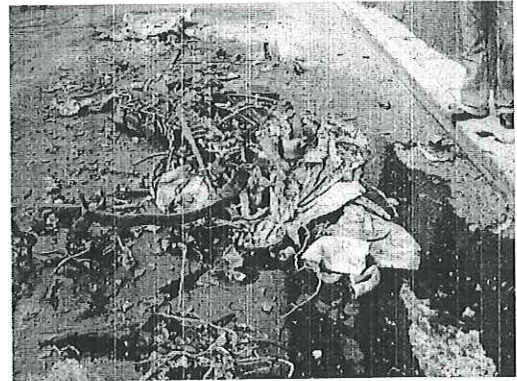
REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

## DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

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

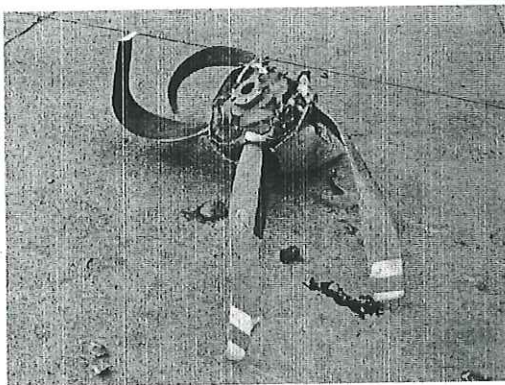


Fotografía No. 37

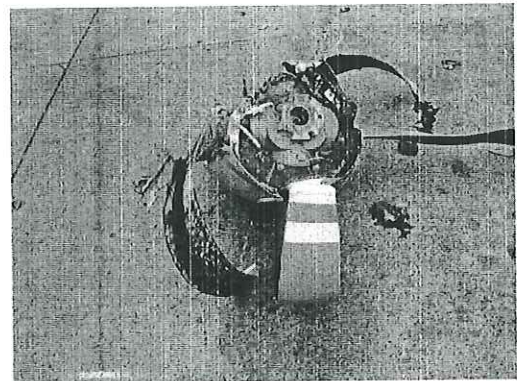


Fotografía No. 38.

Motor derecho



Fotografía No. 39



Fotografía No. 40

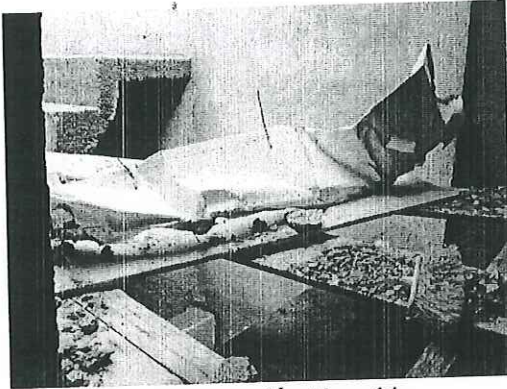
Hélice derecha separada del motor al momento del impacto



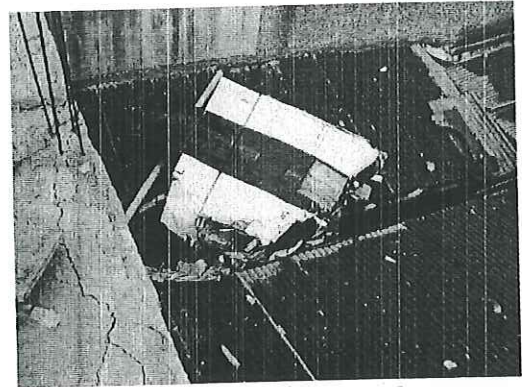
REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

## DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

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

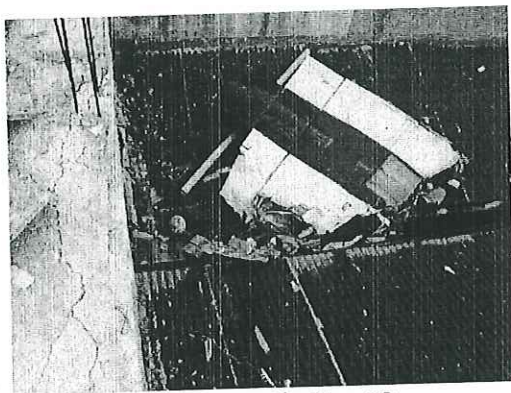


Fotografía No. 41

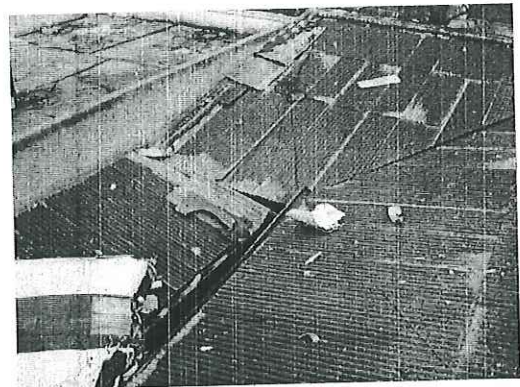


Fotografía No. 42

Secciones del fuselaje localizadas aproximadamente a 40.0 metros del impacto, principalmente dentro de una vivienda, una sección menor y la otra sobre un techo aledaño.



Fotografía No.43



Fotografía No. 44

Vista de una sección de ala sobre una vivienda.

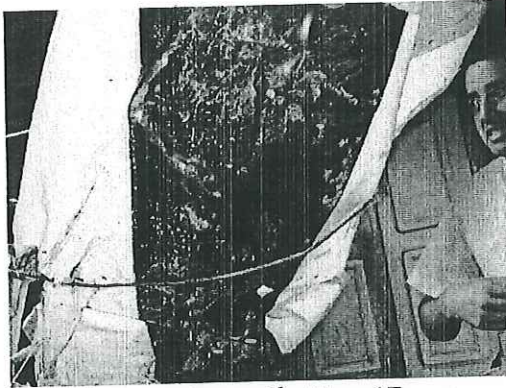




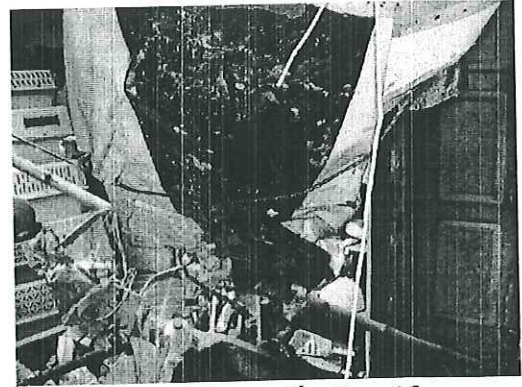
REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

## DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

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

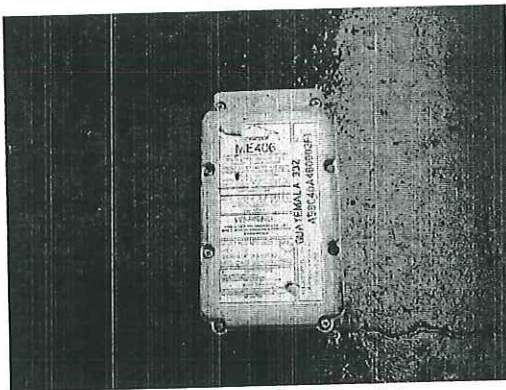


Fotografía No. 45



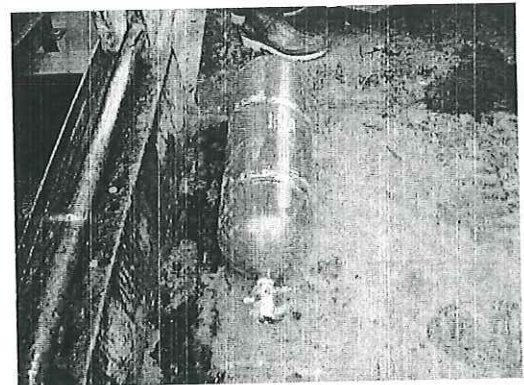
Fotografía No. 46

Sección de una de las alas dentro de una vivienda.



Fotografía No. 47

El ELT no se encontró operando.



Fotografía No. 48

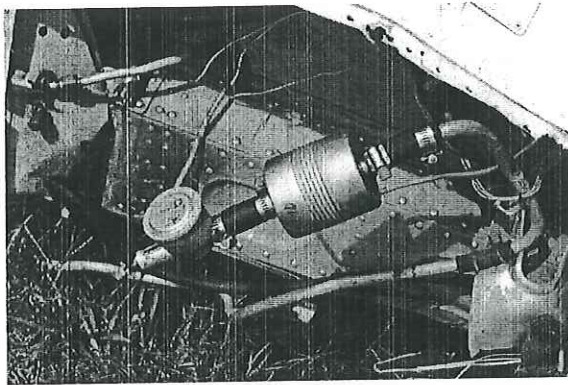
La botella de oxigeno fue localizada sin daños y vacía.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

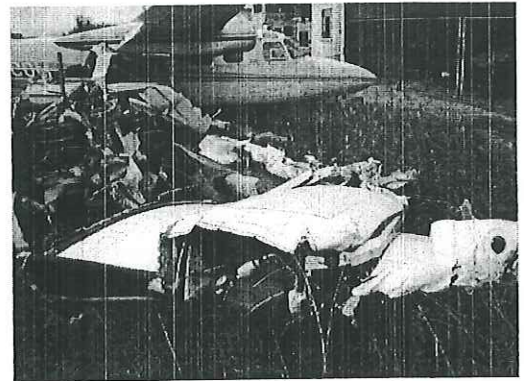
## DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

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



Fotografía No. 49

Vista del filtro del lado izquierdo



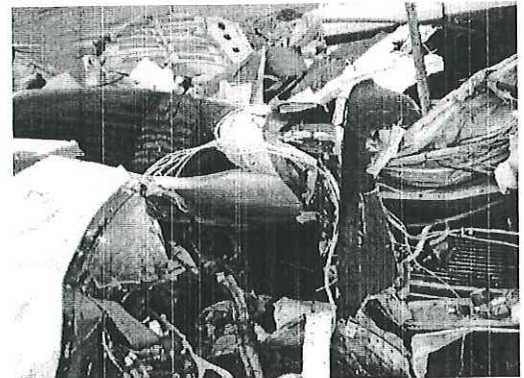
Fotografía No. 50

Sección del ala izquierda



Fotografía No. 51

Vista del filtro lado derecho



Fotografía No. 52

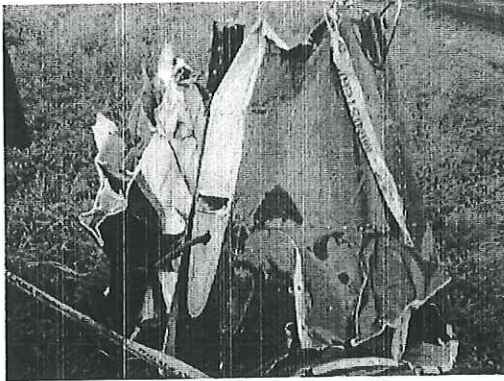
Sección de ala Derecha



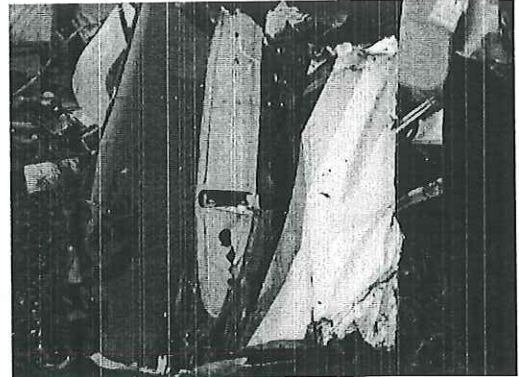
REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

**DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

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

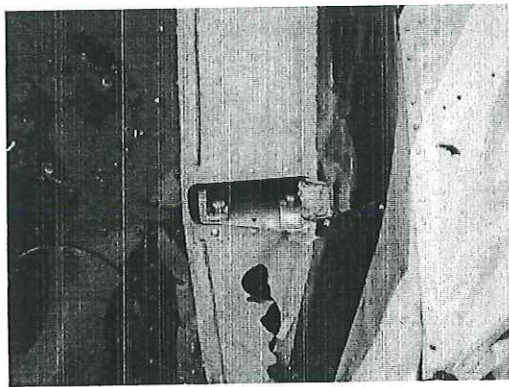


Fotografía No. 53

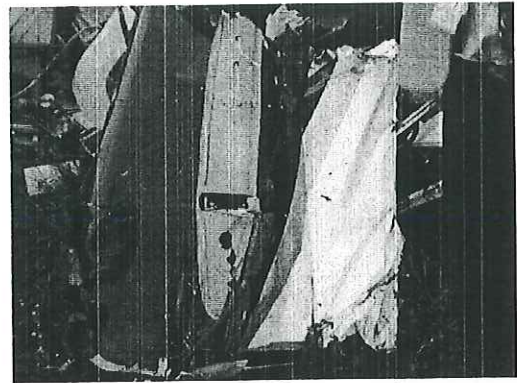


Fotografía No. 54

Sección de la base del empenaje izquierdo    Sección de la base del empenaje derecho



Fotografía No. 55



Fotografía No. 56

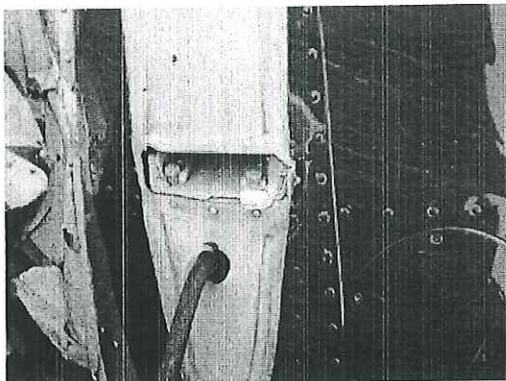
Vista de la base de los estabilizadores lado Derecho.



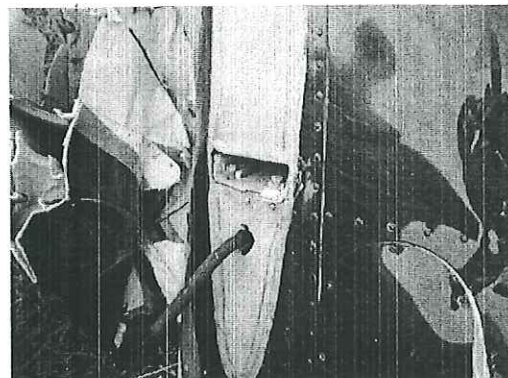
REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

**DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

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

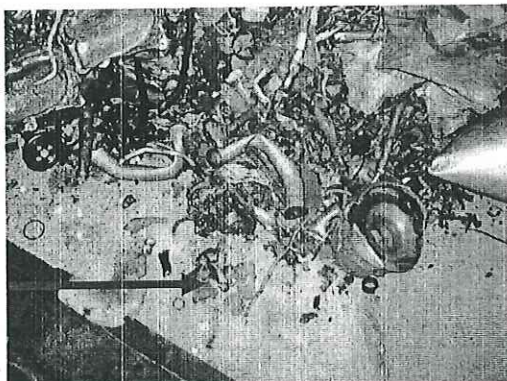


Fotografía No. 57



Fotografía No. 58

Vista de la base de los estabilizadores lado Izquierdo.



Fotografía No. 59



Fotografía No. 60

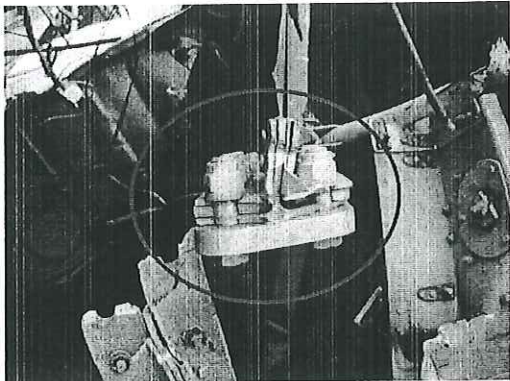
Vista de grado de destrucción de ambos motores por impacto contra el terreno y restos de las bombas de presión.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

## **DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 331-3263, 331-9587, 331-0311, 331-6483

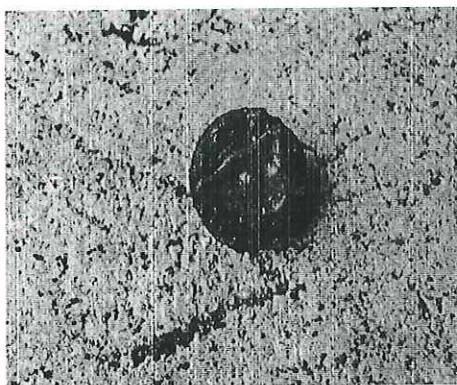


Fotografía No. 61

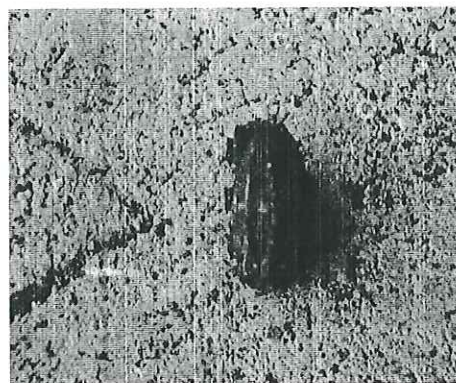


Fotografía No. 62

Vista del soporte estructural principal lado izquierdo.



Fotografía No. 63



Fotografía No. 64

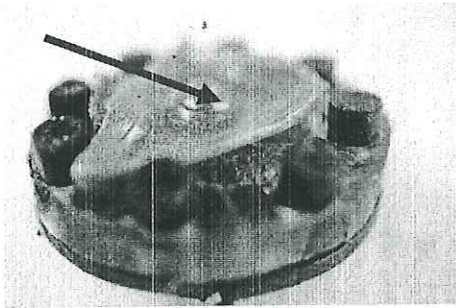
Acople o unión de bomba de presión del Sistema Pneumático.



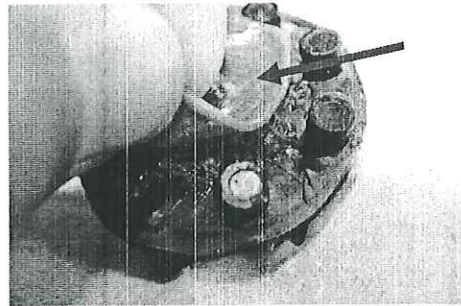
REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

## DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 331-3263, 331-9587, 331-0311, 331-6483

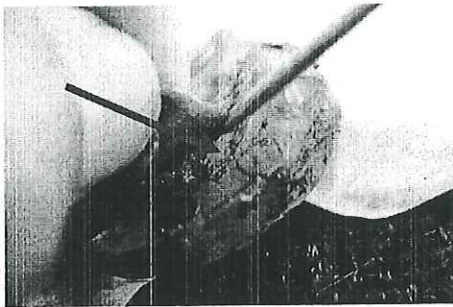


Fotografía No. 65

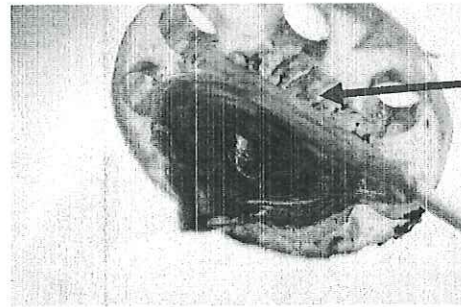


Fotografía No. 66

Vista del adhesivo utilizado



Fotografía No. 67



Fotografía No. 68

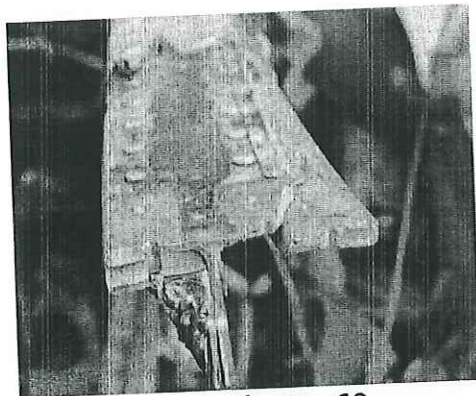
Fractura y daños del acople encontradas.



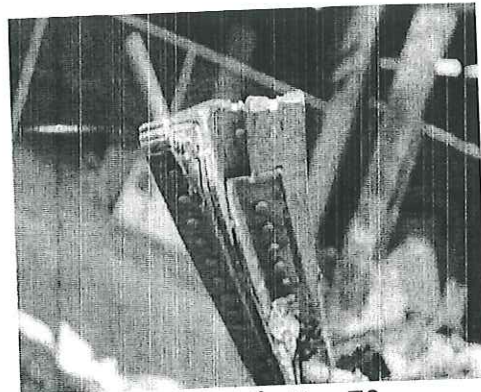
REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

## **DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

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



Fotografía No. 69



Fotografía No. 70

Soporte principal estructural ala izquierda

### **2.00 ANÁLISIS:**

La información recolectada de la operación de la aeronave, información técnica y de operación en cabina, fue la base principal para el análisis de la presente investigación.

### **2.1. INFORMACIÓN PERSONAL:**

El piloto al mando de la aeronave demostró a través de las horas acumuladas en su libro de vuelo, experiencia en la aeronave accidentada PA-31-325, dentro de su entrenamiento en el archivo interno del Departamento de Licencias, se encontró los entrenamientos requeridos para optar a la licencia comercial de avión, previo al accidente, al piloto se le computo en su libro de vuelo un total de 4.5 horas en sus últimos 30 días.

**Anexo C: ver perfil de Licencias.**



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

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

A la aeronave accidentada se le efectuó su servicio rutinario de mantenimiento anual, con un tiempo total del fuselaje de 5,493.40 hrs y un Horómetro de 612.0 hrs, durante este proceso rutinario se comprobó la instalación de filtros al Sistema Giroscópico Neumático de la aeronave, verificando su número de parte y la hoja de certificación forma 8130-3, de la FAA.

#### **Anexo D: Último reporte de inspección.**

En el proceso de aceptación de la aeronave por parte del piloto asignado, para el traslado de la aeronave del taller de mantenimiento hacia su hangar o la utilización de la aeronave para vuelo, no se encontró, ni se reportó mal funcionamiento después del mantenimiento recibido o indicaciones verbales de algún sistema que no estuviera operando normalmente.

Debido al grado de destrucción del fuselaje, líneas de presión y las bombas de presión del sistema respectivamente, resultó imposible establecer la falla directa de la bomba de presión del sistema neumático, quedando establecida la falta de indicación en los instrumentos, como la falta de presión del sistema, la cual puede establecerse por la falla de ambas bombas de presión, esto debido a que una de ellas ya había tenido una reparación no adecuada ni autorizada, fallándole la bomba restante de presión de aire que alimenta el sistema de instrumentos de actitud.

**Ver fotografía No. 63-68.**





REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

## **DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 331-3263, 331-9587, 331-0311, 331-6483

La verificación de falla por funcionamiento de una de las bombas al momento del despegue y la toma de decisión para continuar con el vuelo con una bomba operando normalmente, puede considerarse como motivo en este accidente y la falta de información del piloto en el proceso de retorno al aeropuerto internacional "La Aurora", además de la escases de información del piloto para evidenciar la posible falta o falla de una bomba del sistema durante el inicio del proceso del vuelo, fueron factores contribuyentes.

### **Anexo G: conversación de piloto y controlador.**

Las pruebas operacionales practicadas en el Departamento de Investigación de accidentes al ELT, indicaron que se encuentra en buen estado, además la antena de la aeronave se encontró reventada, al momento de su hallazgo no se encontró funcionando por impacto, el interruptor se encontró armado sin funcionamiento o señal operando por impacto.

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

Uno de los factores colaboradores más importantes, fue el hecho que la aeronave se encontraba volando bajo reglas de vuelo por instrumentos, las condiciones meteorológicas eran adversas, techo de nubes bajas al momento del despegue, presencia de nubes en la ruta y demás condiciones en la ruta de vuelo, no le permitió al piloto tener la posibilidad de establecer una referencia visual con el terreno o con el horizonte para establecer un vuelo visual al momento de la falla del sistema de instrumentos, la falta de conciencia situacional y de la actitud de la aeronave y velocidad, aunado con las condiciones fueron factor colaborador para este accidente.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

## **DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 331-3263, 331-9587, 331-0311, 331-6483

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

La torre de control a pesar de haber brindado de manera espontánea la información para el retorno al aeropuerto internacional "La Aurora", el piloto le fue imposible mantener la aeronave en una actitud de vuelo, todas las demás radio ayudas estaban trabajando en condiciones normales.

### **2.5. COMUNICACIONES:**

Los canales de comunicación estuvieron abiertos en las diferentes frecuencias de torre de control y Guatemala Radio, respectivamente, lo cual establece la presencia del control efectivo de las comunicaciones entre la aeronave y el control Radar Aurora.

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

La intención del piloto de retornar hacia el Aeropuerto Internacional "La Aurora", le obligó a efectuar distintas maniobras hacia la izquierda y la derecha, guiado únicamente con ayuda de un GPS portátil, después de perder la indicación de los instrumentos de actitud, este GPS no es un dispositivo autorizado para vuelo por instrumentos, según indicó el piloto en su conversación con el controlador ATC previo al impacto, estas maniobras fueron la acción de pilotaje que obligó a la aeronave a perder la actitud por falta de una referencia visual o de instrumentos.

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

No aplica.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

## **DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 331-3263, 331-9587, 331-0311, 331-6483

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

Durante el vuelo de retorno de la aeronave, el piloto al mando perdió la conciencia situacional por la falla del sistema de actitud de la aeronave, lo cual lo obligó a efectuar maniobras sin orientación ni conocimiento de posición de la aeronave en su entorno, provocando una desorientación de la dirección y altura, la aeronave fue sometida a maniobras que excedieron de forma intempestiva su resistencia estructural, las fracturas encontradas en el soporte estructural principal del ala izquierda, indican haberse fracturado hacia la dirección frontal con sentido superior, sugiriendo que dicha fractura estuvo sometida a una pérdida de velocidad inducida por un alto grado en el eje del ángulo lateral, en la cual subió la nariz de la aeronave, seguidamente perdió el control de maniobra al fracturarse el ala izquierda, entrando en una barrena no controlada y de forma invertida, los estabilizadores del empenaje fueron separados de su base por la velocidad de barrena en descenso, esto indicado por las marcas de torsión de la base de cada estabilizador.

#### **Ver fotografías de la 53 a la 58.**

Al momento del impacto del fuselaje con la estructura de metal de la fábrica de embutidos, el motor derecho sale expulsado del resto del fuselaje, el cual por la fuerza generada por velocidad impactó con el suelo, saliendo expulsado a unos 45.0 metros, se fragmenta totalmente, quedando pequeñas partes de los componentes del motor.

#### **Ver fotografía No. 69-70 de soportes principales**

Durante la fractura del ala izquierda, de igual manera se separa el motor izquierdo del resto del ala, separándose los componentes en el aire, impactando contra el suelo a distintas distancias del fuselaje.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

## **DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 331-3263, 331-9587, 331-0311, 331-6483

### **2.9. FACTORES CONTRIBUYENTES:**

La falta de visibilidad por la presencia de nubes en la dirección establecida por el piloto a su destino, la insuficiente información por parte del piloto al controlador de tráfico aéreo durante el vuelo, en relación a la situación real de la emergencia y el entrenamiento inadecuado en situaciones de falta o falla del sistema de actitud del panel de instrumentos fueron factores contribuyentes.

Otro factor contribuyente fue el hallazgo de una mala práctica de mantenimiento, la cual se efectuó en el couple o unión de la bomba con la caja de accesorios, la cual tenía una reparación inadecuada para los procesos estandarizados de mantenimiento preventivo y correctivo para la aeronave.

#### **2.9.1 MANTENIMIENTO:**

Los registros de mantenimiento fueron revisados y concuerdan con el procedimiento establecido para el retorno al servicio desde su última inspección de mantenimiento.

#### **Anexo J: último retorno de mantenimiento.**

#### **2.9.2 EQUIPAJE:**

No se localizó en el área de impacto, carga o equipaje significativo, encontrando solamente restos de material perteneciente a maletines de vuelo con documentación referente a cartas de navegación y manuales de operación de la aeronave, los demás restos o pertenencias personales fueron tomados por las autoridades responsables de levantar las actas de rigor de los fallecidos.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

## **DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 331-3263, 331-9587, 331-0311, 331-6483

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

Las secciones que se separaron del fuselaje durante la caída de la aeronave, fueron localizadas en un radio aproximadamente de 45.0 metros, el área del mayor impacto por haber sido dentro de un área industrial, se puede considerar que los daños fueron menores en relación a pérdida de vidas, debido a lo poblado y concurrido de la zona 3 capitalina, fueron extremadamente menores si se considera la posibilidad si el impacto hubiese sido en una área concurrida, ya sea de vehículos en movimiento o de paso peatonal (el paso del trébol de la zona 3, centros comerciales concurridos, mercados municipales o cantonales existentes en dicha zona).

### **3.00 CONCLUSIONES:**

El piloto contaba con suficiente experiencia, conocimiento y entrenamiento de la operación de la aeronave Piper PA-31-325, **no así** para situaciones de pérdida del Panel de instrumentos en condiciones de vuelo por instrumentos en emergencia.

La pérdida de conciencia situacional fue provocada por la falla de los instrumentos de actitud de la aeronave.

La falta de información para el controlador de torre en relación a la magnitud de la emergencia, fue inadecuada, lo que no permitió que el ATC le diera el 100% de prioridad apropiada a la aeronave.

El clima de las horas precedentes y durante el accidente a la altitud de vuelo de la aeronave fue altamente adverso, imposibilitando el cambio de tipo de vuelo por instrumentos a tipo de vuelo visual, al momento de la solicitud a ATC por parte del piloto.



REPUBLICA DE GUATEMALA, C.A.

## **DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL**

AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA, ZONA 13 - TELS.: 331-3263, 331-9587, 331-0311, 331-6483

Las maniobras efectuadas sin la conciencia situacional, provocaron la fractura y separación de componentes del fuselaje, haciendo que la aeronave perdiera en su totalidad la capacidad de sustentación para vuelo.

La falla de ambas bombas pertenecientes al sistema de presión de aire de los instrumentos, tomando en cuenta que ya existía una reparada inadecuadamente, fue la causa principal que provocó la pérdida de la conciencia situacional y debido a la falta de visibilidad, por el factor clima, provocó que las maniobras de vuelo fueran descontroladas a una altura de 9,000.0 pies y las fuerzas de gravedad fueron superiores a la resistencia del fuselaje, esto indujo a que se perdiera el control de la aeronave y la consecuente separación de los componentes del fuselaje.

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

La falta de procedimientos por parte de los usuarios o dueños de aeronaves, al recibirla posteriormente de habersele efectuado el mantenimiento requerido y/o programado por el fabricante, efectuado por una OMA, no es lo suficientemente restricto para garantizar el buen funcionamiento de todos los sistemas y componentes de las aeronaves, por lo que se recomienda la implantación de un procedimiento dentro de las RAC correspondientes, para la entrega personalizada posterior a un servicio, manteniendo una copia firmada y ratificada por la OMA del piloto que efectuó todas las pruebas operacionales de mantenimiento y de vuelo descritas en la sección correspondiente del Manual de Mantenimiento de cada aeronave.



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

Mejorar el entrenamiento de instructores de vuelo y dar la vigilancia necesaria o adecuada a los cursos de entrenamiento de pilotaje, para proveer pilotos competentes a un estándar internacional que permitan mantener y mitigar los riesgos de este tipo de accidente (pérdida de indicación de panel de instrumentos), a un nivel adecuado, para la seguridad aeronáutica guatemalteca.

Impartir seminarios y entrenamientos por parte de la DGAC, tal como Administración o Manejo de Trafico Aéreo (ATM), curso de toma de decisiones etc., para ayudar a identificar problemas que enfrentan este tipo de vuelo día a día, con esto brindar asistencia a personal en procedimientos y experiencias de cualquiera situación en emergencia por instrumentos.

Aumentar el nivel de vigilancia por medio del programa de control interno del Departamento correspondiente, para no permitir la autorización de vuelos a pilotos que no han tenido un recurrente de instrumentos, exigido por la RAC LPTA, además de disminuir el tiempo para dichos recurrentes dentro de la Regulación de Aviación Civil, con el fin de dar un aumento a la Seguridad Operacional Aeronáutica en nuestro país debido a su orografía y ambiente meteorológico durante cada invierno.

Guatemala, 9 de Septiembre del 2010.

**VICTOR HAROLDO CELADA MUÑOZ**

Jefe del Departamento  
Seguridad de Vuelo e Investigación de Accidentes



C. c. archivo

ANEXO "A"  
PLAN DE VUELO



TX1428

DE : CIRCULO AEREO

NO. DE FAX : 23600047

19 MAY. 2010 08:25

Tipo o condición de vuelo	IFR <u>4</u>	VFR
---------------------------	--------------	-----

### PLAN DE VUELO (FLIGHT PLAN)

Color de Aeronave Color of Aircraft	<u>Blanco Azul</u>
--	--------------------



## CIRCULO AEREO GUATEMALTECO

REPUBLICA DE GUATEMALA

Nº 01209

1. Matriculas de la Aeronave Registration No. of Aircraft <u>TG-LAP</u>		2. Tipo de Aeronave Type of Aircraft <u>PA-31</u>		3. Operador y No. de Vuelo Operator and Flight No. <u>2604</u>		
4. Combustible a bordo Hrs. Fuel on Board-Hrs. <u>3+30</u>		5. Personas a Bordo Persons on board <u>03</u>		6. Nombre de Piloto Pilot's Name <u>Francisco Pineda</u>		
7. Lugar de Salida Point of Departure <u>MGGT</u>		ETD <u>NH:30</u>	ATD	8. Lugar de Destino Point of Destination <u>MSSS</u>		9. Aeropuerto Alterno Alternate Airport <u>MSLP</u>
Ruta Route <u>AOR-A770-YSK</u>		ETE <u>0445</u>	AIA	Altitud Altitude <u>14000</u>		
Velocidad Speed <u>190 KTS</u>		Frecuencia Frequency <u>STD</u>		Equipo de Navegación Nav. Equipment <u>ADF VOR</u>		
Fecha Date <u>29/5/10</u>		Firma del Piloto o Responsable Pilot's Signature or Representative <u>Francisco Pineda</u>				
Observaciones: <u>Vuelo privado / Guillermo Zaid / Orlando Soto</u>						



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

**RECIBIDO**  
01 JUN 2010

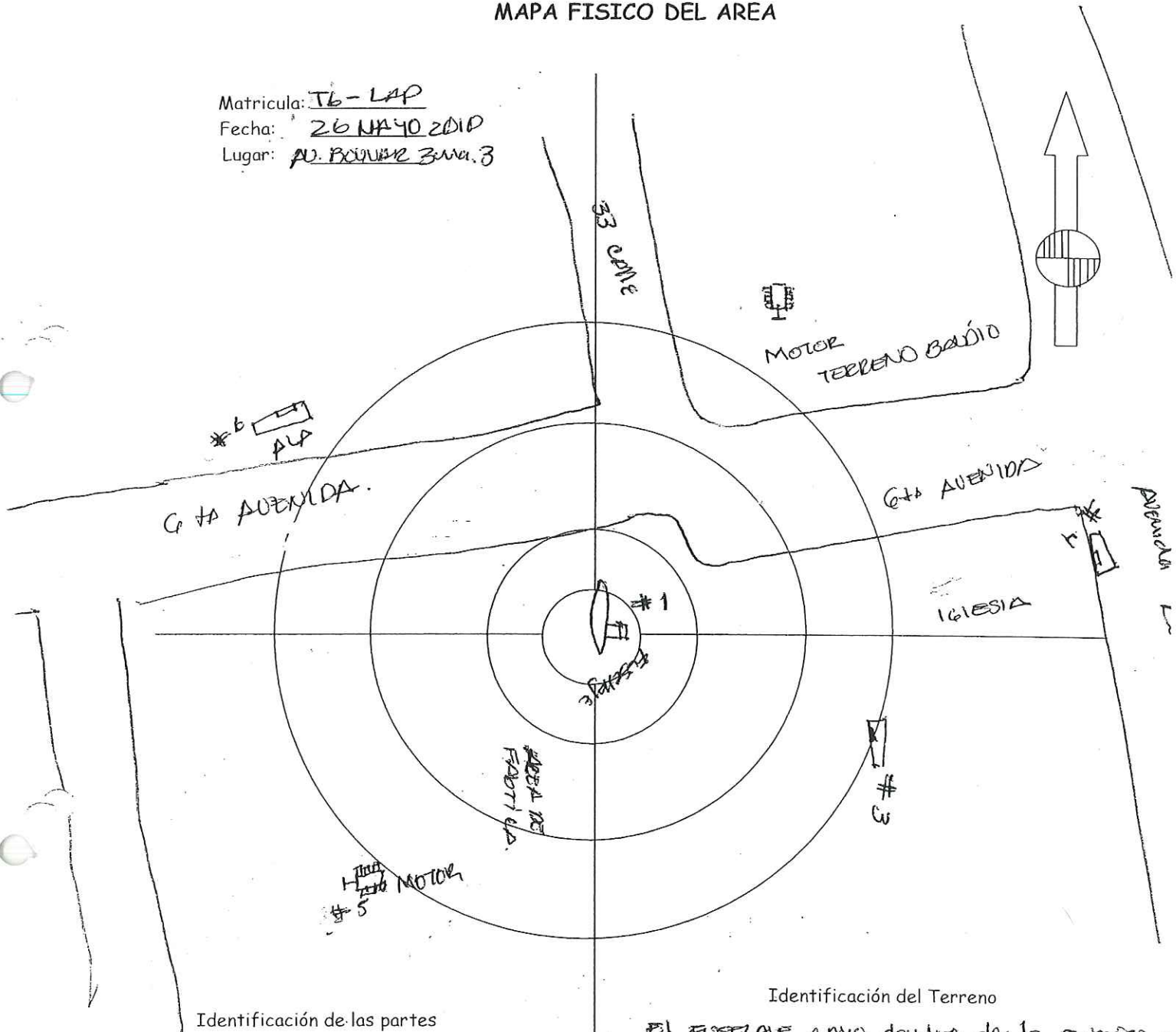
Hora: 11:00  
Firma: [Signature]

31 Mayo 2010  
11:00

ANEXO "B"  
MAPA FÍSICO  
DEL ÁREA

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL  
 DEPARTAMENTO DE SEGURIDAD DE VUELO E INVESTIGACION DE  
 ACCIDENTES  
 MAPA FISICO DEL AREA

Matricula: T6-LAP  
 Fecha: 26 MAYO 2010  
 Lugar: AV. BOULVARD ZONA 3

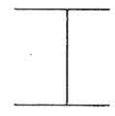


Identificación de las partes

1. FUSELAJE
2. MOTOR DERECHO
3. ESTABILIZADOR HORIZONTAL
4. ESTABILIZADOR HORIZONTAL
5. MOTOR IZQUIERDO
6. ALA BAJA

Identificación del Terreno

El FUSELAJE CAYO dentro de la fabrica c  
 Embutidos ocupada en LA CAL AV. 33-49  
 Zona 3 en LA CIUDAD CAPITAL DE GUATEMALA



Distancia 10 M. entre líneas

ANEXO "C"  
PERFIL PERSONAL  
AERONÁUTICO



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



**Correlativo:** 2000822  
**Nombre:** FRANCISCO PINEDA VELA  
**Telefono:** 224742270 226122 5204-8124  
**Tipo:** Independiente  
**Nacimiento:** GUATEMALA  
**Sexo:** Masculino  
**Nacionalidad:** GUATEMALTECA  
**Educativo:** Diversificado  
**Pasaporte:**  
**Estado Civil:** 0. Soltero  
**Identidad:** A-1 887448  
**Domicilio:** 0 AV. 0-20 ZONA 16  
**Ap. Postal:**  
**Idiomas:**  
**Adicionales:**

**Nacimiento:** 04/Aug/1974  
**Autoridad:** GUATEMALA  
**Correo:** fformat@amigo.net.g  
**Libro:**  
**Folio:**  
**Cabello:** NEGRO  
**Ojo:** CAFE  
**Peso:** 175  
**Estatura:** 1.81  
**Fecha Exame:** 01/Oct/2007  
**Recibo:**

**Licencia 2664 PILOTO COMERCIAL- AVIÓN**

Pais: GUATEMALA, Escuela: N/A, Examinador: N/A, Fecha Emisión: 2010-03-25, Fecha Vencimiento: 2015-03-31

Habilitaciones	Inicial	Final
AVION MONOMOTOR TERRESTRE.	04/Mar/0998	
AVION MULTIMOTOR TERRESTRE.	22/Jan/2003	
INSTRUMENTOS	24/Jan/2003	

**Licencia 485 PILOTO PRIVADO- HELICÓPTERO**

Pais: GUATEMALA, Escuela: N/A, Examinador: CARLOS BENJAMIN CASTAÑAZA GUTIERREZ, Fecha Examen Práctico: 2005-06-17, Fecha Emisión: 2005-06-21, Fecha Vencimiento: 2010-06-21

Habilitaciones	Inicial	Final
HELICOPTERO MONOMOTOR TERRESTRE.	21/Jun/2005	

**Certificado de Validez**

**Lista de Certificados**

Certificado	Inicial	Final
Certificado: 3960A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2008-09-03, Resultados: SATISFACTORIO, Anotaciones: SATISFACTORIO	03/Sep/2008	31/Mar/2009
Certificado: 2664A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2009-04-01, Resultados: SATISFACTORIOS, Anotaciones: SATISFACTORIOS	03/Apr/2009	31/Oct/2009
Certificado: 2664A, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2009-10-16, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	16/Oct/2009	30/Apr/2010
Certificado: 2664, Medico: MODESTO GARAY MOYA, Clase Examen: CLASE 1, Fecha Examen: 2010-03-26, Resultados: No Registrado, Anotaciones: Ninguna	30/Apr/2010	30/Sep/2010

**Gestión**

**Lista de Gestiones**

Gestión	Inicial	Final
Licencia: 2664, Documento: , Tipo de Gestion: FALLECIMIENTO, Cambio en Numero de Licencia: 2664	27/May/2010	01/Jan/1000

**ANEXO "D"**  
**ÚLTIMO REPORTE**  
**DE INSPECCIÓN**

# PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

## TABLE III-1. INSPECTION REPORT

NOTE —

Refer to Notes 1, 2, 3, and 4 before performing inspections.

— NOTE —

Perform all inspections or operations at each inspection interval as indicated by a circle (O).

Nature of Inspection	Inspection time (hrs)					
	L	R	50	100	500	1000
<b>A. PROPELLER GROUP</b>						
1. Inspect spinner and back plate for cracks.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
2. Inspect blades for nicks and cracks.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
3. Inspect for grease and oil leaks.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
4. Lubricate per lubrication chart. (Refer to section II).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
5. Inspect spinner mounting brackets for cracks.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
6. Inspect propeller mounting bolts and safety. (Check torque if safety is broken).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
7. Inspect hub parts for cracks and corrosion. (Refer to Piper Service Bulletin No's. 926 and 927, latest revision of Hartzell Propeller Inc. Service Bulletin No's. 164 and 165, and AD 93-16-14.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
8. Rotate blades and check for tightness in hub pilot tube.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
9. Inspect propeller air pressure. (Check at least once a month.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
10. Check condition of propeller deicer system. (Refer to section XIV.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
11. If installed, inspect condition of synchronizer or synchrophaser.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
12. Remove propellers; remove sludge from propeller and crankshaft. (See Note 45.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
13. Overhaul propeller. (See Note 8.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
<b>B. ENGINE GROUP</b>						
<i>WARNING: Ground magneto primary circuit before working on engine.</i>						
<b>NOTE:</b> Read notes 5, 6 and 7 prior to completing this inspection group.						
1. Remove engine cowl. (See Note 44).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
2. Clean and inspect cowling for cracks, distortion, and loose or missing fasteners.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
3. Drain oil sump.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
4. Clean suction oil screen at oil change. Inspect screen for foreign particles.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
<b>THIS SPACE INTENTIONALLY LEFT BLANK</b>						

TABLE III-I. INSPECTION REPORT

Nature of Inspection	Inspection time (hrs)					
	L	R	50	100	500	1000
<b>B. ENGINE GROUP (cont.)</b>						
5. Change full flow (cartridge type) oil filter element. Inspect element for foreign particles. (See Note 9.).....						
6. Inspect oil temperature sender unit for leaks and security.....						
7. Inspect oil lines and fittings for leaks, security, chafing, dents and cracks (See Notes 10 and 42.).....						
8. Clean and inspect oil radiator cooling fins. ....						
9. Remove and flush oil radiator .....						
10. Inspect rocker box covers for evidence of oil leaks. If found, replace gaskets and torque cover screws 50 inch-pounds. (See Note 11.) .....						
11. Inspect wiring to engine and accessories. Replace damaged wires and clamp. Inspect terminals for security and cleanliness. ....						
12. Inspect spark plug cable leads. ....						
13. Inspect spark plug ceramics for corrosion and deposits. ....						
14. Check cylinder compression. (Reference: AC43.13-1A.).....						
15. Inspect cylinders for cracked or broken fins. (See Note 12.) .....						
16. Fill engine with oil as per lubrication chart. (Refer to Section II.).....						
17. Clean engine. ....						
NOTE: If fouling of spark plugs has been apparent, rotate bottom and top plugs.						
18. Inspect condition of spark plugs. Clean and adjust gap, per latest revision of Textron Lycoming Service Letter No. 1042. ....						
19. Inspect ignition harnesses and insulators for high tension leakage and continuity. ....						
20. Check magneto main points for clearance. (Refer to Section VIII, VIIIA, or VIIIB.) .....						
21. Check magneto retard points for proper retard angle. (Refer to Section VIIIA or VIIIB.) .....						
22. Inspect magnetos for oil leakage. ....						
23. Inspect breaker felts for proper lubrication. ....						
24. Inspect distributor blocks for cracks, burned areas or corrosion, and height of contact springs. (See Note 13.).....						
25. Check magnetos to engine timing. (20° degrees BTC.).....						
26. Inspect D3200 pressurized (blue) magneto gears. (Refer to latest revision of Textron Lycoming Service Bulletin No. 459.) (See Note 15.).....						
27. Overhaul or replace magnetos. (See Notes 14.).....						
28. Remove air cleaner screen and clean.....						
29. Remove and clean fuel injector inlet line screen. Clean injector nozzles as required. (Clean with acetone only.).....						

Revised: 2/18/94

Interim Revision: 12/02/94

INSPECTION



# PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

## TABLE III-I. INSPECTION REPORT

Nature of Inspection	Inspection time (hrs)					
	L	R	50	100	500	1000
<b>B. ENGINE GROUP (cont.)</b>						
30. Overhaul or replace fuel injector at engine. (See Note 14.)						
31. Inspect condition of alternate air door and box and rigging. (Refer to Section VIII, VIII A. or VIII B.)						
32. Inspect intake seals for leaks and clamps for tightness.						
33. Inspect condition of flexible fuel lines. (See Note 16.)						
34. Inspect fuel system for leaks.						
35. Inspect engine driven and electric fuel pumps for operation and pressure (Refer to Section IX.)						
36. Overhaul or replace engine driven and electric fuel pumps. (See Note 14.)						
37. Replace hydraulic filter element. Check element for contamination.						
38. Inspect condition of hydraulic filter canister. Inspect thread area for cracks and condition.						
39. Inspect hydraulic pump and gasket for leaks.						
40. Inspect condition of flexible hydraulic lines. (See Notes 10 and 42.)						
41. Overhaul or replace hydraulic pump. (See Note 14.)						
42. Inspect condition of pressure pump and security of lines.						
43. Overhaul or replace pressure pump.						
44. Inspect throttle, alternate air, injector, mixture and propeller governor controls for travel and operating condition. (See latest revision of Piper Service Bulletin No. 550.)						
45. Inspect exhaust stacks for cracks. Inspect exhaust stack gaskets and replace gaskets as required.						
46. Inspect breather tube for obstructions and security.						
47. Inspect crankcase for cracks, leaks, and security of seam bolts.						
48. Inspect engine mounts for cracks and loose mounting.						
49. Inspect all engine baffles for cracks. (See latest revision of Piper Service Bulletin No. 693, latest revision.)						
50. Inspect rubber engine mounts for deterioration. (See Note 17.)						
51. Inspect fire walls for cracks.						
52. Inspect condition of fire wall seals.						
53. Inspect condition and tension of alternator drive belt.						
54. Inspect condition of alternator and starter.						
55. Overhaul or replace starter and alternator. (See Note 14.)						
56. Inspect condition of flexible pneumatic lines; replace as necessary. (See Note 18.)						
57. Lubricate all controls. (Do not lubricate Teflon liners of control cables.)						
58. Inspect security of air conditioning compressor mounting.						
59. Check air conditioning compressor for leaks. (See Note 19.)						
60. Inspect air conditioning compressor drive belt condition and tension. (Refer to Section XIV.)						
61. Inspect air conditioning compressor clutch security and wiring. (See Note 20.)						

Revised: 2/18/94

Interim Revision: 12/02/94

INSPECTION

# PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

## TABLE III-I. INSPECTION REPORT

Nature of Inspection	Inspection time (hrs)					
	L	R	50	100	500	1000
<b>B. ENGINE GROUP (cont.)</b>						
63. Overhaul or replace propeller governor. (Refer to latest revision of Hartzell Service Letter 61.)						
64. Complete overhaul of engine or replace with factory rebuilt. (See Note 14.)						
<b>C. TURBOCHARGER GROUP</b>						
1. Visually inspect system for oil leaks, exhaust system leaks and general condition.						
2. Inspect the compressor wheel for nicks, cracks or broken blades.						
3. Inspect for excess bearing drag or wheel rubbing against housing.						
4. Inspect turbine wheel for broken blades or signs of rubbing.						
5. Inspect operation of alternate air control.						
6. Inspect oil inlet and outlet ports in center housing for leaks.						
7. Inspect turbine heat blanket for condition and security.						
8. Inspect linkage between bypass valve and actuator.						
9. Inspect induction and exhaust components for worn or damaged areas, loose clamps, cracks and leaks. (See Notes 21, 22 and 23.)						
10. Inspect the turbocharger mount for cracks, condition and security to the engine and turbocharger. (See Note 24.)						
11. Inspect fuel injection nozzle reference manifold for deteriorated hose, loose connections, leaks or obstructions.						
12. Inspect fluid power lines for leaks and security.						
13. Inspect for oil leakage from the controller.						
14. Check operation of compressor bypass door.						
15. Overhaul or replace turbocharger. (See Note 14.)						
16. Install engine cowl. (See Note 45.)						
<b>D. CABIN GROUP</b>						
1. Remove inspection panels.						
2. Inspect entrance, pilot, cargo and baggage doors for damage, operation and security. Inspect condition of latches and hinges for operation and security.						
3. Inspect windows for condition and security.						
4. Inspect emergency exist latching mechanism. (See Note 25.)						
5. Inspect upholstery for tears.						
6. Inspect seats, seat belts, security brackets and bolts.						
7. Inspect trim operation.						
8. Inspect operation of rudder pedals.						
9. Inspect operation of parking brake.						
10. Inspect condition of control wheels, column, pulleys, and cable. (See Note 26.)						

Revised: 2/18/94  
 Interim Revision: 12/02/94

INSPECTION

# PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

## TABLE III-I. INSPECTION REPORT

Nature of Inspection	Inspection time (hrs)			
	50	100	500	1000
<b>D. CABIN GROUP (cont.)</b>				
11. Inspect aileron sprocket and chain per Section III. ....			0	0
12. Check operation of landing, navigation, cabin and instrument lights. ....	Mechanics	0	0	0
13. Inspect condition of instruments, lines and attachments. ....	Mechanics	0	0	0
14. Inspect gyro operated instruments and electric turn and bank. (Overhaul or replace as required.) ....	Mechanics	0	0	0
15. Inspect pitot tube(s), lines and static vents for condition, security and stoppage. ....	Mechanics	0	0	0
16. Inspect altimeter. (Calibrate altimeter system in accordance with FAR 91. [ ], if appropriate.) ....	Mechanics	0	0	0
17. Change manifold pressure gauge filters. ....	Mechanics	0	0	0
18. Drain cross-feed line. ....	Mechanics	0	0	0
19. Inspect operation of fuel selector valves. (Refer to Piper Service Bulletin No. 648A, latest revision.) ....	Mechanics	0	0	0
20. Replace Scott fuel selector valve O-rings. (Refer to Piper Service Bulletin No. 648A, latest revision.) ....	Mechanics	0	0	0
21. Inspect operation of cross-feed valve. ....	Mechanics	0	0	0
22. Inspect fuel selector and cross-feed valve control cables per Section III. (Refer to Piper Service Bulletin No. 592, latest revision.) ....	Mechanics	0	0	0
23. Inspect operation of emergency shutoff valves. ....	Mechanics	0	0	0
24. Inspect operation of heater fuel valve. ....	Mechanics	0	0	0
25. Inspect emergency hydraulic hand pump. (See Note 27.) ....	Mechanics	0	0	0
26. Inspect operation of switches to indicators registering fuel tank quantity. ....	Mechanics	0	0	0
27. Inspect oxygen outlets for defects and corrosion. ....	Mechanics	0	0	0
28. Inspect oxygen system operation and components. (See Note 47) ....	Mechanics	0	0	0
29. Inspect condition of environmental system ducts. ....	Mechanics	0	0	0
30. Install inspection panels. ....	Mechanics	0	0	0
<b>E. FUSELAGE AND EMPENNAGE GROUP</b>				
1. Inspect condition of skins for visible damage. ....	Mechanics	0	0	0
2. Remove inspection plates and panels. ....	Mechanics	0	0	0
3. Inspect wing splice plate for corrosion and cracks. (See Note 46.) ....	Mechanics	0	0	0
4. Inspect fluid in brake reservoir. (Fill as required.) ....	Mechanics	0	0	0
5. Inspect battery, box and cables. (Inspect at least every 30 days. Flush box as required, and fill battery per instructions on box.) ....	Mechanics	0	0	0
6. Inspect heater for fuel or fume leaks. (Refer to AD 82-07-03.) and Note 48.) ....	Mechanics	0	0	0
7. If installed, inspect aft heater for fuel or fume leaks. (Refer to AD 82-07-03 and Note 48.) ....	Mechanics	0	0	0
8. Check recommended time for overhaul of heater. (Refer to Section XIII and (Refer to AD 82-07-03.)) ....	Mechanics	0	0	0
9. Inspect electronic installations for security and operation. ....	Mechanics	0	0	0
10. Inspect bulkheads and stringers for damage. (Refer to Piper Service Bulletin No. 636, latest revision.) ....	Mechanics	0	0	0
11. Inspect antenna mounts and electric wiring for damaged insulation and security. ....	Mechanics	0	0	0

Revised: 2/18/94  
Interim Revision: 12/02/94

INSPECTIO

# PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

## TABLE III-I. INSPECTION REPORT

Nature of Inspection	Inspection time (hrs)			
	50	100	500	1000
<b>E. FUSELAGE AND EMPENNAGE GROUP (cont.)</b>				
12. Check hydraulic power pack fluid level. Fill as required.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
13. Inspect hydraulic power pack and lines for damage and leaks.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
14. Inspect landing gear rod or cable for corrosion and general condition.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
15. Inspect roll pin in hydraulic power pack. (Refer to Section VI.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
16. Inspect fuel lines, valves, and gauges for damage and operation.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
17. Inspect forward baggage door latch and hinge operation and security.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
18. Inspect security of all lines.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
19. Inspect vertical stabilizer and rudder surfaces for damage.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
20. Inspect rudder and tab hinges, horns, and attachments for damage and operation.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
21. Inspect security of vertical fin attachments.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
22. Inspect rudder and tab hinge bolts for excess wear.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
23. Inspect rudder trim mechanism installation. (See Note 26.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
24. Inspect horizontal stabilizer and elevator surfaces for damage.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
25. Inspect elevator and tab hinges, horns, and attachments for damage and operation. (See Note 28.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
26. Inspect horizontal stabilizer attachments.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
27. Inspect elevator and tab hinge bolts and bearings for excess wear. (See Note 29.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
28. Inspect elevator, stop screws and nuts for damage, looseness or evidence of movement, proper torque of jam nuts per latest revision of Piper Service Bulletin No. 649.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
29. Inspect elevator trim mechanism installation. (See Note 26.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
30. Inspect elevator balance spring tension. (Refer to Service Manual, Section V, and latest revision of Piper Service Bulletin No. 626.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
31. Inspect primary aileron, rudder, elevator control cables and trim cables, turnbuckles, guides, and pulleys for tension, safety, damage and operation. (See Note 26.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
32. Inspect aileron, rudder, elevator rod end bearings for condition and freedom of movement. (Refer to AD 93 24 02.) (See Note 43.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
33. Clean and lubricate elevator and rudder trim drum screws.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
34. Inspect anti-collision lights for security and operation.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
35. Lubricate per lubrication chart. (Refer to Service Manual, Section II.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
36. Inspect pneumatic and flexible lines and components for condition and operation. (See Note 30.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
37. Inspect condition of pneumatic deicers, if installed.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
38. Inspect security of Autopilot servo bridle cable clamps. (See Note 26.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
39. Inspect air conditioning system for freon leaks.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
40. Inspect emergency locator transmitter battery for replacement date or time. (Refer to Service Manual, Section XII and latest revision of Piper Service Letter No 820.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
41. Inspect emergency locator transmitter to ensure contact separator is properly installed. (Refer to latest revision of Piper Service Letter No. 935.).....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
42. Install inspection plates and panels.....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Revised: 2/18/94  
Interim Revision: 12/02/94

INSPECTION

# PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

## TABLE III-I. INSPECTION REPORT

Nature of Inspection	Inspection time (hrs)					
	L	R	50	100	500	1000
<b>F. WING AND NACELLE GROUP (Refer to Notes 18 and 30.)</b>						
1. Remove inspection plates and panel.....	O	O	O	O	O	O
2. Inspect visible internal structure for loose rivets, cracks or other signs of stress or damage.....	O	O	O	O	O	O
3. Inspect surfaces, skins, and tips for damage and loose rivets.....	O	O	O	O	O	O
4. If installed, inspect nacelle baggage door for cracks, damage and security.....	O	O	O	O	O	O
5. If installed, check security of flux detector and compensator and related harnesses for proper and secure connections. (Refer to Note 36.).....	O	O	O	O	O	O
6. Inspect ailerons and tab hinges and attachments.....	O	O	O	O	O	O
7. Inspect aileron and trim cables, pulleys, and bellcranks for damage and operation. (Refer to Airworthiness Directive No. 92-27-05. See Note 26.).....	O	O	O	O	O	O
8. Inspect aileron balance weight and arm for security and condition.....	O	O	O	O	O	O
9. Remove aileron and inspect area beneath inboard hinge on aileron spar for cracks. (Refer to latest revision of Piper Service Bulletin No. 974.).....	O	O	O	O	O	O
10. Replace inboard aileron hinge. Refer to latest revision of Piper Service Bulletin No. 974.).....	O	O	O	O	O	O
11. Inspect wing flaps and attachments for damage and operation per Section III. (Refer to latest revision of Piper Service Bulletin 647 and see Note 31.).....	O	O	O	O	O	O
12. Inspect wing flap transmission per the Service Manual, Section III. (See Note 31.).....	O	O	O	O	O	O
13. Inspect flap actuator cable per the Service Manual, Section III. (See Notes 26 and 31.).....	O	O	O	O	O	O
14. Inspect flap actuator motor per the Service Manual, Section III. (See Note 31.).....	O	O	O	O	O	O
15. Inspect condition of bolts used with flap and aileron hinges. Replace as required.....	O	O	O	O	O	O
16. Inspect condition of all exterior bearings.....	O	O	O	O	O	O
17. Lubricate per lubrication chart. (Refer to Service Manual, Section II.).....	O	O	O	O	O	O
18. Inspect wing attachment bolts and brackets.....	O	O	O	O	O	O
19. Inspect engine mount attaching structure.....	O	O	O	O	O	O
20. Inspect engine exhaust shield for cracks, severe buckling, or loose rivets at the flange area. (See Note 32.).....	O	O	O	O	O	O
21. Remove, drain, and clean fuel filter bowl and screen. (Drain and clean at least every 90 days.).....	O	O	O	O	O	O
22. Inspect fuel cells and lines for leaks and water.....	O	O	O	O	O	O
<b>NOTE: Drain both main fuel cells to perform next three steps.</b>						
23. Check tension and knots of nylon support cords.....	O	O	O	O	O	O
24. Inspect security of baffles and free operation of flapper valve in each main fuel cell.....	O	O	O	O	O	O
25. Inspect condition of fuel cell material. (See Notes 33 and 34.).....	O	O	O	O	O	O
26. Fuel cells marked for capacity.....	O	O	O	O	O	O
27. Fuel cells marked for minimum octane rating.....	O	O	O	O	O	O
28. Inspect fuel cell vents. (See Note 35.).....	O	O	O	O	O	O

Revised: 2/18/94

Interim Revision: 12/02/94

PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

TABLE III-I. INSPECTION REPORT

Nature of Inspection	Inspection time (hrs.)					
	L	R	50	100	500	1000
<b>F. WING AND NACELLE GROUP (Refer to Notes 18 and 30.)</b>						
✓29. Replace pneumatic inlet filter .....		0			0	0
✓30. Replace pneumatic pressure line filter .....		0			0	0
✓31. Inspect condition of pneumatic deicers, if installed.....		0			0	0
32. Inspect air conditioning condenser air scoop rigging.....		0			0	0
33. Check freon level in sight gauge of receiver-dehydrator. Refer to Note 19 and section XIV).....		0			0	0
CAUTION: The access panel on the upper outboard surface of the wing which covers the Flux Detector is secured with brass screws and must be reinstalled with brass screws only.						
34. Install inspection plates and panels.....		0			0	0
<b>G. LANDING GEAR GROUP</b>						
1. Inspect oleo struts for proper extension. Check for proper fluid level as required. ....					0	0
2. Inspect nose gear steering control and travel. ....					0	0
3. Inspect wheels for alignment.....					0	0
4. Put airplane on jacks.....					0	0
5. Inspect tires for cuts, uneven or excessive wear, and slippage.....					0	0
6. Remove wheels, clean, inspect, and repack bearings per lubrication charts. (Refer to Service Manual, Section II.).....					0	0
7. Inspect wheels for cracks, corrosion, and broken bolts. (See Note 37.).....					0	0
8. Check tire pressure. (Nose: 42 psi; Main: 60 psi.).....					0	0
9. Inspect brake lining and disc for wear.....					0	0
10. Inspect brake backing plates for cracks.....					0	0
11. Inspect security of brake and hydraulic lines. (See Notes 30, 38 and 42.).....					0	0
12. Inspect shimmy damper operation.....					0	0
13. Inspect gear forks for damage. ....					0	0
14. Inspect oleo struts for fluid leaks and scoring.....					0	0
15. Inspect gear struts, attachments, torque links, retraction links, and bolts for condition and security and security. ....					0	0
16. Inspect down lock for operation and adjustment.....					0	0
17. Inspect main and nose gear lock rod and cable assemblies for corrosion, freedom of movement and spring tension. (See latest revision of Piper Service Bulletin No. 860 and Piper Service Letter 755, latest revisions.).....					0	0
18. Inspect torque link bolts and bushings. Replace as required.....					0	0
19. Inspect upper bearing block and retaining pins for damage and remaining components for excessive wear, corrosion, damage, dents, scratches, nicks and misalignment. (Refer to Service Manual, Section VII.).....					0	0
20. Inspect drag and side brace link bolts; replace as required. (See Note 39.).....					0	0
21. Inspect security of gear doors and attachments. (Refer to Piper Service Bulletin 682, latest revision.) .....					0	0
22. Inspect warning horn and light for operation. ....					0	0
23. Retract gear - check operation.....					0	0
24. Retract gear - inspect doors for clearance and operation. ....					0	0

Revised: 2/18/94  
Interim Revision: 12/02/94

PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

TABLE III-I. INSPECTION REPORT

Nature of Inspection	Inspection time (hrs)			
	50	100	500	1000
<b>G. LANDING GEAR GROUP (cont.)</b>				
25. Inspect landing gear selector handle and anti-retraction solenoid for attachment, alignment, and proper operation. (See Note 40.) (Refer to Service Manual, Section VI.) .....				
26. Inspect actuating cylinders for leaking and security.....				
27. Inspect condition of actuating cylinder attach bracket. (Refer to latest revision of Piper service Bulletin No. 923.) .....				
28. Inspect position indicating switches and electrical leads for security. ....				
29. Lubricate per lubrication chart. Refer to Service Manual, Section II.) .....				
30. Ensure gear is down and locked. Remove airplane from jacks .....				
<b>H. OPERATIONAL INSPECTION (See Note 41)</b>				
<b>PRE RUN-UP</b>				
1. Check fuel supply .....				
2. Drain all fuel sumps.....				
3. Check engine oil level. ....				
4. Check fire wall valve operation and return to ON position.....				
5. Perform right engine hydraulic pump check. ....				
6. Move aircraft to run up area .....				
<b>RUN UP AND OPERATIONAL CHECKS</b>				
1. Set parking brake. Start engines. ....				
2. Check fuel selector valve and crossfeed system operation (see latest Piper Service Bulletin No. 648A).....				
3. Check fuel pumps (electric) for proper operation and warning light function.....				
4. Check fuel quantity indicators for proper reading.....				
5. Check all warning lights.....				
6. Check outside air temperature gauge for proper reading. ....				
7. Check all circuit breakers. ....				
8. Check flight controls for freedom of movement, proper travel and proper response. ....				
9. Check cowl flap operation and indication.....				
10. Check wing flap operation and indication.....				
11. Check heater operation.....				
12. Check air conditioner operation.....				
13. Check propeller deicer operation.....				
14. Engine Run Up:				
a. Propeller and mixture levers - full forward.....				
b. Throttle - 1500 RPM.....				
c. Propeller feather check - maximum 500 RPM decreases. ....				
d. Throttle - 2300 RPM.....				
e. Magneto check - 175 RPM maximum drop - 50 RPM difference (PA-31-300/310/325).....				
f. Exercise propellers.....				
g. Alternator output check.....				

Revised: 2/18/94  
Interim Revision: 12/02/94

PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

TABLE III-I. INSPECTION REPORT

Nature of Inspection	Inspection time (hrs)			
	30	100	500	1000
<b>RUN UP AND OPERATIONAL CHECKS (cont..)</b>				
h. Check all engine temperature and pressure gauges. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
i. Check manifold pressure indication (see Lycoming Service Instruction No. 1187). ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
j. Check gyro pressure and pressure operated flight instruments. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
k. Check surface deice system. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
l. Check alternate air. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
m. Return aircraft to maintenance area. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
n. Check idle RPM - 600 to 650 RPM (PA-31-300/310/325). ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
o. Magneto safety check. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
15. Perform left engine hydraulic pump check. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
16. Secure aircraft. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
<b>POST INSPECTION RUN-UP</b>				
1. Move aircraft to run up area. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
2. Oil temperature and pressure - within green area. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
3. Magneto check. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
4. Exercise propellers. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
5. Return aircraft to maintenance area. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
6. Check engines for general condition, fuel and oil leaks. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
7. Reinstall engine cowlings. ....	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
<b>J. SPECIAL INSPECTIONS AS REQUIRED, UPON CONDITION</b>				
1. HARD OR OVERWEIGHT LANDING OR LANDING GEAR EXTENSION ABOVE V <sub>Lo</sub> . Refer to Piper Service Bulletin 845. Perform this inspection after a known rough landing is made or when a landing is made while aircraft is known to exceed design landing weight. Check following areas and items:				
a. Wings - for wrinkled skins, loose or missing rivets.				
b. Fuel leaks around nacelle fuel tanks and fuel fittings throughout wings.				
c. Wing spar webs, bulkheads, nacelle skins and attachments, firewall skin, wing and fuselage stringers for signs of overstress or damage. (Refer to Service Manual, Section IV.)				
d. An alignment check to clarify any doubt of damage.				
2. SEVERE TURBULENCE INSPECTION. Check same items and locations as stated for Hard or Overweight Landings along with following:				
a. Top and bottom fuselage skins for loose or missing rivets and wrinkled skins.				
b. Empennage skins and attachments.				
3. ENGINE OVERSPEED, SUDDEN STOPPAGE, LOSS OF OIL AND LIGHTNING STRIKE: Refer to engine manufacturer for corrective action.				
4. COMPONENT OVER LIMITS INSPECTION: Check with appropriate manufacturer for necessary corrective action.				

Revised: 2/18/94

Interim Revision: 12/02/94

INSPECTION



**ANEXO "E"**  
**CERTIFICADO**  
**AERONAVE-**  
**GABILIDAD**



REPUBLICA DE GUATEMALA, C. A.

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

1. Nacionalidad y Matrícula  
*Nationality and registration marks*

**TG-LAP**

2. Fabricante y modelo  
*Manufacturer and model*

~~PIPER PA-31-325~~  
*Piper PA-31-325*

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

**31-8012043**

4. Categoría y operación  
*Category and operation*

**NORMAL/PRIVADA**

No. Certificado de Tipo  
*Type certificate No.*

**A20SO**

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

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

6. Fecha de otorgamiento  
*Date of Issue*

**09-07-09**

7. Fecha de Vigencia  
*Date of validity*

**DEL 11-07-09**

**AL 10-07-10**

Por el Departamento Estándares de Vuelo DGAC  
*DGAC Flight Standards Department*

Nombre y Firma  
*Name and Signature*

*Israel Alvarez*



Dr. Bo. Nery Ovando  
*Chief of Aeronavegabilidad*  
*Airworthiness Chief*

8. No. De Registro DGAC (*DGAC file number*) **416LP4**

9. Clave de Aeronavegabilidad **852613-09-07/100**

DGAC FS-640 (Rev. No.002, Enero 2009)

NOMBRE Cristian de León  
FECHA 10/17/09  
HORA 8:49 AM  
FIRMA [Signature]

ANEXO "F"  
CERTIFICACIÓN DE  
RECONSTRUCCIÓN  
(OVERHAULL)

# LYCOMING

A Textron Company

Form No. 2481 (3/04-LM)

**Dat**  
652 Oliver Street  
Williamsport, PA. 17701 U.S.A.

icens  
umbr

This engine has been rebuilt in accordance with the applicable Lycoming specifications. All applicable Federal Aviation Administration Airworthiness Directives and Lycoming Service Bulletins have been complied with. All parts have been inspected and have been determined airworthy to return to service. All accessories as part of the type certificate are new or newly rebuilt. Refer to enclosed Form ET001 for applicable accessory part numbers and serial numbers.

Engine Model: **TIO-540-J2BD**  
Serial #: **RL-5721-61A**  
Total Time: **0.0**  
Work Order #: **MT264905**  
Date Completed: **10-28-05**

Authorized Signature  
*Bruce Matthe*

**Lycoming Engines**  
652 Oliver Street  
Williamsport, PA. 17701  
Production Certificate # 3

## ENGINE LOG

Serial No. \_\_\_\_\_

Date	Time		REPAIRS - ADJUSTMENTS - SERVICE - REMARKS	Signature	License Number
	Hrs	Min			
<p>ENGINE MODEL: TIO-540-J2BD ENGINE S/N (L): RL-5721-61A REG. NO: TGLAP WORK ORDER: 815-11-2005</p> <p><b>Left Engine Entries</b></p> <p>(3) Installed customer supplied Lycoming Rebuilt engine. TIO-540-J2BD S/N RL-5721-61A. Ops run &amp; Leak check good. (see item 8).... (5) Removed both left and right oil coolers. Cleanded and flushed both oil coolers with mineral spirits. Installed same oil coolers.... (7) Disassembled both boxes and secured fuel flow trasducers. ( left &amp; right)</p> <p>All work has been performed in accordance with the applicable manufacturer's maintenance instructions and functionally checked for proper operation. The item identified above was repaired and inspected in accordance with current FAA regulations and is approved for return to service.</p> <p>DATE: 12/9/2005      SIGNED: <i>Tony Price</i>      Work Order: 815-11-2005 Tony Price, A&amp;P: 414929821      Printed by EBIS 3 (datcomedia.com)</p>					
Page Total			All Repair Data Must Bear the Endorsement of a Certified Mechanic, and his Rating and Certificate Number MUST be Shown.		
Brought Forward					
Total to Date					




**Executive Aircraft Maintenance, Corp.**  
1735 N.W. 51st. Place  
Fort Lauderdale, FL 33309  
Phone: 9543515000


DATE: 12/9/2005  
A/C TSN:  
ENG TT (L): 1  
HOBBS: 129.8



**EXPLANATION OF ALL MAINTENANCE  
PERTAINING TO AIR WORTHINESS DIRECTIVES,  
SERVICE BULLETINS, SERVICE LETTERS,  
MINOR ADJUSTMENTS & MAJOR OVERHAULS.**

DATE	T.T.	T.S.O.	DESCRIPTION OF WORK	SIGNATURE
			<p>PROF MODEL (L): HC-C4YR-2                      PROP, S/N (L): FH702                      REG. NO: TGLAP                      WORK ORDER: 815-11-2005</p>  <p><b>Executive Aircraft Maintenance, Corp.</b>                      1735 N.W. 51st. Place                      Fort Lauderdale, FL 33309                      Phone: 9543515000</p> <p>DATE: 12/9/2005                      A/C TSN:                      PROP TT (L): 1762.5                      TSPOH (L): 1                      HOBBS: 129.8</p> <p><b>Left Prop Entries</b>                      (1) Removed left prop for overhaul model number HC-C4YR-2. S/N-FH-702. Removed left prop gov. P/N-A210800. S/N-2700713.                      Reinstalled same Ops &amp; leak check good.</p> <p>All work has been performed in accordance with the applicable manufacturer's maintenance instructions and functionally checked for proper operation.                      The item identified above was repaired and inspected in accordance with current FAA regulations and is approved for return to service.</p> <p>DATE: 12/9/2005      SIGNED: <i>Tony Price</i>      Work Order: 815-11-2005                      Tony Price, A&amp;P: 414929821      Printed by EBis 3 (datcomedia.com)</p>	

**EXPLANATION OF ALL MAINTENANCE  
PERTAINING TO AIR WORTHINESS DIRECTIVES,  
SERVICE BULLETINS, SERVICE LETTERS,  
MINOR ADJUSTMENTS & MAJOR OVERHAULS.**

DATE	T.T.	T.S.O.	DESCRIPTION OF WORK	SIGNATURE																								
			 <p><b>Aeromotores y Transportes, S. A.</b>                      Avenida Hincapié y 18 Calle, Hangar E-1, zona 13, Interior Aeropuerto La Aurora.                      Guatemala, Centroamérica                      Tels.: (502) 2334-6673 • 2360-3238 • 2360-3228 Telefax: (502) 2360-7243                      DGAC/G-005</p> <p align="right"><b>PROPELLER LH LOG ENTRY</b></p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>REG#</th> <th>TG-LAP</th> <th>MFG</th> <th>HARTZELL</th> <th>MODEL</th> <th>HC-C4YR-2</th> <th>S/N</th> <th>FH702</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>WO#</td> <td>4253</td> <td>AC TT</td> <td>4832.7</td> <td>TACH</td> <td>50.0</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>DATE</td> <td>19/01/06</td> <td>PRO. TT</td> <td>1852.3</td> <td>TSMOH</td> <td>50.0</td> <td></td> <td></td> </tr> </tbody> </table> <p>Se efectuó servicio de 50hrs. Conforme al manual de mantenimiento P/N 753-704:                      1. Se efectuó revisión de spinner y revisión por rajadura.                      2. Se efectuó refinamiento de aspas.</p> <p>La Helice identificada previamente fue reparada de acuerdo con las regulaciones de la DGAC, cumpliendo con los estándares en la materia y es aprobada para el retorno a servicio. Detalles pertinentes de la reparación se localizan en un expediente que permanece en el taller Aeromotores, junto con la orden de trabajo 4253.</p> <p>Firma Autorizada _____ Carlos Castañeda                      Lic. #485 DGAC/G-005</p>	REG#	TG-LAP	MFG	HARTZELL	MODEL	HC-C4YR-2	S/N	FH702	WO#	4253	AC TT	4832.7	TACH	50.0			DATE	19/01/06	PRO. TT	1852.3	TSMOH	50.0			
REG#	TG-LAP	MFG	HARTZELL	MODEL	HC-C4YR-2	S/N	FH702																					
WO#	4253	AC TT	4832.7	TACH	50.0																							
DATE	19/01/06	PRO. TT	1852.3	TSMOH	50.0																							



**ANEXO "G"**  
**TRANSCRIPCIÓN DE**  
**TELECOMUNICA**  
**CIONES**



TRANSCRIPCIÓN DE LA COMUNICACION CONTROLADOR-PILOTO  
TG LAP PA-31  
TORRE DE CONTROL "LA AURORA" FRECUENCIA 118.1 Mhz.  
Y 119.3 Mhz. APROXIMACION "LA AURORA"

ACCIDENTE 26 MAYO de 2010

FRECUENCIA 118.1 Mhz.

7.08 m. v. a.

<u>HORA UTC</u>	<u>COMUNICACION</u>
14 40 35	Controlador: Lima Alfa Papa rueda a la posición y mantiene
14 40 50	Piloto: Posición y mantener Lima Papa.
14 41 02	Controlador: Lima Alfa Papa autorizado a despegar. 10:09
14 41 09	Piloto: Gracias autorizado a despegar Lima Alfa Papa. 10:11
14 41 35	Controlador: Lima Alfa Papa comunique uno uno nueve coma tres.
14 41 43	Piloto: Diez y nueve tres Lima Alfa Papa.

12. perdido



**FRECUENCIA 119.3 Mhz.**

14 42 01	<b>Controlador:</b>	Tango Golf Lima Alfa Papa Aurora, Tango Golf Lima Alfa Papa Aurora.
14 42 18	<b>Controlador:</b>	Tango Golf Lima Alfa Papa Aurora.
14 42 27	<b>Piloto:</b>	Aurora Control el Lima Alfa Papa en su frecuencia. <span style="float: right;">12:25</span>
14 42 48	<b>Controlador:</b>	Gracias Lima Alfa Papa contacto Radar, por separación de transito mantenga presente rumbo, ascienda y mantenga uno uno mil pies, espere vectores para volar directo Megal, transito aproximando al Nor Este es un Cessna dos cero ocho el esta abandonando Arati uno dos mil pies, viene hacia la Aurora para efectuar el ILS DME Arco,..... copiò instrucciones Lima Alfa Papa. <span style="float: right;">12:5</span>
14 42 59	<b>Piloto:</b>	Lima Alfa Papa copiado y pendiente el trafico esperando vectores para directo Megal. <span style="float: right;">12:55</span>





14 44 31

Controlador:

Recibido Tango Golf Lima Alfa Papa, ascienda a nueve mil pies y vire por su izquierda, repito ascienda a nueve mil pies vire por su izquierda y espere

Aproximación ILS DME uno a la cero uno, confirme si solicita alguna prioridad.

14 44 49

Piloto:

Ah negativo quisiéramos solo si nos puedes dar vectores hacia el VOR.

14 44 55

Controlador:

Recibido Tango Golf Lima Alfa Papa, tiene usted condiciones meteorológicas buenas a su derecha.

14 45 05

Piloto:

Eh vamos instrumentos caballero.

14 45 18

Controlador:

Enterado, vire entonces por su derecha rumbo uno ocho cero con presente altitud y espere el ILS DME dos a la pista cero uno.

14 45 24                      **Piloto:**                      Enterado virando por derecha manteniendo nueve mil pies, Lima Alfa Papa.

14 45 31                      **Controlador:**              Tango Golf Lima Alfa Papa continúe viraje por su derecha rumbo dos uno cero.

14 45 40                      **Piloto:**                      Enterado caballero si le vamos a solicitar ascender para tener condiciones visuales caballero, y tenemos indicación de nuestras bombas de succión eh están fuera de servicio entonces vamos a ascender para tener condiciones visuales y retornar al VOR.

14 46 13                      **Controlador:**              Recibido, confirme que altitud solicita.

14 46 20                      **Piloto:**                      Ah estamos ahorita en condiciones ahora con esta altitud vamos a mantener condiciones visuales y podríamos ascender a nueve mil pies, lo único es de que no tenemos el horizonte artificial

y tenemos panel parcial,  
entonces quisiéramos vectores  
para el VOR.

14 46 40	Controlador:	Recibido Lima Alfa Papa, mantenga entonces nueve mil pies y notifique rumbo ahora.
14 46 48	Piloto:	Estamos con dos diez.
14 47 06	Controlador:	Recibido, mantenga dos uno cero y espere el ILS DME dos a la cero uno, mantenga nueve mil pies.
14 47 25	Controlador:	Lima Alfa Papa ahora establecido rumbo dos uno cero correcto.
14 47 50	Piloto:	Afirmativo caballero y volando directo al VOR con GPS.
14 48 03	Controlador:	Recibido, vuele entonces directo hacia el VOR de la Aurora, y esta autorizado el ILS DME dos pista cero uno.
14 48 22	Piloto:	Gracias autorizado el ILS DME dos pista cero uno.
14 48 55	Piloto:	Aurora y Lima Alfa Papa.



14 49 08                      **Controlador:**            Lima Alfa Papa prosiga.

14 50 50                      **Piloto:**                      Gracias y las condiciones en la Aurora caballero están visuales al Sur Oeste.

14 51 01                      **Controlador:**            Al Sur Oeste me informa Torre que si están visuales.

14 51 24                      **Piloto:**                      Enterado.

14 51 45                      **Controlador:**            Tango Golf Lima Alfa Papa Confirme si usted recibe el VOR de la Aurora.

14 51 58                      **Piloto:**                      Es afirmativo caballero.

14 52 02                      **Controlador:**            Enterado, entonces sobre el VOR de la Aurora se establece en el Radial dos uno cinco descenso al Procedimiento, informa Torre Que en el Radial dos uno cinco al Sur Oeste de Aurora va a encontrar nubosidad pero abajo de ocho mil pies eh siete mil quinientos aproximadamente están las condiciones visuales.

14 52 28                      **Piloto:**                      Enterado.

14 52 40 Controlador: Lima Alfa Papa confirme algún acomodamiento al Norte.

14 52 45 Controlador: Lima Alfa Papa Aurora contacto Radar perdido sobre el VOR de Aurora notifique establecido en el Radial dos uno cinco de Aurora.

1441.  
11:00

14 53 15 Controlador: Tango Golf Lima Alfa Papa Aurora

14 53 20 Controlador: Tango Golf Lima Alfa Papa Aurora.

14 54 01 Controlador: Tango Golf Lima Alfa Papa Aurora.

14 55 18 Controlador: Tango Golf Lima Alfa Papa Hora uno cuatro cinco cinco La Aurora me copia.

14 57 15 Controlador: Tango Golf Lima Alfa Papa Aurora.

14 58 15 Controlador: Tango Golf Lima Alfa Papa Aurora, hora uno cuatro cinco Ocho me escucha.

FIN





**ANEXO "H"**  
**DESCRIPCIÓN DEL**  
**SISTEMA**  
**GIROSCÓPICO**  
**NEUMÁTICO**

## PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

---

### 10-14. GYRO PNEUMATIC SYSTEM.

10-15. DESCRIPTION. The PA-31 uses a dry pneumatic pump system consisting of two engine driven pneumatic pumps, pressure relief valves, inline filters, manifold and check valve assembly, pneumatic relay, and necessary tubing, hoses, and connections. The system operates at a pressure of between 4.3 and 6.1 inches of mercury. Gyro pressure is read on the gauge located in the right side of the instrument panel. Also incorporated in the gauge are two red buttons which indicate if either pneumatic system fails.

10-16. PNEUMATIC SYSTEM SET-UP PROCEDURE. The pneumatic system set-up procedures given in these instructions cover five combinations of instrument and accessory installations. These are as follows: Single Attitude and Directional Gyro Installation, Dual Attitude and Directional Gyro Installation, Single or Dual Attitude and Directional Gyro with H-14 Autopilot, and Single or Dual Attitude and Directional Gyro with Deicer Boots and H-14 Autopilot. Before attempting any adjustments, ascertain that all line connections are tight.

#### NOTE

Insure engines are up to operating temperature prior to checking or adjusting the pneumatic system.

#### WARNING

Do not make adjustments of the regulators that are within the engine nacelles while engines are running.

10-17. SINGLE ATTITUDE AND DIRECTIONAL GYRO INSTALLATION. The required reading at the pressure gauge located in the right side of the instrument panel should indicate 5.5 inches of mercury during single and multi-engine operation. Each engine should be operated separately at about 2200 RPM to determine if and which pressure regulator requires adjustment. There is one regulator for each engine pump located in the right forward side of each engine nacelle. (Refer to Figure 10-2a.) Adjustment procedures for either regulator are as follows:

- a. Remove the access plate to the regulator which is the center forward plate at the top of the nacelle.
- b. Loosen the jam nut at the top of the regulator and turn the adjustment screw clockwise to increase pressure or counterclockwise to decrease pressure.
- c. Operate one engine at 2200 RPM to ascertain that the gauge indicates 5.5 inches of mercury. Shutdown engine and readjust if necessary.
- d. Repeat the preceding step for the other engine.
- e. Operate each engine separately and then both through their entire range to determine that the reading is correct.
- f. Tighten regulator jam nut and install access plates.
- g. The pressure at 2200 RPM, multi-engine should be  $5.5 \pm .4$  in. hg.

## PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

---

### SECTION X INSTRUMENTS

10-1. INTRODUCTION. The purpose of this section is to provide instructions for remedying difficulties which may arise in the operation of the various instruments and the pneumatic system. The instructions are organized so that the mechanic can refer to description, for a basic understanding of the instruments and pneumatic system; troubleshooting, for a methodical approach in locating the difficulty; corrective maintenance, for the removal, repair and installation of components; and adjustments and tests, for the operation of the repaired system.

10-2. DESCRIPTION. The instrumentation of the PA-31 provides for all conditions of flight. The instruments are designed to give a quick and actual indication of attitude, performance and condition of the airplane. They are divided into four groups: Pressure Gyro, Pitot-Static, Electrical and Miscellaneous. Some of the instruments are components of indicating systems that indicate conditions at remote parts of the airplane. A few of the instruments, however, are self-contained and merely have to be correctly installed to give an indication. Warning lights are installed to indicate unsatisfactory or dangerous conditions in some systems. Instruments requiring power from the electrical system are provided with circuit breakers to isolate the individual systems in the event of trouble. For night operation, each instrument is either individually lighted by shielded post lights or a light incorporated as part of the instrument.

The panel has been arranged to accommodate flight instruments in the left side, in front of the pilot, electronic equipment and some engine instruments in the center, and the remaining engine and miscellaneous instruments to the right. A second set of flight instruments may be installed in the right side of the panel for use by the copilot. Additional instruments are mounted in a sub-panel located over the windshield. All instrument panels have been shock mounted to minimize vibration and shock conditions transmitted to the panel.

#### 10-3. INSTRUMENTS.

10-4. PRESSURE-GYRO INSTRUMENTS. The directional gyro is a flight instrument incorporating an air driven gyro stabilized in the vertical plane. The gyro is rotated at a high rate of speed by allowing air pressure to enter the instrument against the gyro buckets. Air from the instrument is vented through lines to the atmosphere. Due to gyroscopic inertia, the spin axis continues to point in the same direction even though the airplane yaws to the right or left. This relative motion between the gyro and the instrument case is shown on the instrument dial which has a 360 degree direct reading. The dial, when set to agree with the airplane magnetic compass, provides a positive indication free from swing and turning error.

PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

---

The attitude gyro is essentially an air driven gyroscope rotating in a horizontal plane and is operated by the same principle as the directional gyro. Because of the gyroscopic inertia, the spin axis continues to point in the vertical direction, providing a constant visual reference to the attitude of the airplane relative to pitch and roll axis. A bar across the face of the indicator represents the horizon. A miniature adjustable airplane is mounted to the case, and aligning the miniature airplane to the horizon bar simulates the alignment of the airplane to the actual horizon. Any deviation simulates the deviation of the airplane from the true horizon. The attitude gyro is marked for different degrees of bank.

The gyro pressure gauge indicates the pressure drop across the gyros or the differential pressure between the gyro inlet and the gyro outlet (vent). Should one of the pressure pumps fail, the gauge will also indicate this and which one. On airplanes with serial numbers 31-7612019 and up, pneumatic source malfunction is indicated not at the gauge but rather at the pneumatic source malfunction lights on the left instrument panel.

**10-5. PITOT-STATIC INSTRUMENTS.** The airspeed indicator provides a means of indicating the speed of the airplane passing through the air. The airspeed indication is the differential pressure reading between pitot air pressure and static air pressure. This instrument has the diaphragm vented to the pitot air source and the case is vented to the static air system. As the airplane increases speed, the pitot air pressure increases, causing the diaphragm to expand. A mechanical linkage picks up this motion and moves the instrument pointer to the indicator speed. The instrument dial is calibrated in knots and miles per hour, and also has the necessary operating range markings for safe operation of the airplane.

The altimeter indicates pressure altitude in feet above sea level. The indicator has three pointers and dial scale. The long pointer is read in hundreds of feet. The middle pointer is read in thousands of feet and the short pointer in ten thousand feet. A field pressure window is located on the right side of the indicator dial and is set by the knob located on the lower left corner of the instrument. The altimeter consists of a sealed diaphragm that is connected to the pointers through a mechanical linkage. The instrument case is vented to the static air system, and as static air pressure decreases the diaphragm expands, causing the pointers to move through the mechanical linkage.

The rate of climb indicator measures the rate of change in static pressure when the airplane is climbing or descending. By means of a pointer and dial, this instrument will indicate the rate of ascent or descent of the airplane in feet per minute.

**10-6. ELECTRICAL INSTRUMENT.** The turn and bank indicator is an electrical instrument used for making correctly controlled turns. The turn portion of the indicator is an electrically driven gyroscope, while the bank portion is a ball sealed in a curved glass tube filled with damping fluid. The indicator is connected directly to the main distribution bus through its own circuit breaker.

The ammeter will indicate the electrical output-input of the battery. The ammeter is also equipped with two selector switches which enable an independent output check of each alternator.

PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

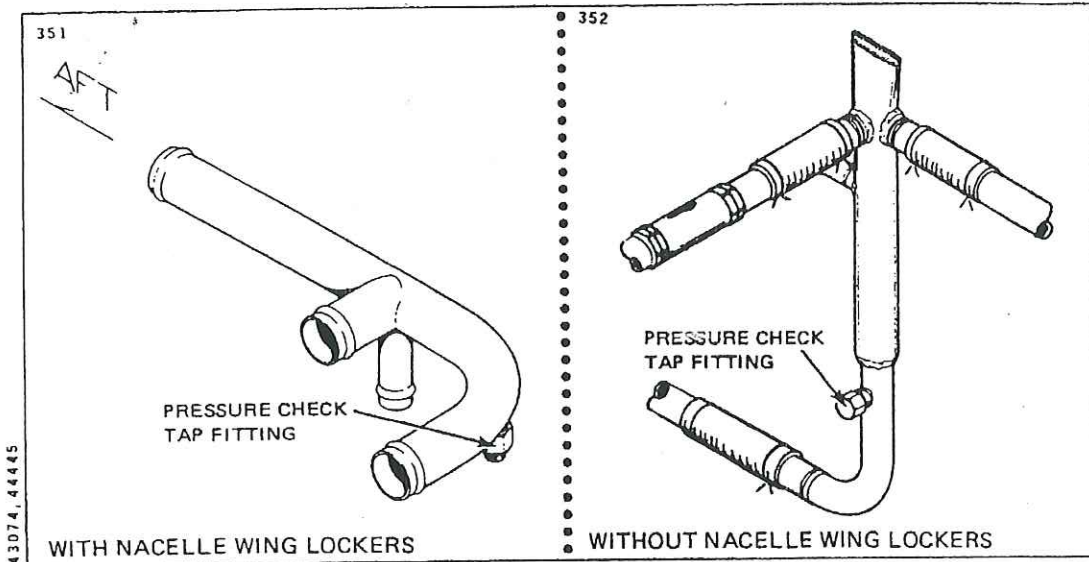


Figure 10-5. Test Take-off

10-21. SINGLE OR DUAL ATTITUDE AND DIRECTIONAL GYRO INSTALLATION WITH DE-ICER BOOTS, H-14 AUTOPILOT AND/OR RMI. (Refer to Figure 10-8.)

- a. Remove the access plate to the pneumatic system test gauge tap point by removing the left aft plate at the top of the right engine nacelle.
- b. At the pneumatic manifold in the left side of the nacelle remove the cap from the tap fitting and install pressure gauge. An accurate gauge with a range from 0 to 20 psi with a hose long enough to allow the face of the gauge to be observed from the cockpit is desired. The tap fitting is three-sixteenth straight thread flared. (Refer to Figure 10-5.)
- c. Operate one engine at 2500 rpm and check if the pressure gauge at the nacelle reads  $10 \pm .25$  psi. Should the reading not be within tolerance, shutdown the engine and remove the forward access plate at the top of the nacelle. Loosen the adjustment screw jam nut of the forward regulator of the dual regulators in the right side of the nacelle and turn the screw clockwise to increase pressure and counterclockwise to decrease pressure. Tighten adjustment screw jam nut.
- d. Repeat the preceding step for the other engine.
- e. Operate both engines at 2500 rpm and check that the pressure gauge in the nacelle reads  $10 \pm .50$  psi.
- f. To check the De-Icer Boot pressure, operate one engine at 2500 RPM, turn on the De-Icer switch at the switch panel and check if the pressure gauge at the nacelle surges to  $18 \pm .50$  psi. Shut-down the engine.
- g. Repeat the preceding step for the other engine.

PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

---

- h. Should the gauge reading not be within tolerance, first ascertain that the de-icer boots have been pressure tested by the following procedure:
1. Use a source of clean 18 to 20 psig air with a testing rig consisting of:
    - (a) Adjustable regulator.
    - (b) Pressure gauge.
    - (c) Shut-off valve. (The shut-off valve is to be connected so as to trap air in the De-Icer system.)
  2. Attach test rig to the inlet port of either control valve. Disconnect the tubing from the overboard port and cap this port. Apply 18 psig to the system, and, using the shut-off valve, trap the pressure in this portion of the system. A soap solution may be used to check for leakage, which should not exceed 3 psig per minute. This test need be run in one nacelle only.
  3. Check the pressure switch operation with the De-Icer system under pressure, while the battery switch is in the "ON" position; the indicator light will glow.
  4. With the master switch "ON" and the De-Icer control switch in "OFF" position, press the indicator light to check the circuit and light bulb. If the indicator light does not function, check and reset circuit breaker; a short circuit may exist.
  5. Remove the test rig, lubricate threads, replace and tighten items dismantled.
    - i. With the boot pressure test completed, recheck pressures as given in steps f and g.
    - j. Should this reading not be within tolerance, shut-down the engine, loosen the jam nut of the aft regulator of the dual regulators and turn the screw clockwise to increase pressure or counterclockwise to decrease pressure.
    - k. Operate both engines, turn on de-icer switch and ascertain that the pressure gauge surges to  $18 \pm .50$  psi.
    - l. With both engines operating at 2500 RPM, check if pressure gauge located in the right side of the instrument panel indicates 5.7 inches of mercury.
    - m. Should the gauge not indicate the correct reading, adjust the pneumatic relay valve located forward of the instrument panel above the control pedestal.
      1. To adjust the non-electrically controlled relay valve (Refer to Figure 10-7), loosen the locking screw on the side of the relay valve with an Allen wrench and turn the adjustment screw to obtain a correct reading with engines operating at 2500 RPM.
      2. To adjust the electrically controlled relay valve (Refer to Figure 10-7), use the following procedure:
        - (a) Remove co-pilot gyro pressure line from relay valve.
        - (b) Install "tee" fitting between relay valve and pressure line, using a short hose on the valve side of the "tee" fitting to facilitate installation.
        - (c) Connect an accurate gauge with a range of 0 to 20 psi to the "tee" fitting with a hose long enough to allow the face of the gauge to be observed from the cockpit.
        - (d) Clamp hose connections to prevent leakage.
        - (e) Run engines at 2500 RPM and adjust co-pilot side of relay valve to obtain 5.7 inches of mercury on the test gauge.
        - (f) Lock adjustment on relay valve and remove test gauge.
        - (g) Reinstall gyro pressure line to relay valve.
        - (h) Run engines 2500 RPM and adjust pilot side of relay valve to obtain 5.7 inches of mercury on the instrument panel gauge.
        - (i) Run engines at 2500 RPM and adjust orifice to obtain 5.7 inches of mercury for pilot's gyros (indication on panel gauge) during boot inflation.

PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

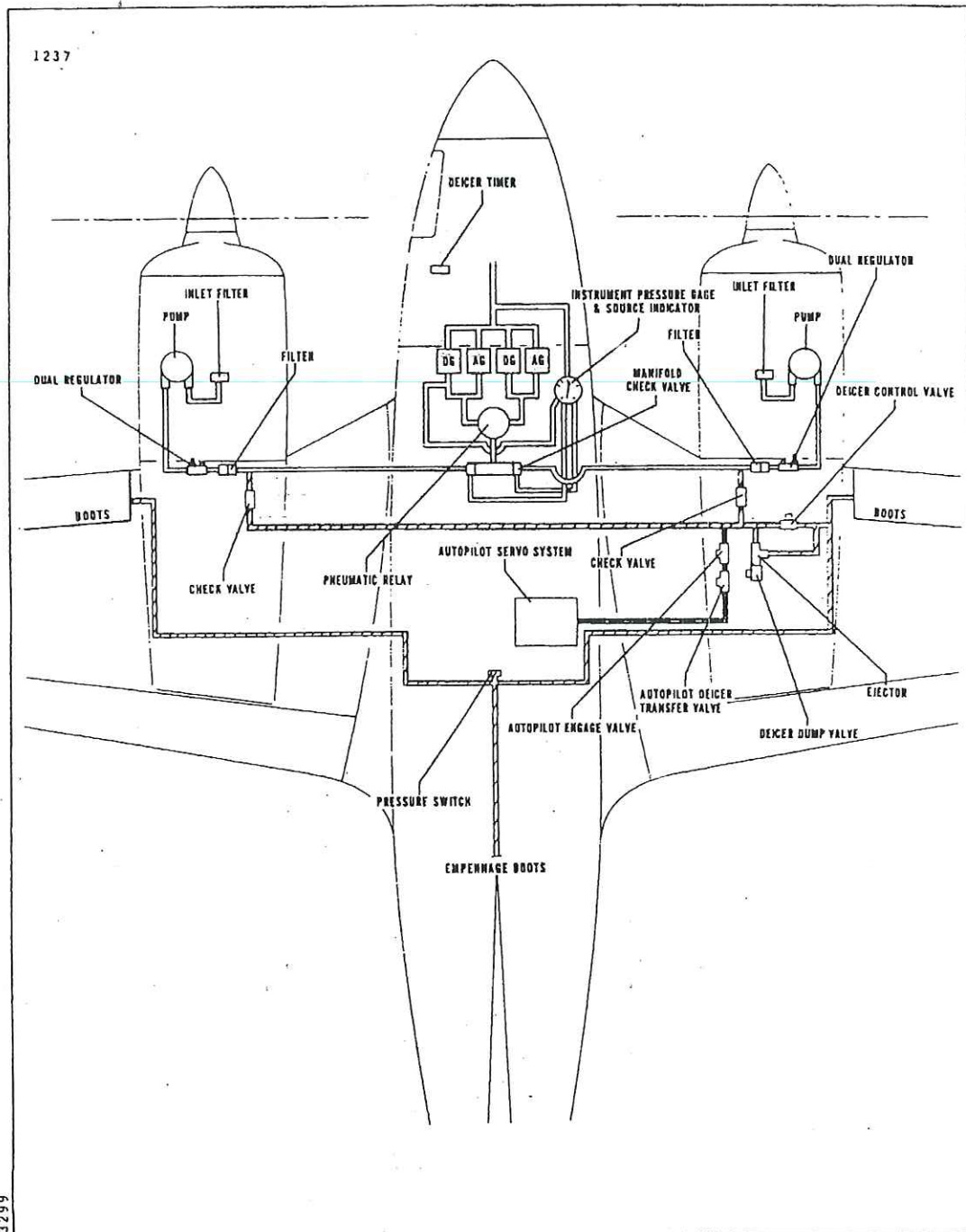


Figure 10-8. Single or Dual Attitude and Directional Gyro Installation With Deicer Boots and H-14 Autopilot

Each **wing** is an all metal, full cantilever semi-monocoque type construction with a removable fiberglass tip. The wing panels incorporate an I beam main spar which extends into the center of the fuselage where the spars are joined with high strength butt fittings, making in effect, one continuous main spar. This main spar is also attached at each side of the fuselage as are the front and rear wing spars. The main landing gear are housed in wheel wells built into the lower surface of the wings and are enclosed by doors when the gear is retracted. Two flexible bladder type fuel cells in each wing supply the fuel.

**Ailerons** are all metal and fully balanced. As an operational control aid, the right aileron incorporates a trim tab which is adjustable through a control in the cockpit.

The all metal **flaps** are electrically activated by an airfoil shaped control on the instrument panel. When the flap control is moved to the "UP or "DN" position, power is transferred from an electric motor to a screw transmission through a flexible shaft. A flap indicator, mounted on the instrument panel above the flap control, is used to position the flaps to the desired setting.

The engine **nacelles** are an integral part of the wing. They provide an efficient streamlined structure for mounting the engines and added baggage area in the nacelle lockers.

The **empennage** consists of a **vertical stabilizer (fin)**, a **rudder**, a **horizontal stabilizer** and **elevators**. The rudder and elevators both have trim tabs which are controlled from the cockpit. The empennage group components are metal cantilever structures with removable fiberglass tips. Both the vertical and horizontal stabilizers incorporate two-channel main spars that run the length of the stabilizer and attach to the aft bulkhead assembly of the fuselage.

All structural components are completely zinc chromate primed and the exterior surfaces coated with acrylic lacquer.

## POWER PLANT

The PA-31-325 Navajo is powered by two six-cylinder, fuel injected, turbocharged Lycoming engines rated at 325 HP at 2575 RPM. Both engines are air cooled and have top side exhaust incorporating oil jets for internal piston cooling.

The left engine is a standard (clockwise) rotating **Lycoming TIO-540-F2BD** and the right, a counter rotating (counterclockwise) **Lycoming LTIO-540-F2BD**. They are equipped with geared starters, single drive dual magnetos, 24-volt 70-amp self rectifying alternators, shielded ignition systems, turbochargers, hydraulic pumps, oil filters, oil coolers, pneumatic pressure pumps and three bladed propellers.

The **turbocharger** is designed to increase the power output and efficiency of the engine by supplying compressed air to the engine intake manifold. This allows the engines to operate at peak power at much higher altitudes than normally aspirated engines. Power to drive the turbocharger is extracted from energy in the exhaust gases, which are ducted through the turbine and then exhausted overboard at the bottom of the nacelles in the area of the cowl flaps.



# PIPER NAVAJO SERVICE MANUAL

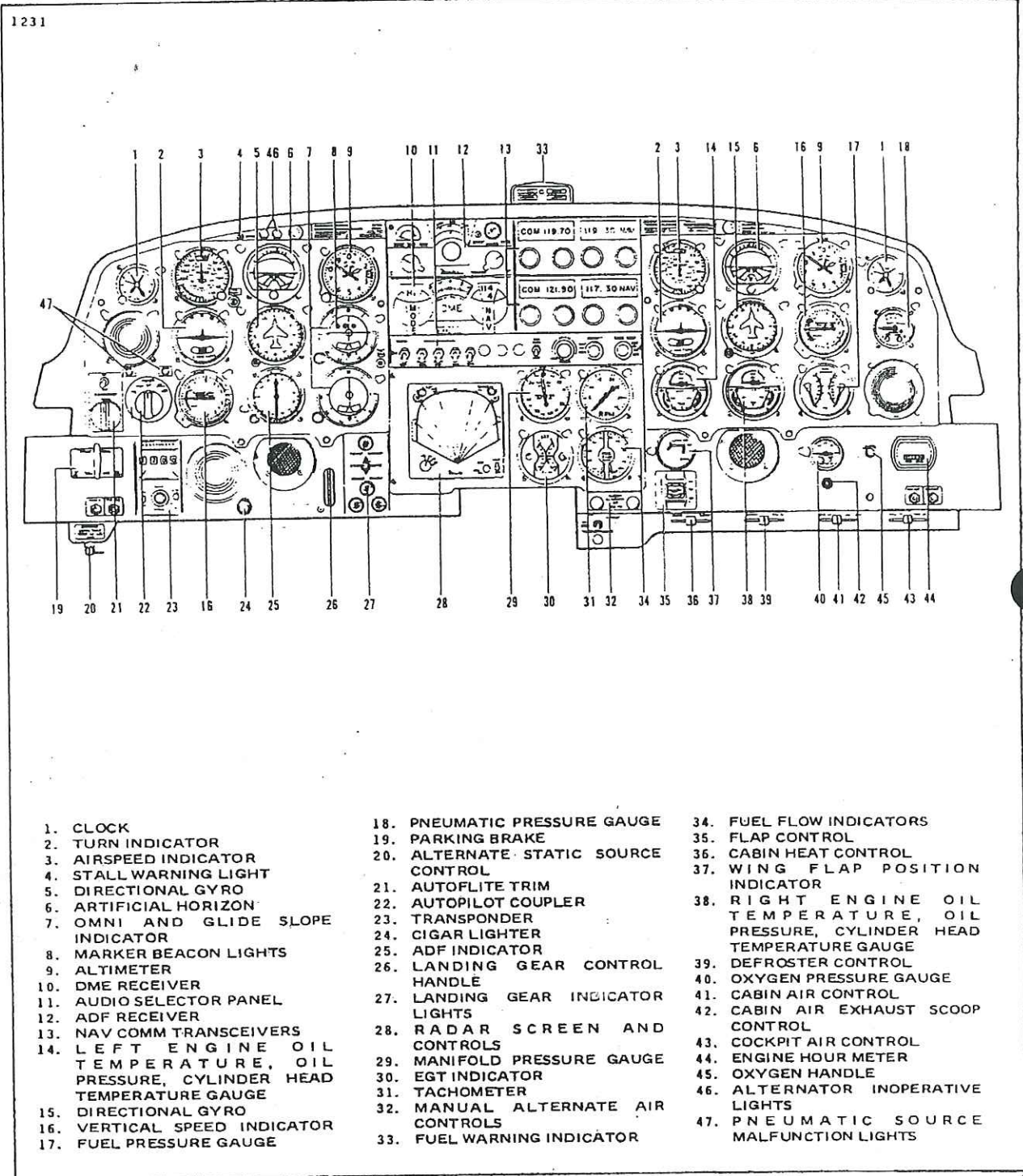


Figure 10-1. Instrument Panel (Typical)

ANEXO "I"  
CERTIFICADO DE  
MATRÍCULA

*ERICK SAUNDYAC  
12:15 24-5-07*

**DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL  
REGISTRO AERONAUTICO NACIONAL  
E-mail: registro@aeronaucocivil.org.gt**

44



REPUBLICA DE GUATEMALA

**CERTIFICADO DE MATRICULA**

Marca de Nacionalidad y Matrícula: GUATEMALA, CENTROAMERICA

**TANGO GOLFO GUION LIMA ALFA PAPA (TG-LAP)**

Nombre del Constructor y Descripción de la Aeronave: MARCA: PIPER NAVAJO,

MODELO: PA-31-325, FABRICANTE: PIPER AIRCRAFT CO., AÑO DE

FABRICACION: 1980, PASAJEROS: 6, TRIPULACION: 1

Número de Serie del Constructor: 31-8012043.- - - - -

Colores de la Aeronave: BLANCO Y AZUL, LINEAS GRIS Y ROJO

Nombre del Propietario: OCEAN CITY COMMERCIAL, S. A.

Domicilio del Propietario: REPUBLICA DE PANAMA

**BASE DE OPERACIONES:**

Nombre del Operador: AEROPUERTO INTERNACIONAL LA AURORA ZONA 13

Domicilio del Operador: 20 CALLE 26-30 ZONA 10 CIUDAD GUATEMALA


**EXPEDIDO EN GUATEMALA, EL DIA 10 DE MAYO DE 2007.-**

Se certifica por la presente que la aeronave arriba descrita ha sido debidamente inscrita en el folio 416  
del libro de registro de aeronaves LPA

, de conformidad con el artículo 44 de la Ley de Aviación Civil Decreto 93-2000 del Congreso de la República de Guatemala y del convenio de aviación Civil Internacional, de fecha 7 de Diciembre de 1,944 y que ha recibido las letras de Nacionalidad y Matrícula siguientes:

-----TG-LAP-----

LA ALTERACION DE CUALQUIERA DE LOS DATOS CONSIGNADOS, SERA PENADO POR LA LEY, ARTICULO 321 DEL CODIGO PENAL

  
DIRECTOR GENERAL  
D.G.A.C.

  
REGISTRADOR AERONAUTICO NACIONAL

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL  
SECCION DE AERONAVEGABILIDAD

**RECIBIDO**  
25 MAYO 2007

HORA: 9:30 hs. Evelyn  
01 folio.

**ANEXO "J"**  
**ÚLTIMO**  
**RETORNO DE**  
**MANTENIMIENTO**

DATE 19	RECORDING TACH TIME	TODAYS FLIGHT	TOTAL TIME IN SERVICE	Description of Inspections, Tests, Repairs and Alterations Entries must be endorsed with Name, Rating and Certificate Number of Technician or Repair Facility. (See back pages for other specific entries.)
------------	---------------------------	------------------	-----------------------------	--

46

**AEROMOTORES Y TRANSPORTES, S. A.**  
 Avenida Hincapié y 18 Calle, Hangar L-24, Zona 13, Interior Aeropuerto La Aurora  
 Guatemala, Centroamérica  
 Tels.: (502) 2334-6673 • 2360.3238 • 2360 3228 • Telefax: 2333 9676  
 DGAC/G-005 AIRFRAME LOG ENTRY

2424

REG#	Aeromotores	MFG	PIPER	PROD YEB	www.piper.com	COB/N	31-8012043
WO#	O6193	AC TT	5493.40	HOBBS	611.4		
DATE	29/04/2010						

Se efectuó inspección ANUAL, conforme al manual de mantenimiento del fabricante p/n: 753-704, Rev. IR941202

- Se efectuó revisión de luces en general.
  - Se efectuó limpieza y lubricación de controles de vuelo.
  - Se efectuó limpieza y lubricación de trenes de aterrizaje.
  - Se efectuó revisión de fricciones.
  - Se efectuó revisión de presión de aire a neumáticos.
  - Se efectuó reemplazo de filtros en línea p/n RA1J4-6.
  - Se efectuó reemplazo de filtros de succión p/n RAB3-5-1
  - Se efectuó revisión de AD's recurrentes: \*98-08-18, \*2000-25-01, \*2003-24-07 Prox. Rev. ACTT: 5593.4
- La aeronave identificada previamente fue inspeccionada de acuerdo al Manual de Fabricante para cumplir con las Regulaciones DGAC y es aprobada para el retorno al servicio. Detalles pertinentes a la inspección se localizan en un expediente que permanece en el taller Aeromotores junto con la Orden de Trabajo No. 06193

AD's chequeados hasta 2010-09  
 Firma Autorizada

Carlos Castañeda

**AUTHORIZED RELEASE CERTIFICATE**  
 FAA Form 8130-3, AIRWORTHINESS APPROVAL TAG

1. Approving National Aviation Authority Country: **FAA UNITED STATES**

2. FAA Form Tracking Number: **5/20/2010 25**

3. Organization Name and Address: **Rapco, Inc. 445 Cardinal Lane, Hartland WI 53029, #PQ2101CF-D**

4. Work Order/Contract/Invoice Number: **P.O. # 69323-5003**

6. Item	7. Description	8. Part Numbers	9. Eligibility	10. Qty	11. Serial/Batch Number	12. Status/Work
1	Filter Assembly	RA1J4-7	N/A	2	N/A	New
2	Dry Air Pump	RAZ15CC	N/A	3	A40132, A46133, A40134	New
3	Gasket Filter	RA-B3-2	N/A	40	N/A	New
4	Air Filter Element	RA-D9-18-1	N/A	2	N/A	New

13. Remarks: AIRWORTHINESS APPROVAL  
 ALL ITEMS LISTED ABOVE ARE NON-CRITICAL.

14. Certifies the items above were manufactured in conformity to:  
 Approved design data and are in condition for safe operation  
 Non-Approved design data specified in Block 13.

15. Authorized Signature: *Steven P. Lytge*  
 Name (Type or Print): **Steven P. Lytge**

16. Approval/Authorization No.: **DMIR3J116CE**

17. Date (mm/dd/yy): **May 20/2010**

18. Installer Responsibilities: **Installer**

It is important to understand that the existence of this document alone does not automatically constitute authority to install the part/component/assembly. Where the work/installer performs work in accordance with the national regulations of an airworthiness authority different than the airworthiness authority of the country specified in Block 1, it is essential that the work/installer ensures that higher airworthiness accepts part/component/assembly from the airworthiness authority of the country specified in Block 1.

Statements in Blocks 14 and 19 do not constitute installation certification. In all cases, aircraft maintenance records must contain an installation certification issued in accordance with the national regulations by the work/installer before the aircraft may be flown.

FAA Form 8130-3 (8-01)

75-LAP

1. Approving National Aviation Authority/Country: FAA/UNITED STATES		2. <b>AUTHORIZED RELEASE CERTIFICATE</b> FAA Form 8130-3, AIRWORTHINESS APPROVAL TAG				3. Form Tracking Number: 5/20/2010 23	
4. Organization Name and Address: Rapeco, Inc. 445 Cardinal Lane, Burland WI 53029, #PQ210ICE-D					5. Work Order/Contract/Invoice Number: P.O. # 69259-5003		
6. Item	7. Description	8. Part Number	9. Eligibility	10. Qty	11. Serial/Date Number	12. Status/Work	
1	Mounting Stud	RA-BF001	N/A	10	N/A	New	
2	Rivet	RA105-007	N/A	100	N/A	New	
3	Brake Disc	RA164-30615-1	N/A	4	N/A	New	
4	Air Filter Assembly	RA1110-1	N/A	2	N/A	New	
5	Filter Assembly	RA1117	N/A	5	N/A	New	
6	Filter Assembly	RA1117	N/A	12	N/A	New	
7	Dry Air Pump	RA215CC	N/A	3	A40690, A40691, A40692	New	
8	Dry Air Pump	RA215CC	N/A	3	A40693, A40694, A40695, A40696	New	
9	Dry Air Pump	RAP441CC	N/A	2	C2533, C2534	New	
10	Dry Air Pump	RAP441CC-3	N/A	2	C2481, C2482	New	
11	Dry Air Pump	RAP441CC-7	N/A	4	C2549, C2555, C2556, C2557	New	
12	Brake Lining	RA66-108	N/A	50	N/A	New	
13	Gasket	RA97B	N/A	12	N/A	New	
14	Mounting Stud	RA-BF001	N/A	20	N/A	New	
15	Filter Cartridge	RA-D-9-14-5	N/A	6	N/A	New	
16	Air Filter Element	RA-D8-18-1	N/A	3	N/A	New	

13. Remarks: AIRWORTHINESS APPROVAL  
ALL ITEMS LISTED ABOVE ARE NON-CRITICAL  
DO NOT ITEM 12 THIS PART IS A SUBCOMPONENT OF A FAA PMA PARASSEMBLY...

14. Certifies the items above were manufactured in conformity to:  
 Approved design data and are in condition for safe operation  
 Non-Approved design data specified in Block 13.

15. Authorized Signature: *[Signature]*  
 16. Approval/Authorization No: DM1831116CE  
 17. Name (Typed or Printed): Steven P. Lytge  
 18. Date (dd/mm): May 20, 2010

19. User/Installer Responsibilities

It is important to understand that the existence of this document alone does not automatically constitute authority to install the part/component/assembly. Where the user/installer performs work in accordance with the national regulations of an airworthiness authority different than the airworthiness authority of the country specified in Block 1, it is essential that the user/installer ensures that higher airworthiness acceptances/requirements/requirements from the airworthiness authority of the country specified in Block 1. Statements in Blocks 14 and 19 do not constitute installation certification. In all cases, aircraft maintenance records must contain an installation certification issued in accordance with the national regulations by the user/installer before the aircraft may be flown.

FAA Form 8130-3 (6-07)      \*Installer must cross-check eligibility with applicable technical      NSN 7530-01-012-9012

TS-LDP

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

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION  
FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION

57  
49

A20SO  
Revision 12

Piper Aircraft, Inc  
PA-31  
PA-31-300  
PA-31-325  
PA-31-350  
(See NOTE 7)  
September 23, 2009

TYPE CERTIFICATE DATA SHEET NO. A20SO

This data sheet, which is a part of Type Certificate A20SO, prescribes conditions and limitations under which the product for which the Type Certificate was issued meets the airworthiness requirements of the Federal Aviation Regulations.

Type Certificate Holder: Piper Aircraft, Inc.  
2926 Piper Drive  
Vero Beach, Florida 32960

Type Certificate Holder Record The New Piper Aircraft, Inc transferred TC A20SO to Piper Aircraft, Inc on August 7, 2006.

I. - Model PA-31 (Navajo), 6 - 8 PCLM (Normal Category), Approved February 24, 1966 (Reissued July 25, 1966, See NOTE 3).

Engine 2 Lycoming TIO-540-A1A, TIO-540-A1B, TIO-540-A2A, or TIO-540-A2B (Applicable to S/N 31-2 through S/N 31-659 and S/N 31-661 through 31-751); or  
2 Lycoming TIO-540-A2B (Applicable to S/N 31-660 with nacelle wing lockers only); or  
2 Lycoming TIO-540-A2C (Applicable to S/N 31-712 through S/N 31-751 with nacelle wing lockers only and S/N 31-752 through S/N 31-8312019)  
See NOTE 4.

Fuel 100/130 minimum grade aviation gasoline.

Engine Limits Applicable to S/N 31-2 through 31-751 (TIO-540-A1A, TIO-540-A1B, TIO-540-A2A, or TIO-540-A2B):  
2,575 r.p.m., 310 hp. from sea level to 15,000 ft. altitude. Full throttle operations at all altitudes. Maximum 43 in. hg. manifold pressure cumulative total with automatic density control and altitude adjustment.

Applicable to S/N 31-712 through 31-900, and 31-7300901 through 31-7912124 (TIO-540-A2C):  
2,575 r.p.m., 310 hp. from sea level to 15,800 ft. altitude. Maximum 46.0 in. hg. manifold pressure cumulative total with automatic density control and altitude adjustment. Do not exceed the following manifold pressure limitations: 46.0 in. hg. manifold pressure at and below 15,800 ft. altitude, 31.0 in. hg. manifold pressure at 24,000 ft. altitude. Straight line variation between points given.

Applicable to S/N 31-8012001 through 31-8312019 (TIO-540-A2C):  
Maximum continuous power  
2,575 r.p.m. at 310 hp. from sea level to 15,800 ft. altitude. Maximum 46.0 in. hg. manifold pressure cumulative total with automatic density control and altitude adjustment. Do not exceed the following manifold pressure limitations: 46.0 in. hg. manifold pressure at and below 15,800 ft. altitude, 31.0 in. hg. manifold pressure at 24,000 ft. altitude. Straight line variation between points given.

Page No.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Rev. No.	12	10	7	9	7	10	7	10	10	5	9	12	9	12	12



## IV. - Model PA-31-325 (Navajo C/R), 6 - 8 PCLM (Normal Category), Approved May 31, 1974.

<u>Engine</u>	1 Lycoming TIO-540-F2BD 1 Lycoming LTIO-540 F2BD																														
<u>Fuel</u>	100/130 minimum grade aviation gasoline																														
<u>Engine Limits</u>	<p>Applicable to S/N 31-7400990, 31-7512001 through 31-7912124:  <u>Maximum continuous power</u>            2,575 r.p.m., 325 hp. from sea level to 14,000 ft. altitude, maximum 49.0 in. hg. manifold pressure cumulative total with automatic density control and altitude adjustment. Do not exceed the following manifold pressure limitations: 49.0 in. hg manifold pressure at and below 14,000 ft. altitude, 31.0 in. hg manifold pressure at 25,000 ft altitude. Straight line variation between points given.</p> <p>Applicable to S/N 31-8012001 through 31-8312019:  <u>Maximum continuous power</u>            2,575 r.p.m., 325 hp. from sea level to 14,000 ft. altitude, maximum 49.0 in. hg. manifold pressure cumulative total with automatic density control and altitude adjustment. Do not exceed the following manifold pressure limitations: 49.0 in. hg manifold pressure at and below 14,000 ft. altitude, 31.0 in. hg manifold pressure at 24,000 ft. altitude. Straight line variation between points given.</p> <p><u>Maximum normal operating power</u>            Do not exceed the following r.p.m. and manifold pressures: 2,400 r.p.m., 39.5 in. hg manifold pressure at and below 19,700 ft. altitude, 2,400 r.p.m., 31.0 in. hg manifold pressure at 24,000 ft. altitude.            Straight line variation between points given.</p>																														
<u>Propeller and Propeller Limits</u>	<p>Hartzell Hub and Blade Models:</p> <p>HC-E3YR-2AF/FC8468-6R (Eligible on TIO-540-F2BD engines)            HC-E3YR-2ATF/FC8468-6R            HC-E3YR-2ATF/FC8468-7R</p> <p>HC-E3YR-2ALTF/FJC8468-6R (Eligible on LTIO-540-F2BD engines)            HC-E3YR-2ALF/FJC8468-6R            HC-E3YR-2ALTF/FJC8468-7R</p> <p>Pitch: High <math>82^{\circ} \pm 1.0^{\circ}</math> (feathered), Low <math>13.2^{\circ} \pm 0.1^{\circ}</math> at 30 in station.            Diameter: Not over 80 in., not under 78 in.            No further reduction permitted.</p>																														
<u>Propeller Governor</u>	2 Hartzell F-6-24Z Propeller Governors See Notes 11 & 12																														
<u>Airspeed Limits (CAS)</u>	<p>Applicable to all S/N:</p> <table border="0"> <tr> <td>V<sub>NE</sub> (Never Exceed)</td> <td>272 mph</td> <td>(236 knots)</td> </tr> <tr> <td>V<sub>NO</sub> (Max. Structural Cruise)</td> <td>216 mph</td> <td>(188 knots)</td> </tr> <tr> <td></td> <td colspan="2">Above 21,000 ft. reduce V<sub>NO</sub> speed 3 mph per 1,000 ft.</td> </tr> <tr> <td>V<sub>A</sub> (Maneuvering)</td> <td>183 mph</td> <td>(159 knots)</td> </tr> <tr> <td>V<sub>FE</sub> (Flaps Extended) 40°</td> <td>150 mph</td> <td>(130 knots)</td> </tr> <tr> <td>V<sub>MC</sub> (Minimum Control)</td> <td>85 mph</td> <td>( 74 knots)</td> </tr> </table> <p>Applicable to S/N 31-7400990, 31-7512001 through 31-7712106:</p> <table border="0"> <tr> <td>V<sub>FE</sub> (Flaps Extended) 15°</td> <td>175 mph</td> <td>(152 knots)</td> </tr> <tr> <td>V<sub>LO</sub> (Landing Gear Operating)</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>Extension and Retraction</td> <td>150 mph</td> <td>(130 knots)</td> </tr> <tr> <td>V<sub>LE</sub> (Landing Gear Extended)</td> <td>150 mph</td> <td>(130 knots)</td> </tr> </table>	V <sub>NE</sub> (Never Exceed)	272 mph	(236 knots)	V <sub>NO</sub> (Max. Structural Cruise)	216 mph	(188 knots)		Above 21,000 ft. reduce V <sub>NO</sub> speed 3 mph per 1,000 ft.		V <sub>A</sub> (Maneuvering)	183 mph	(159 knots)	V <sub>FE</sub> (Flaps Extended) 40°	150 mph	(130 knots)	V <sub>MC</sub> (Minimum Control)	85 mph	( 74 knots)	V <sub>FE</sub> (Flaps Extended) 15°	175 mph	(152 knots)	V <sub>LO</sub> (Landing Gear Operating)			Extension and Retraction	150 mph	(130 knots)	V <sub>LE</sub> (Landing Gear Extended)	150 mph	(130 knots)
V <sub>NE</sub> (Never Exceed)	272 mph	(236 knots)																													
V <sub>NO</sub> (Max. Structural Cruise)	216 mph	(188 knots)																													
	Above 21,000 ft. reduce V <sub>NO</sub> speed 3 mph per 1,000 ft.																														
V <sub>A</sub> (Maneuvering)	183 mph	(159 knots)																													
V <sub>FE</sub> (Flaps Extended) 40°	150 mph	(130 knots)																													
V <sub>MC</sub> (Minimum Control)	85 mph	( 74 knots)																													
V <sub>FE</sub> (Flaps Extended) 15°	175 mph	(152 knots)																													
V <sub>LO</sub> (Landing Gear Operating)																															
Extension and Retraction	150 mph	(130 knots)																													
V <sub>LE</sub> (Landing Gear Extended)	150 mph	(130 knots)																													

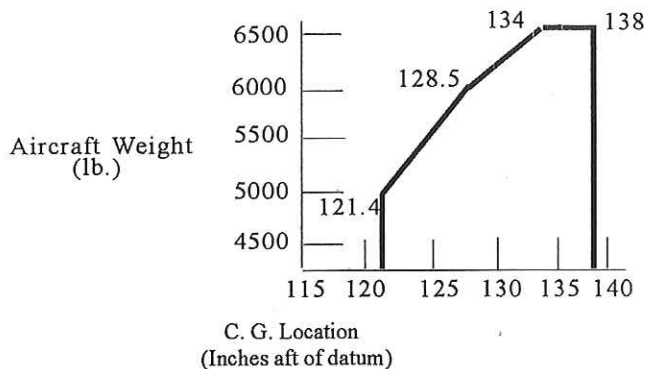
Airspeed Limits (CAS)

Applicable to S/N 31-7812001 through 31-8312019:

V <sub>FE</sub>	(Flaps Extended) 25°	184 mph	(160 knots)
V <sub>LO</sub>	(Landing Gear Operating)		
	Extension	180 mph	(156 knots)
	Retraction	150 mph	(130 knots)
V <sub>LE</sub>	(Landing Gear Extended)	180 mph	(156 knots)

C.G. Range (Gear Extended)

(+134.0) to (+138.0) at 6,500 lb.  
 (+128.5) to (+138.0) at 6,000 lb.  
 (+121.4) to (+138.0) at 5,000 lb. or less  
 Straight line variation between points given.  
 Moment due to retracting landing gear: + 860 in.-lb.

Empty Weight C.G. Range

None

Maximum Weight

6,500 lb. - Takeoff or Landing

No. of Seats

6 - 8 seats (2 at +119.0, 2 at +166.0, 2 at +198.0)  
 (2 optional, 1 at +229.0, 1 at +234.0)

Maximum Baggage

Total: 650 lb.  
 Fuselage: 150 lb. at +43.0  
 200 lb. at +255  
 Nacelle Lockers: 150 lb. each side at +168.0  
 With optional nacelle fuel tanks.

Total: 450 lb.  
 Fuselage: 150 lb. at +43.0  
 200 lb. at +255.0  
 Nacelle Lockers: 50 lb. each side at +192.0

Fuel Capacity

Total - 192 gallons  
 56 gallons in each of 2 wing tanks at +126.8  
 40 gallons in each of 2 wing tanks at +148.0  
 With optional nacelle fuel tanks.

Total - 246 gallons  
 56 gallons in each of 2 wing tanks at +126.3  
 27 gallons in each of 2 nacelle tanks at +142.8  
 40 gallons in each of 2 wing tanks at +148.0

See NOTE 1 for unusable fuel data.

Oil Capacity

Total - 6 gallons at (+77)  
 (3 gallons each engine - 2 3/4 qt. unusable each engine)

Control Surface Movements

(All measurements taken at trailing edge from neutral position)

Aileron	(±1.0°)	Up	24°	Down	14°
Aileron Tab	(±1.0°)	Up	15°	Down	20°
(Aileron neutral)					

Applicable to S/N 31-7400990, 31-7512001 through 31-7912124:

Elevator	(±1.0°)	Up	20°	Down	20°
Elevator Tab	(±1.0°)	Up	1°	Down	40°
(Elevator neutral)					

Applicable to S/N 31-8012001 through 31-8312019:

Elevator	(±1.0°)	Up	20°	Down	20°
Elevator Tab	(±1.0°)	Up	5°	Down	40°
(Elevator neutral)					
Rudder	(±1.0°)	Right	30°	Left	30°
Rudder Tab	(±1.0°)	Right	18°	Left	40°
(Rudder neutral)					
Flaps	(±1.0°)			Down	40°

Maximum Operating Altitude

24,000 ft. pressure altitude.

Serial Numbers Eligible

31-7400990, and 31-7512001 through 31-8312019 (See NOTES 5 and 6 for airworthiness certification eligibility in the United States).

DATA PERTINENT TO ALL MODELSDatum

137 inches forward of the main spar centerline.

Leveling Means

Top of two rivnuts on right side of nose, near access door.

Certification Basis

Type Certificate No. A20SO issued March 6, 1978, (originally issued February 24, 1966, under Type Certificate A8EA) obtained by the manufacturer under the delegation option authorization.

Date of Type Certificate application March 15, 1962.

CAR 3 effective May 15, 1956, through Amendment 3-8, effective December 18, 1962; and FAR 23.205, 23.1545, 23.1563 and 23.1585 as amended by Amendment 23-3, effective November 11, 1965; and FAR 23.1557(c) as amended by Amendment 23-7, effective September 14, 1969.

Eastern Region Engineering and Manufacturing Branch letter of December 6, 1965, addresses the showing of equivalent safety with regard to CAR 3.682, 3.771, and 3.772.

In addition:

Model PA-31-350: FAR 23.75(a), 23.77, 23.145, 23.161, 23.175(d), and 23.1527 as amended by Amendment 23-7, effective September 14, 1969.

Model PA-31-325: FAR 23.75(a), 23.77(a), 23.145, 23.161, 23.175(a), 23.175(b), 23.175(c), 23.175(d), and 23.1527 as amended by Amendment 23-7, effective September 14, 1969.

Model PA-31 and PA-31-325 (S/N 31-8012001 through 31-8312019), and Model PA-31-350 (S/N 31-8052001 through 31-8553002): FAR 36 as amended by Amendments 1 through 6, effective January 24, 1977. Compliance with ice protection requirements have been demonstrated in accordance with FAR 23.1419 as amended by Amendment 23-14, effective December 20, 1973, when ice protection equipment is installed in accordance with the airplane equipment list.

**ANEXO "L"**  
**PROCEDIMIENTO DE**  
**SALIDA CANAL 2**  
**POR INSTRUMENTOS**

**AIP REPUBLICA DE GUATEMALA**

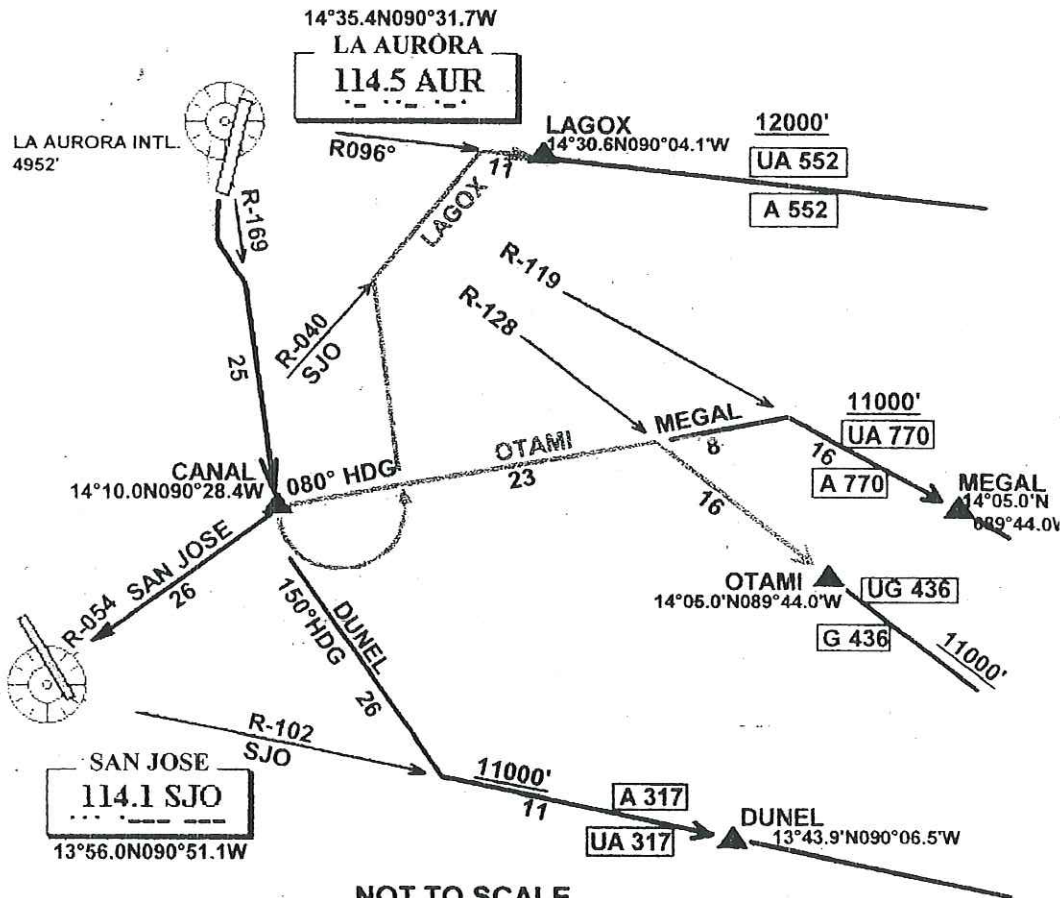
MGGT AD 2.47 A

ATIS: 126.5  
 CLEARANCE: 120.7  
 GROUND: 121.9  
 TOWER: 118.1  
 APPROACH: 119.3(R)

**STANDARD INSTRUMENT  
 DEPARTURE - SID**  
 OACI  
 TRANS. LEVEL: **FL200**  
 TRANS. ALT: **19000'**

GUATEMALA CITY, GUATEMALA  
 LA AURORA INTERNATIONAL MGGT  
 RUNWAY 19  
**CANAL 2 DEPARTURE**  
 APT. ELEVATION 4952'

54



NOT TO SCALE  
 MAG VAR 3.5 EAST

<b>THIS SID REQUIRES A MINIMUM CLIMB GRADIENT OF 200 FEET PER NAUTICAL MILE</b>						
<b>GROUND SPEED -KNOTS</b>	75	100	150	200	250	300
<b>ROC -fpm-</b>	250	333	500	667	833	1000

**DEPARTURE ROUTE DESCRIPTION**

Turn LEFT, climbing on AUR R-169, to cross CANAL INT at or above 9000', thence:

**DUNEL TRANSITION:** From over CANAL INT turn LEFT to a 150° heading to intercept A-317/UA-317, thence...

**MEGAL TRANSITION:** From over CANAL INT or reaching 9000' whichever occurs first, TURN LEFT to a 080° heading to intercept A-770/UA-770, thence...

**LAGOX TRANSITION:** From over CANAL INT or reaching 9000', whichever occurs first, TURN LEFT to intercept and proceed via SJO R-040 to intercept A-552/UA-552, thence...

**OTAMI TRANSITION:** From over CANAL INT or reaching 9000' whichever occurs first, TURN LEFT to a 080° heading to intercept G-436/UG-436, thence...

**SAN JOSE TRANSITION:** From over CANAL INT turn RIGHT to intercept SJO R-054 to SJO VOR, continue according to ATC instructions.

**THENCE...** Continue climbing to 11000' or above, according to ATC instructions.

ANEXO "M"  
CERTIFICADO TIPO  
SUPLEMENTARIO  
SA970SO



United States of America  
Department of Transportation - Federal Aviation Administration  
**Supplemental Type Certificate**  
(Continuation Sheet)

*Number* SA970SO

*Description of Type Design Change* (Continued):

Modification Drawing Piper Navajo PA-31 Navajo-Panther-Drawing 68000, Revision D, Dated 5/17/82.

Installation Instructions for Modification of Piper Navajo Model PA-31 and PA-31-325, Drawing 68000, change "D" dated 5/17/82 and Supplemental Type Certificate (STC) SA970SO.

Installation Procedures Boost Pump PA-31 Drawing 62000 "A" Change dated November 30, 1977. (PA-31 Only)

Piper Kit 760-905

Colemill Enterprises, Inc., Process Specification for Drawings 64000 and 65000, dated August 31, 1977.

Colemill Enterprises, Inc., Process Specification #500 for Piper Wing Caps and Winglets, dated September 1, 1981.

Later FAA approved revisions of the above data are acceptable.

*Limitations and Conditions* (Continued):

give the other person written evidence of that permission."

Aero-Mac Laboratory, Inc. airspeed indicator, P/N 1517-( ), and Airplane Flight Manual Supplements or Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual Supplements are required as specified below:

PA-31's with PAC Report Numbers 1362, 1655, 1686 and 1702: Airplane Flight Manual Supplement dated January 9, 1978 is required with Aero-Mac Laboratory, Inc. airspeed indicator, P/N 1517-01.

PA-31-325's with PAC Report Number 1860: Airplane Flight Manual Supplement dated March 23, 1979 is required with Aero-Mac Laboratory, Inc. airspeed indicator, P/N 1517-06.

PA-31-325's with PAC Report Number 1964 and LK Report Number 1207: Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual Supplement dated September 1, 1978 is required with Aero-Mac Laboratory, Inc. airspeed indicator, P/N 1517-05.

PA-31's with PAC Report Number 2045 and LK Report Number 1206: Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual Supplement dated September 21, 1979 is required with Aero-Mac Laboratory, Inc. airspeed indicator, P/N 1517-07.

PA-31 (Counter Rotating) with Serial Nos. 31-2 through 31-7612110: FAA Approved Flight Manual Supplement dated May 25, 2007.

PA-31 (Counter Rotating) with Serial Nos. 31-7712001 and Subsequent: Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual Supplement dated May 25, 2007.

PA-31-325 (Counter Rotating) with Serial Nos. 31-7300932 through 31-7612110: Airplane Flight Manual Supplement dated May 25, 2007.

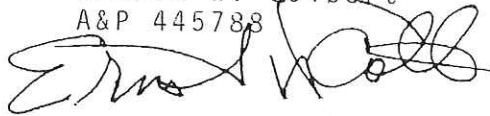
PA-31-325 (Counter Rotating) with Serial nos. 31-7712001 and Subsequent: Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual Supplement dated May 25, 2007.

Later FAA approved revisions of the above data are acceptable.

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

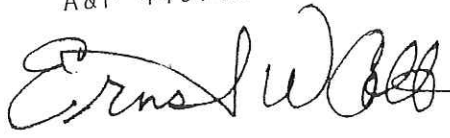


### MAINTENANCE RECORD

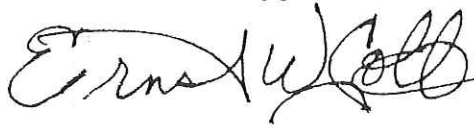
TOTAL TIME IN SERVICE		DESCRIPTION OF THE WORK PERFORMED	AUTHORIZED SIGNATURE, CERTIFICATE TYPE & NUMBER
HOURS	10ins		
		Colemill Enterprises, Inc. Nashville, Tennessee	
		Aircraft modified to Colemill Enterprises, Inc. "Panther Navajo" in accordance with STC SA970SO dated 09-01-78, and Drawing #68000 Revision "E" dated 09-28-92. Approved Flight Manual Supplement and Equipment List changes placed in Aircraft Flight Manual. See Form 337 for details. Aircraft test flown and found airworthy for return to service.	
		Hr. Meter: 645.0 Date: 06-01-94	Ernest W. Colbert A&P 445788 

10 LPT  
 Record to be made.

ENGINE LOG SERIAL No. 59

DATE	TIME		REPAIRS - ADJUSTMENTS - SERVICE - REMARKS	SIGNATURE	LICENSE NUMBER
	Hrs.	Min.			
			Colemill Enterprises, Inc. Nashville, Tennessee		
			Installed Lycoming TIO540J2BD engines and Hartzell propellers HC-C4YR-2/FC7663DB-6Q in accordance with STC SA970SO and modification Drawing #68000 Revision "E" dated 09-28-92.		
				Ernest W. Colbert A&P 445788	
			Hr. Meter: 645.0 Date: 06-01-94		Endorsement and his Rating to be Shown.

ENGINE LOG SERIAL No. \_\_\_\_\_

DATE	TIME		REPAIRS - ADJUSTMENTS - SERVICE - REMARKS	SIGNATURE	LICENSE NUMBER
	Hrs.	Min.			
			Colemill Enterprises, Inc. Nashville, Tennessee		
			Installed Lycoming TIO540J2BD engines and Hartzell propellers HC-C4YR-2/FC7663DB-6Q in accordance with STC SA970SO and modification Drawing #68000 Revision "E" dated 09-28-92.		
				Ernest W. Colbert A&P 445788	
			Hr. Meter: 645.0 Date: 06-01-94		ent ing

PILOT'S OPERATING HANDBOOK AND  
FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT

FOR

PIPER PA-31-325

(SERIAL NOS. 31-7712001 & SUBSEQUENT)

Reg. No. TG-SAQ

Ser. No. 31-8012043

This supplement must be attached to the Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manuals (POH/AFM) dated October 6, 1976 (PAC Report 1964) or September 17, 1979 (LK 1207) when Lycoming TIO-540-J2B/-J2BD engines and Hartzell HC-C4YR-2-FC propellers and optional wingtip winglets are installed in accordance with STC #SA97050. The information contained herein supplements or supersedes the basic POH/AFM only in those areas listed. For limitations, procedures, and performance information not contained in this supplement, consult the basic POH/AFM.

LOG OF REVISIONS

Revision No.	Pages Affected	Description	FAA Approved	Date
1	3	Revised manifold Pressure Limits	<i>Richard H. Hill</i> Chief Engineering and Manufacturing Branch Southern Region, FAA	10/31/78
2	ALL	Adds optional wingtip winglets, revised aft C.G. limit, weight & balance; misc. editorial changes	<i>John R. James</i> JOHN R. JAMES, Acting Manager Atlanta Aircraft Certification Office, Central Region, FAA	Date: <u>JAN 10 1983</u>
3	1, 1A, 2, 3, 8&9	Added Lycoming TIO-540-J2B Engine.	<i>Paul J. Conyers</i> Manager, Atl. Aircraft Certification Office, FAA	Date: <u>OCT 21 1982</u>

FAA APPROVED *John R. James*  
Acting Chief, Engineering and Manufacturing  
Branch, Southern Region

DATE 9-1-78

REVISED: JAN 10 1983

REVISED: OCT 21 1982

SECTION I  
 GENERAL

1.3 ENGINES

(c) Engine model number		
Left	T10-540-J2B/	-J2BD
Right	T10-540-J2B/	-J2BD

1.5 PROPELLERS

(c) Blade model or blade model	FC-7663D-4R FC-7663D-6Q	
(d) Number of blades	4	
(e) Hub model	HC-C4YR-2	
(f) Propeller diameter		
(1) Maximum	FC-7663D-4R	76
(2) Minimum	FC-7663D-4R	75
(1) Maximum	FC-7663D-6Q	74
(2) Minimum	FC-8773D-6Q	74

1.11 MAXIMUM WEIGHT

(c) Maximum zero fuel weight (lbs) 6000

FAA APPROVED: Sept. 1, 1978  
 REVISED: JAN 10 1983  
 REVISED: OCT 21 1992

SECTION 2  
 LIMITATIONS

2.3 AIRSPEED LIMITATIONS

SPEED	KCAS	KIAS
Maximum Structural Cruising Speed (VNO) - Do not exceed this speed except in smooth air and then only with caution	184	180
Air Minimum Control Speed (VMC) - Lowest airspeed at which airplane is controllable with one engine operating and takeoff flaps	80	78

2.5 AIRSPEED INDICATOR MARKINGS

MARKING	KIAS
Green Arc (Normal Operating Range)	76 to 180
Yellow Arc (Caution Range - Smooth Air)	180 to 230
Radial Red Line (Minimum Control Speed - Single Engine)	78
Radial Blue Line (Recommended Climb Speed - Single Engine)	106

2.7 POWER PLANT LIMITATIONS

(c) Engine Model Number	
Left	T10-540-J2B/ -J
Right	T10-540-J2B/ -J
(d) Engine Operating Limits	350
(1) Maximum Horsepower	
(3) Maximum Manifold Pressure (Inches of Mercury)	
To 15,000 feet	49.0
15,000 to 22,000 feet	49.0 minus .61 per 1000 feet increase
22,000 to 24,000 feet	49.0 minus 2.2 per 1000 feet increase
(f) Fuel Pressure	
Normal Operating Range (Green Arc)	34 PSI to 55 PSI
Minimum (Radial Red Line)	34 PSI
Maximum (Radial Red Line)	55 PSI

FAA APPROVED: 10/31/78  
 REVISED: JAN 10 1983  
 REVISED: OCT 21 1992

SECTION 2  
LIMITATIONS

2.7 POWER PLANT LIMITATIONS (Cont'd)

- (j) Propeller Hub Number  
Left HC-C4YR-2  
Right HC-C4YR-2
- (k) Propeller Blade Model  
Left FC-7663D-6Q or FC-7663D-4R  
Right FC-7663D-6Q or FC-7663D-4R
- (l) Propeller Diameter  
Maximum 74 In. 76 In.  
Minimum 74 In. 75 In.
- (m) Propeller Pitch Settings at 30 Inch Station  
Low Pitch Stop 14.5°  
High Pitch Stop (Feathered) 83.5°

2.9 POWER PLANT INSTRUMENT MARKINGS

- (b) Fuel Pressure  
Green Arc (Normal Operating Range) 34 PSI to 55 PSI  
Radial Red Line (Minimum) 34 PSI  
(Maximum) 55 PSI

2.13 WEIGHT LIMITS (Listed as 2.11 (LK-1207) Ser. Nos. 31-8012001 & Subsequent)

- (c) Maximum zero fuel weight 6000 LBS.

2.15 CENTER OF GRAVITY LIMITS (Gear Extended) (Listed as 2.13 (LK-1207) Ser. Nos. 31-8012001 & Subsequent)

Aft Limit, All Weights 136 Inches

2.27 PLACARDS (Listed as 2.29 (LK-1207) Ser. Nos. 31-8012001 & Subsequent)

On top left side of instrument panel:  
MINIMUM CONTROL SPEED 78 KIAS

On bottom face of tachometer:  
AVOID CONTINUOUS GROUND OPERATION BETWEEN  
2000 and 2200 RPM

- 2.29 NOISE (Listed as 2.27 (LK-1207) Ser. Nos. 31-8012001 & Subsequent)  
The noise level for this aircraft modification has been determined to be no noisier than the basic unmodified aircraft (PA-31) Ref: FAR 36.9C.  
No determination has been made by the Federal Aviation Administration that the noise levels of this airplane are or should be acceptable or unacceptable for operation at, into, or out of any airport. FAR 36.1851b

FAA APPROVED: Sept. 1, 1978  
REVISED: JAN 10 1981

SECTION 3  
EMERGENCY PROCEDURES

3.1 and Subsequent Paragraphs

In all places where the speed of 71 KIAS is shown, change to 78 KIAS.  
NOTE: 78 KIAS concerns all maneuvers related to  $V_{MC}$  airborne.

In all places where the term "Best Single Engine Rate of Climb" is used, change to read "Recommended Single Engine Climb Speed - 106 KIAS"

SECTION 4

NORMAL PROCEDURES

4.3 AIRSPEEDS FOR SAFE OPERATION

- (b) Maximum Structural Cruising Speed 180 KIAS
- (g) Best Rate of Climb Speed  
° flaps (Recommended Single Engine Climb Speed) 106 KIAS

4.5 NORMAL PROCEDURES CHECKLIST

NORMAL TAKEOFF

Throttles	Full Forward
Manifold Pressure	43" Hg. (49" max.)
Prop Speed	2575 RPM
Rotate	83 KIAS (min.)
Gear	UP
Accelerate to	Barrier Speed (88 KIAS)

CLIMB

Climb power (when safely clear of obstacles or terrain) 38" MP

Mixtures (27 to 32 GPH, 475° CHT max., 1475° EGT max.) Lean

The remaining items are valid.

FAA APPROVED: Sept. 1, 1978  
REVISED: JAN 10 1981

## EMERGENCY PROCEDURES

## 4.23 NORMAL TAKEOFF

Use the following procedures for adjusting manifold pressures during takeoff:

Advance throttles to 43 inches Hg. manifold pressure at full throttle for a standard temperature at sea level. Depending on altitude and temperature, it is possible to reach higher (up to 49 inches) or lower manifold pressures. The remaining procedures remain valid.

## 4.24 CLIMB

When clearance above obstacles and terrain permits, reduce to climb power by setting the throttles to 38" inches Hg. manifold pressure and the propellers to 2400 RPM (85% power). Lean the mixtures to a fuel flow between 27 and 32 gallons per hour at an exhaust gas temperature between 1425° and 1475° (max) and cylinder head temperature between 425° and 475° (max). Adjust the cowl flaps and mixture as necessary to maintain engine temperatures within the limits. Oil temperature should not exceed 245°.

FAA APPROVED: Sept. 1, 1978  
 REVISED: JAN 10 1983

## PERFORMANCE

Take-off performance, all climb performance (single and multi-engine), landing distance, and balked landing climb performance is equal to or better than that shown in the basic handbook.

The applicability of the following charts contained in the basic handbook has not been determined:

(PAC Report 1964 - Ser. Nos. 31-7012073 thru 31-7912124)

Figure 5-27 Time, Fuel, and Distance to Climb MCP  
 Figure 5-29 Time, Fuel, and Distance to Climb 35% MCP  
 Figure 5-37 Range Profile  
 Figure 5-39 Endurance Profile  
 Figure 5-45 Holding Time  
 Figure 5-47 Time, Fuel and Distance to Descend

(LK-1207 - Ser. Nos. 31-8012001 & Subsequent)

Figure 5-25 Time, Fuel, and Distance to Climb MCP  
 Figure 5-35 Range Profile  
 Figure 5-36 Endurance Profile  
 Figure 5-41 Holding Time  
 Figure 5-43 Time, Fuel, and Distance to Descend

The following charts are no longer applicable:

(PAC Report 1964 - Ser. Nos. 81-7812073 thru 31-7912124)

Figure 5-41 Maximum Manifold Pressure vs. Altitude  
 Figure 5-43 Fuel Flow vs. Percent Rated Power

(LK-1207 - Ser. Nos. 31-8012001 & Subsequent)

Figure 5-37 Maximum Manifold Pressure vs. Altitude  
 Figure 5-39 Fuel Flow vs. Percent Rated Power

FAA APPROVED: Sept. 1, 1978  
 REVISED: JAN 10 1983

ANEXO "N"  
BITÁCORAS DE  
MANTENIMIENTO

DATE 19 \_\_\_\_\_ RECORDING TACH TIME \_\_\_\_\_ TODAYS FLIGHT \_\_\_\_\_ TOTAL TIME IN SERVICE \_\_\_\_\_

**Description of Inspections, Tests, Repairs and Alterati**

Entries must be endorsed with Name, Rating and Certificate Number Technician or Repair Facility. / See book pages for other specific



**Aeromotores y Transportes, S. A.**  
 Avenida Hincapié y 18 Calle, Hangar E-1, zona 13, Interior Aeropuerto La Aurora.  
 Guatemala, Centroamérica  
 Tels.: (502) 2334-6673 • 2360-3238 • 2360-3228 Telefax: (502) 2360-7243  
 DGAC/G-005

**AIRFRAME LOG ENTRY**

REG#	TG-LAP	MFG	PIPER	MODEL	PA-31-325	S/N	31-801243
WO#	4051	AC TT	4735.0	HOBBS	82.1		
DATE	20/07/2005						

Se efectuo servicio Anual efectuado conforme al manual de mantenimiento P/N 753-704

1. Se efectuo revision operacional de bateria ELT vence julio, 2006.
2. Se efectuo revision general de luces.
3. Se efectuo limpieza y lubricacion de controles de vuelo.
4. Se efectuo limpieza y lubricacion de trenes de aterrizaje.
5. Se efectuo remocion de llanta LH P/N 6.50X10-10 S/N 26750637 instalandose una en condicion nueva P/N 6.50X10-10 S/N 4011W00245.
6. Se efectuo remocion de llanta RH P/N 6.50X10-10 S/N 91191669 instalandose una en condicion nueva P/N 401200181
7. Se efectuo revision de AD's recurrentes: \*2003-24-07, proxima revision Hobbs 182.1

La aeronave identificada previamente fue reparada de acuerdo con las regulaciones de la DGAC, cumpliendo con los estándares en la materia y es aprobada para el retorno a servicio. AD's chequeados hasta 2005-13. Detalles pertinentes de la reparación se localizan en un expediente que permanece en el taller. Aeromotores; junto con la orden de trabajo 4051.

Firma Autorizada \_\_\_\_\_

Carlos Castañeda

Lic. #485 DGAC/G-005

DATE 19 \_\_\_\_\_ RECORDING TACH TIME \_\_\_\_\_ TODAYS FLIGHT \_\_\_\_\_ TOTAL TIME IN SERVICE \_\_\_\_\_

**Description of Inspections, Tests, Repairs and Alterati**

Entries must be endorsed with Name, Rating and Certificate Number Technician or Repair Facility. / See book pages for other specific



**Aeromotores y Transportes, S. A.**  
 Avenida Hincapié y 18 Calle, Hangar E-1, zona 13, Interior Aeropuerto La Aurora.  
 Guatemala, Centroamérica  
 Tels.: (502) 2334-6673 • 2360-3238 • 2360-3228 Telefax: (502) 2360-7243  
 DGAC/G-005

**AIRFRAME LOG ENTRY**

REG#	TG-LAP	MFG	PIPER	MODEL	PA31-325	S/N	31-801243
WO#	4253	AC TT	4832.7	HOBBS	50.0		
DATE	19/01/06						

Se efectuo servicio de 50hrs. Efectuado conforme al manual de mantenimiento P/N 753-704

1. Se efectuo revision de luces en general.
2. Se efectuo revision de fricciones.
3. Se efectuo limpieza y lubricacion de controles de vuelo.
4. Se efectuo limpieza y lubricacion de trenes de aterrizaje.
5. Se efectuo revision de niveles hidraulicos de frenos

La aeronave identificada previamente fue reparada de acuerdo con las regulaciones de la DGAC, cumpliendo con los estándares en la materia y es aprobada para el retorno a servicio. Detalles pertinentes de la reparación se localizan en un expediente que permanece en el taller. Aeromotores; junto con la orden de trabajo 4253.

Firma Autorizada \_\_\_\_\_

Carlos Castañeda

Lic. #485 DGAC/G-005

DIFERENCIA DE 100.00 en frenos totales.



DATE	RECORDING TACH TIME	TODAYS FLIGHT	TOTAL TIME IN SERVICE	Description of Inspections, Tests, Repairs and Alterations
19				Entries must be endorsed with Name, Rating and Certificate Number of Technician or Repair Facility. (See back pages for other specific entries.)



66

Aeromotores y Transportes, S. A.  
 Avenida Hincapié y 18 Calle, Hangar E-1, Zona 13, Interior Aeropuerto La Aurora,  
 Guatemala, Centroamérica  
 Tels.: (502) 2334-6673 • 2360-3238 • 2360-3225

REG#	WO#	DATE	MFG	AC TT	PIPER	MODEL	PA31-325	S/N	31-8012043
Aero LAP	4541	14/11/2006			5032.70	HOBBS	250.0		

Se efectuó inspección 50hrs, conforme al manual de mantenimiento del fabricante p/n: 753-704.

1. Se efectuó revisión de luces en general.
2. Se efectuó limpieza y lubricación de controles de vuelo.
3. Se efectuó limpieza y lubricación de trenes de aterrizaje.
4. Se efectuó revisión de fricciones.
5. Se efectuó revisión de niveles hidráulicos de frenos.
6. Se efectuó limpieza por corrosión en los contactos de luz de navegación de cola.

La aeronave identificada previamente fue reparada de acuerdo a las regulaciones de la DGAC, cumpliendo con los estándares en la materia es aprobada para el retorno a servicio. Detalles pertinentes a la reparación se localizan en un expediente que permanece en el taller Aeromotores junto con la Orden de Trabajo No. 4541

Firma Autorizada  Carlos Castañeda  
 LIC.# 485 DGAC / G-005

Diferencia de 100.00 en tiempos

© 1991 ASA

TOTALES

DATE	RECORDING TACH TIME	TODAYS FLIGHT	TOTAL TIME IN SERVICE	Description of Inspections, Tests, Repairs and Alterations
19				Entries must be endorsed with Name, Rating and Certificate Number of Technician or Repair Facility. (See back pages for other specific entries.)



66

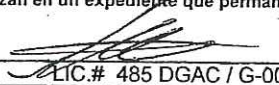
Aeromotores y Transportes, S. A.  
 Avenida Hincapié y 18 Calle, Hangar E-1, Zona 13, Interior Aeropuerto La Aurora,  
 Guatemala, Centroamérica  
 Tels.: (502) 2334-6673 • 2360-3238 • 2360-3225

REG#	WO#	DATE	MFG	AC TT	PIPER	MODEL	PA31-325	S/N	31-8012043
Aero LAP	4594	15/01/2007			5184.60	HOBBS	302.6		

Se efectuó inspección Anual, conforme al manual de mantenimiento del fabricante p/n: 753-704.

1. Se efectuó revisión de luces en general.
2. Se efectuó limpieza y lubricación de controles de vuelo.
3. Se efectuó limpieza y lubricación de trenes de aterrizaje.
4. Se efectuó revisión de fricciones.
5. Se efectuó cambio de drains de tanque auxiliar RH
6. Se removió de servicio neumático LH p/n: 650.10 s/n: 4011W00245 y se instaló en condición de nueva p/n: 650-10 s/n: 4012W00181. Removido RH s/n: 4012W00181 y se instaló s/n: 3300W00174.
6. Se efectuó revisión de AD's recurrentes: \*2005-25-01, \*2001-03-01, \*2003-24-07 Prox. rev. TTA: 5281.6

La aeronave identificada previamente fue reparada de acuerdo a las regulaciones de la DGAC, cumpliendo con los estándares en la materia es aprobada para el retorno a servicio. AD's revisados hasta 2007-01. Detalles pertinentes a la reparación se localizan en un expediente que permanece en el taller Aeromotores junto con la Orden Trabajo No. 4594

Firma Autorizada  Carlos Castañeda  
 LIC.# 485 DGAC / G-005