



**ESPE**

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA**

**UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS**

**DEPARTAMENTO DE ELECTRÓNICA Y COMPUTACIÓN**

**CARRERA DE ELECTRÓNICA MENCIÓN INSTRUMENTACIÓN Y  
AVIÓNICA**

**TRABAJO DE TITULACIÓN, PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL  
TÍTULO DE TECNÓLOGO EN ELECTRÓNICA MENCIÓN  
INSTRUMENTACIÓN Y AVIÓNICA**

**TEMA: “REHABILITACIÓN DEL SISTEMA AVIÓNICO DE LA  
AERONAVE CESSNA T206H DE LA COMPAÑÍA AERO  
SARAYAKU TAYJASARUTA S.A. UBICADA EN LA CIUDAD DE  
SHELL-MERA”**

**AUTOR**

**REMACHE CANDO ELVIS MICHAEL**

**DIRECTOR**

**TLGO. ALEJANDRO PROAÑO**

**LATACUNGA**

**2018**



## DEPARTAMENTO DE ELECTRÓNICA Y COMPUTACIÓN

### CARRERA DE ELECTRÓNICA MENCIÓN INSTRUMENTACIÓN Y AVIÓNICA

#### CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, ***“REHABILITACIÓN DEL SISTEMA AVIÓNICO DE LA AERONAVE CESSNA T206H DE LA COMPAÑÍA AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A. UBICADA EN LA CIUDAD DE SHELL-MERA”*** realizado por el señor ***REMACHE CANDO ELVIS MICHAEL*** ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo que cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor ***REMACHE CANDO ELVIS MICHAEL*** para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 04 de Abril del 2018

---

**TLGO. ALEJANDRO DAVID PROAÑO CHILCAÑAR**  
**DIRECTOR**



**DEPARTAMENTO DE ELECTRÓNICA Y COMPUTACIÓN**

**CARRERA DE ELECTRÓNICA MENCIÓN INSTRUMENTACIÓN Y  
AVIÓNICA**

**AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD**

Yo, **REMACHE CANDO ELVIS MICHAEL**, con cédula de identidad N° **050368516-6**, declaro que este trabajo de titulación **“REHABILITACIÓN DEL SISTEMA AVIÓNICO DE LA AERONAVE CESSNA T206H DE LA COMPAÑÍA AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A. UBICADA EN LA CIUDAD DE SHELL-MERA”** ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

Consecuentemente declaro que este trabajo es de mi autoría, en virtud de ello me declaro responsable del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

Latacunga, 04 de Abril del 2018

---

**REMACHE CANDO ELVIS MICHAEL**  
**C.C. 050368516-6**



## DEPARTAMENTO DE ELECTRÓNICA Y COMPUTACIÓN

### CARRERA DE ELECTRÓNICA MENCIÓN INSTRUMENTACIÓN Y AVIÓNICA

#### AUTORIZACIÓN

Yo, **REMACHE CANDO ELVIS MICHAEL**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca Virtual de la institución la presente trabajo de titulación **“REHABILITACIÓN DEL SISTEMA AVIÓNICO DE LA AERONAVE CESSNA T206H DE LA COMPAÑÍA AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A. UBICADA EN LA CIUDAD DE SHELL-MERA”** cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Latacunga, 04 de Abril del 2018

---

**REMACHE CANDO ELVIS MICHAEL**  
C.C. 050368516-6

## DEDICATORIA

El presente trabajo de titulación esta dedico a cada una de las personas que me han brindado su apoyo durante estos años de estudio, los mismos que me han permitido obtener el título de ELECTRÓNICO MENCIÓN INSTRUMENTACIÓN & AVIÓNICA en tan prestigiosa institución, en especial a mis queridos padres Jorge Remache y Martha Cando, mis hermanas Dayana Remache y Pamela Remache que fueron y serán siempre piezas fundamentales en la culminación de todas mis metas y sueños que me he trazado en la vida, ya que ellos me han brindado el apoyo y los consejos necesarios cuando surgieron momentos de complicación y superando muchas dificultades que la vida tuvo preparado hasta el día de hoy, a mis amigos en general, con quienes he compartido momentos de alegría y dificultades, quienes nos hemos convertido en familia y nos hemos dado aliento en momentos de soledad, y he aquí el fruto de su buena labor brindada hacia mí.

REMACHE CANDO ELVIS MICHAEL

## **AGRADECIMIENTO**

En primer lugar agradezco a Dios por iluminarme y guiar mi espíritu para lograr esta meta y darles la fuerza a mis padres para apoyarme en la misma.

Agradezco a mis padres Jorge Remache y Martha Cando que siempre me han apoyado en todas las metas que me he trazado, además han sabidos inculcar los valores necesarios para que nunca me dé por vencido pese al tiempo y a las dificultades que se presentaron y alcanzar cada una de mis metas trazadas en el transcurso de todos estos años en esta prestigiosa institución universitaria.

Agradezco también a la UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE y sus profesores que contribuyeron en mi formación como Electrónico mención instrumentación & aviónica, brindándome sus conocimientos y experiencia, enfatizando este agradecimiento a mi tutor que supo guiarme durante la elaboración de este proyecto y tubo la paciencia necesaria para soportar la demora del mismo

A la compañía AERO SARAYAKU quienes me brindaron la oportunidad de formar parte de su equipo de trabajo en el ámbito de aviación compartiendo momentos inolvidables con cada uno de las personas dentro de la empresa, Al señor Tlgo. Andrés Arévalo, y al Técnico Tarsicio Kuja, quienes me ha compartido sus conocimientos y experiencias durante todo el proceso que conllevo el trabajo de titulación dentro de la empresa donde se realizó una labor exitosa y satisfactoria cumpliendo cada una de las expectativas que implicaba.

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

<b>CERTIFICACIÓN .....</b>	<b>ii</b>
<b>AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD .....</b>	<b>iii</b>
<b>AUTORIZACIÓN .....</b>	<b>iv</b>
<b>DEDICATORIA .....</b>	<b>v</b>
<b>AGRADECIMIENTO .....</b>	<b>vi</b>
<b>ÍNDICE DE CONTENIDOS .....</b>	<b>vii</b>
<b>ÍNDICE DE TABLAS .....</b>	<b>xi</b>
<b>ÍNDICE DE FIGURAS .....</b>	<b>xii</b>
<b>RESUMEN .....</b>	<b>xvii</b>
<b>ABSTRACT .....</b>	<b>xviii</b>
<b>CAPÍTULO I.....</b>	<b>1</b>
<b>EL TEMA .....</b>	<b>1</b>
1.1 ANTECEDENTES .....	1
1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA .....	2
1.3 JUSTIFICACIÓN .....	2
1.4 OBJETIVO .....	3
1.4.1 OBJETIVO GENERAL .....	3
1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS .....	3
1.5 ALCANCE .....	4
<b>CAPITULO II.....</b>	<b>5</b>
<b>MARCO TEÓRICO .....</b>	<b>5</b>
2.1 CESSNA T206H.....	5
2.2 INSTRUMENTOS QUE POSEE LA AERONAVE EN CONCORDANCIA A LA CERTIFICACIÓN TIPO .....	6

2.3 DESCRIPCIÓN DE LOS PUNTOS DE CONEXIÓN DE LOS INSTRUMENTOS .....	7
2.3.1 RELOJ. ....	7
2.3.2 FUEL QUANTITY.....	8
2.3.3 OIL TEMPERATURE/PRESS TEMPERATURE INDICATING .....	9
2.3.4 TIT/CHT INDICATOR.....	10
2.3.5 MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING .....	12
2.3.6 EMERGENCY TRANSMISOR LOCALIZATOR (ELT) .....	13
2.3.7 GLOBAL POSITIONING SYSTEM.....	14
2.3.8 TRANSPONDER.....	16
2.3.9 SYSTEM AUDIO AND NAV I .....	17
2.3.10 AIRSPEED INDICATOR .....	19
2.3.11 ALTIMETER INDICATOR.....	19
2.3.12 VERTICAL SPEED INDICATOR .....	19
2.3.13 HORIZON GYRO .....	19
2.3.14 DIRECTIONAL GYRO.....	20
2.3.15 JP INSTRUMENT .....	20
2.3.16 SANDEL INSTRUMENT .....	20
2.3.17 VACUUN GAGE INSTRUMENT.....	20
2.3.18 ENGINE TACHOMETER INSTRUMENT .....	21
2.3.19 NAVEGATION INDICATOR KI-209A. ....	22
2.3.20 NAVEGATION INDICATOR KI-208.....	23
<b>CAPITULO III.....</b>	<b>25</b>
3.1 Preliminares .....	25
3.2 ANALISIS DE LA SITUACION INICIAL. ....	26
3.2 ALTERNATIVAS .....	27



3.2.1 COMPRA DE INSTRUMENTO .....	27
3.2.2 MANTENIMIENTO DEL INSTRUMENTO Y EQUIPOS .....	27
3.2.3 INSTALACIÓN INMEDIATA.....	27
3.4 DESARROLLO.....	28
3.4.1 ARNESES Y CONECTORES ELÉCTRICOS. ....	28
3.4.2 RELOJ. ....	30
3.4.3 FUEL QUANTITY INDICATOR. ....	32
3.4.4 OIL TEMPERATURE /PRESS TEMPERATURE INDICATING .....	33
3.4.5 TIT/CHT .....	35
3.4.6 ELT .....	36
3.4.7 GPS .....	39
3.4.8 TRANSPONDER.....	41
3.4.9 AUDIO PANEL.....	43
3.4.10 NAV/COM RADIO .....	45
3.4.11 AUTO PILOT.....	46
3.4.12 ALTIMETER.....	50
3.4.13 VERTICAL SPEED.....	52
3.4.14 AIRSPEED .....	52
3.4.15 HORIZON GYRO .....	52
3.4.16 DIRECTIONAL GYRO.....	54
3.4.17 TURN CORDINATOR .....	55
3.4.18 BRUJULA.....	56
3.4.13 KI-209A.....	58
3.4.14 KI-208 .....	60
3.4.16 ADF.....	63
3.4.18 VACUUM PUMP .....	64
3.4.19 TACOMETER.....	66

3.4.22 SANDEL.....	67
3.4.23 JP INSTRUMENT.....	68
3.4.24 MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING.....	69
3.5 ANALISIS ECONOMICO.....	71
3.5.1 COSTOS DIRECTOS:.....	72
3.5.2 COSTOS INDIRECTOS:.....	72
3.5.3 TOTAL DE COSTOS:.....	72
<b>CAPITULO IV .....</b>	<b>73</b>
4.1 CONCLUSIONES. ....	73
4.2. RECOMENDACIONES. ....	74
<b>GLOSARIO DE TÉRMINOS .....</b>	<b>75</b>
ABREVIATURAS .....	78
<b>BIBLIOGRAFÍA. ....</b>	<b>79</b>
<b>ANEXOS.....</b>	<b>80</b>

**ÍNDICE DE TABLAS**

Tabla 1 INSTRUMENTOS DENTRO DE LA CABINA .....	6
Tabla 2 EQUIPOS DENTRO DE LA CABINA.....	7
Tabla 3 Instrumentos operativos e Inoperativos de la aeronave.....	26
Tabla 4 Equipos Operativos e Inoperativos de la aeronave. ....	27
Tabla 5 Costos sumidos por los instrumentos. ....	72
Tabla 6 Costos personales.....	72
Tabla 7 Costo total .....	72

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Cessna U206. ....	5
Figura 2 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del RELOJ.....	8
Figura 3 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del FUEL QUANTITY. ....	9
Figura 4 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del OIL TEMPERATURE/PRESS INDICATING. ....	10
Figura 5 Diagrama de conexión para el TIT/CHT INDICATOR de la aeronave CESSNA T206H. ....	11
Figura 6 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del TIT/CHT INDICATOR. ....	11
Figura 7 Diagrama de conexión para el MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING de la aeronave CESSNA T206H.....	12
Figura 8 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING.....	13
Figura 9 Diagrama de conexión para el EMERGENCY TRANSMISOR LOCALIZATOR de la aeronave CESSNA T206H.....	14
Figura 10 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del EMERGENCY TRANSMISOR LOCALIZATOR. ....	14
Figura 11 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL. ....	16
Figura 12 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del TRANSPONDER. ....	17
Figura 13 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del SYSTEM AUDIO AND NAV I.....	18
Figura 14 Diagrama de conexión del VACUUM GAGE INSTRUMENT. ....	21
Figura 15 Conexión del ENGINE TACHOMETER INSTRUMENT.....	22
Figura 16 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del NAVEGATION INDICATOR KI-209A.....	23
Figura 17 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del NAVEGATION INDICATOR KI-208. ....	24

Figura 18 Verificación del estado de los conectores de los equipos e instrumentos de la aeronave CESSNA T206H. ....	28
Figura 19 Verificación de arneses dentro de la estructura de la aeronave CESSNA T206H.....	29
Figura 20 Instalación adecuada del arnés de cables.....	29
Figura 21 Reparación de cables dañados. ....	30
Figura 22 Colocación de terminales para luces y sensores ubicados en el TIP TANK. ....	30
Figura 23 Gráfica de la instalación de RELOJ dentro de la aeronave. ....	31
Figura 24 Análisis, verificación e instalación del instrumento en el panel de la aeronave CESSNA T206H.....	31
Figura 25 Colocación de FUEL QUANTITY. ....	32
Figura 26 Descripción grafica de instalación de FUEL QUANTITY INSTRUMENT. ....	33
Figura 27 Descripción de la instalación del /PRESS TEMPERATURE INDICATING. ....	34
Figura 28 Representación gráfica de la ubicación y componentes para la instalación en el panel de la aeronave. ....	34
Figura 29 Reconocimiento e instalación del OIL TEMPERATURE/PRESS TEMPERATURE INDICATING en el panel de la cabina. ....	35
Figura 30 Descripción grafica de los componentes del TIT/CHT .....	36
Figura 31 Instalación del TIT/CHT con su respectivo conector eléctrico. ....	36
Figura 32 Identificación del conector del ELT dentro de la cabina.....	37
Figura 33 Instalación del nuevo conector tanto para el switch como para el instrumento. ....	37
Figura 34 Representación gráfica del ELT en el TAIL CONE de la aeronave.....	38
Figura 35 Ubicación del instrumento en el TAIL CONE de la aeronave .....	38
Figura 36 Identificación del conector del switch del ELT. ....	39
Figura 37 Instalación y ubicación del switch en el panel de la aeronave. ....	39
Figura 38 Descripción de los elementos y detalle de su ubicación en la aeronave. ....	40
Figura 39 Revisión del conector e instalación del equipo en el panel de la aeronave. ....	41
Figura 40 Colocación de la antena del GPS en la aeronave. ....	41

Figura 41 Descripción de los componentes y detalle de su ubicación en la aeronave. .....	42
Figura 42 Identificación del conector del TRANSPONDER en la aeronave. ....	43
Figura 43 Instalación del equipo TRANSPONDER en el panel de la aeronave. ....	43
Figura 44 Detalle de la ubicación del equipo AUDIO PANEL. ....	44
Figura 45 Verificación e instalación del equipo AUDIO PANEL dentro de la cabina de la aeronave. ....	44
Figura 46 Indicación de la caja del equipo y conectores para NAV/COM RADIO de la aeronave. ....	45
Figura 47 Posición de los equipos NAV/COM RADIO. ....	45
Figura 48 Detalle de la antena y conector del equipo NAV/COM RADIO y la posición en la aeronave. ....	46
Figura 49 Descripción de la polea y servo motor. ....	47
Figura 50 Colocación de las piezas móviles de AUTO PILOT. ....	47
Figura 51 Representación esquemática de la sección A de las piezas móviles del AUTO PILOT. ....	48
Figura 52 Representación esquemática de la sección A de las piezas móviles del AUTO PILOT. ....	48
Figura 53 Representación esquemática de la sección A de las piezas móviles del AUTO PILOT. ....	49
Figura 54 Ubicación del AUTOPILOT CONTROLLER dentro de la cabina de la aeronave CESSNA T206H. ....	50
Figura 55 Verificación del conector y colocación del equipo AUTOPILOT CONTROLLER. ....	50
Figura 56 Representación gráfica del ALTIMETER. ....	51
Figura 57 Colocación del altimeter en el panel de la aeronave. ....	51
Figura 58 Instalación de mangueras en el instrumento. ....	51
Figura 59 Ubicación del instrumento con todos sus elementos en el panel de la aeronave. ....	52
Figura 60 Representación gráfica del HORIZON GYRO. ....	53
Figura 61 Ubicación y reconocimiento para el HORIZON GYRO. ....	53
Figura 62 Representación gráfica del DIRECTIONAL GYRO. ....	54
Figura 63 Instalación de FITINGS y CONDUCTOS de presión en el instrumento. .....	55

Figura 64 Ubicación del conector para el TURN CORDINATOR y su posición en el SERVICE MANUAL. ....	56
Figura 65 Descripción de la instalación de la brujula dentro de la aeronave. ....	56
Figura 66 Representación grafica de los elementos de la brujula. ....	57
Figura 67 Instalación de la brujula dentro de la cabina de la aeronave. ....	57
Figura 68 Descripción de la instalación del instrumento. ....	58
Figura 69 Representación gráfica del KI-209A.....	59
Figura 70 Reconocimiento de los conectores dentro de la cabina. ....	59
Figura 71 Análisis del estado del conector del KI-209A.....	60
Figura 72 Instalación del instrumento en el panel de la aeronave. ....	60
Figura 73 Descripción de la instalación del KI-208.....	61
Figura 74 Representación gráfica del KI-208 .....	61
Figura 75 Verificación del estado del conector del instrumento KI-208. ....	62
Figura 76 Instalación del KI-208 en el panel de la aeronave. ....	62
Figura 77 Descripción de los elementos y detalle de su ubicación en la aeronave. ....	63
Figura 78 Reconocimiento del conector e instalación del equipo ADF en el panel de la aeronave. ....	64
Figura 79 Reconocimiento e instalación de la antena en la aeronave. ....	64
Figura 80 Descripción de componentes y detalle de su ubicación en la aeronave. ....	65
Figura 81 Identificación del conector e instalación en el panel de la aeronave.....	65
Figura 82 Descripción de elementos y detalle de su ubicación en la aeronave. ...	66
Figura 83 Reconocimiento del instrumento e instalación en el panel de la aeronave. ....	67
Figura 84 Verificación del estado del conector del SANDEL INSTRUMENT. ....	67
Figura 85 Verificación del conector y estado del SANDEL INSTRUMENT.....	68
Figura 86 Instalación del instrumento en el panel de la aeronave. ....	68
Figura 87 Verificación del estado del conector y colocación del instrumento en el panel de la aeronave.....	69
Figura 88 Instalación del JP INSTRUMENT en el panel de la aeronave. ....	69
Figura 89 Identificación del Conector y la posición dentro de la cabina para MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING .....	70

Figura 90 Identificación del Instrumento MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING .....	70
Figura 91 Descripción del SM para la instalación del MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING .....	71
Figura 92 Instalación del MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING en el panel dentro de la cabina de la aeronave.....	71



## RESUMEN

El presente trabajo de titulación contiene de manera detallada los procedimientos que fueron desarrollados para la rehabilitación del sistema de instrumentos del avión Cessna T206H de la Compañía Aero Sarayaku ubicada en la ciudad de Shell – Mera provincia de Pastaza, este documento permite al lector familiarizarse con los instrumentos que contiene la mencionada aeronave y la información que cada uno de ellos provee al piloto. Para poder cumplir con este trabajo de titulación se realizó un exhaustivo análisis de la situación inicial de los instrumentos que poseía la empresa así como un detalle de los que se requerían instalar en el panel de la aeronave, esto con la finalidad de trazar un plan de ruta para solucionar los aspectos técnicos y financieros que involucran el desarrollo de esta práctica. Cabe destacar que la funcionalidad de los indicadores, sensores y cableado es primordial puesto que el trabajo pretende recuperar la aeronavegabilidad del equipo en el largo plazo. La rehabilitación de esta aeronave permite a la compañía a incorporar una aeronave adicional a su flota vigente que permita un servicio de mayor capacidad para los usuarios y de mayor rentabilidad para la empresa. De manera adicional se especifican los manuales necesarios para que las personas que requieran en un futuro desarrollar proyectos similares a este cuenten con una fuente genérica de consulta adicional al fabricante del equipo. Para finalizar se realizaron las pruebas correspondientes de funcionalidad en los instrumentos que se instalaron en el panel de la aeronave corroborando su correcta instalación.

### **PALABRAS CLAVES:**

- **Rehabilitación.**
- **Instrumentos.**
- **Cessna.**
- **Avionica.**
- **Aeronavegabilidad.**

## ABSTRACT

The present research contains in detail the procedures that were developed for the rehabilitation of the instrument system of the Cessna T206H aircraft of the Aero Sarayaku Company located in Shell - Mera Pastaza province. This document allows the reader to become familiar with the instruments contained in the aircraft and the information that each of them provides to the pilot. In order to be able to carry out this certification work, an exhaustive analysis of the initial situation of the instruments that the company had was carried out, as well as a detail of those that needed to be installed on the aircraft panel, the purpose of this is to draw up a route plan to solve the technical and financial aspects that involve the development of this practice. It should be noted that the functionality of the indicators, sensors and wiring is of paramount importance since the work aims to restore the airworthiness of the equipment in the long term. The rehabilitation of this aircraft allows the company to incorporate an additional aircraft to its existing fleet that allows a service of greater capacity for users and greater profitability for the company. In addition, the necessary manuals are specified so that people who require it in the future to develop similar projects that can have a generic source of additional consultation with the equipment manufacturer. To conclude, the corresponding functionality tests were carried out on the instruments that were installed on the aircraft panel, confirming their correct installation.

### KEYWORDS:

- **Rehabilitation.**
- **Instruments.**
- **Cessna.**
- **Avionic.**
- **Airworthiness**

**CHECKED BY:**

---

LIC. MARIA ELISA COQUE CRUZ

**DOCENTE UGT**

## **CAPÍTULO I**

### **EL TEMA**

#### **1.1 ANTECEDENTES**

El pueblo originario de Sarayaku gracias a la lucha de la defensa de su territorio y su cultura alcanzo una sentencia favorable de la Corte Internacional de derechos humanos, en dicha sentencia la Corte ordeno al estado ecuatoriano pagar una indemnización por daños materiales e inmateriales cometidos en su territorio por la empresa petrolera ala que se concedió el bloque 23 que afecto al territorio de Sarayaku.

En este contexto, la asamblea del pueblo de Sarayaku autorizo al concejo de gobierno Tayjasaruta la implementación de una empresa de aviación la cual tiene el nombre de compañía de aviación Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A. con el afán de brindar a visitantes, comunidades y pueblos el servicio de transporte y carga por vía aérea en la cual se adquirió dos aeronaves Cessna T206H Y 182P, brindando a sus usuarios un servicio de calidad en su transporte aéreo, emergencia de salud, y mantenimiento de aeronaves.

Se realizó una investigación la misma que se encuentra sustentada a través de un trabajo de grado de la Señor CARRAZCO BUENAÑO LENIN ISMAEL el mismo que recomienda a los estudiantes de la carrera de Electrónica mención Instrumentación y Aviónica y demás carreras, conocer e identificar los componentes básicos y sistemas en las aeronaves, de la misma manera el señorita NORA CRISTINA TORRES SALGADO recomienda tener el equipo y herramienta adecuada ya que es de vital importancia de esta forma poder manipular los equipos de manera segura estos materiales serán proporcionados por la Compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A.

## **1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA**

La Compañía de Aviación Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A. con la adquisición de aeronave Cessna T206H la cual debe ser verificada en todos sus aspectos, de esta manera poder ser certificada y rehabilitada para su posterior retorno al servicio. Para su rehabilitación se programó la rehabilitación del sistema aviónico en la aeronave la misma que tiene como tarea la colocación de los instrumentos de cabina, verificando sus respectivos conectores y líneas de conexión estática y pitot, y la conexión de las antenas de la aeronave.

La rehabilitación se realizará con el propósito de prestar servicios más eficientes, de calidad y rápidos para obtener ganancias e impulsar un avance para la compañía, por tal razón se pretende dar solución total a este proyecto. Los técnicos en aviación deben demostrar en forma práctica las experiencias adquiridas en su proceso formación. Para lo cual el proyecto tiene la misión de demostrar las destrezas relativas al sistema aviónico así también al manejo de manuales y herramientas inmersos en la rehabilitación de estos sistemas.

Siendo en este punto la electrónica una de las ciencias que, hoy en día, se asocia a muchas aplicaciones para tratar de resolver problemas específicos, para ello como una posible solución al problema planteado se va a realizar una práctica la cual consiste en la rehabilitación del sistema aviónico de la aeronave Cessna T206H de la Compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A. Sirviendo como apoyo para la realización de futuras prácticas que motiven a los estudiantes a la investigación basados en la instalación de componentes, el manejo adecuado de herramientas y manuales de mantenimiento de uso aeronáutico.

## **1.3 JUSTIFICACIÓN**

Con la presente investigación se pretende dar relevancia al perfil profesional de un Tecnólogo en Electrónica mención Instrumentación y Aviónica pues, cuenta con los conocimientos necesarios para entender,

comprobar e instalar equipos eléctricos y electrónicos utilizados en aeronaves y empresas de producción en general.

Con este proyecto se pretende contribuir a la Compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A. en la rehabilitación de la aeronave Cessna T206H, con lo cual desarrollarán las operaciones de forma rápida, segura y eficiente, porque contarían con dos aeronaves las cuales aportarán de manera eficiente al servicio que presta dicha compañía, adquiriendo valores económicos los cuales servirán para evolucionar en el ámbito aeronáutico y desarrollo del personal de la compañía.

Al concluir este proyecto el impacto será reflejado al instante debido a que con el funcionamiento de dos aeronaves en la compañía se realizará más operaciones aéreas y así también se logrará generar mejores ingresos económicos que le permitirán a la Compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A. continuar creciendo en el campo de la industria aeronáutica.

## **1.4 OBJETIVO**

### **1.4.1 OBJETIVO GENERAL**

Rehabilitación del sistema aviónico en la aeronave Cessna T206H de matrícula HC-CPS con número de serie T20608071 perteneciente a la Compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A. ubicada en la ciudad de Shell-Mera.

### **1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- Recolectar información técnica de los instrumentos, antenas y luces inmersas en el sistema aviónico mediante el uso de las publicaciones técnicas emitidas por el fabricante.
- Delimitar el proceso técnico para el montaje de los instrumentos en la cabina de la aeronave en concordancia a lo descrito por el fabricante.
- Emplear las herramientas apropiadas para el montaje del sistema aviónico en la cabina de la aeronave en base a la experiencia de

usuario provista por los técnicos de mantenimiento de la Compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A.

### **1.5 ALCANCE**

El presente trabajo tiene como finalidad contribuir a la Compañía AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A en la rehabilitación del Sistema Aviónico de la aeronave Cessna T206H de matrícula HC-CPS con el número de serie T20608071, cuyo funcionamiento permitirá servir a las comunidades kichwa y shuar de la región amazónica. La rehabilitación permitirá que la aeronave retorne al servicio y así la compañía incremente sus ingresos y brinde un mejor servicio.

Con este proyecto de grado se logrará la rehabilitación de la aeronave, de una forma segura y confiable ajustándose a los parámetros establecidos por la DGAC (Dirección General de Aviación Civil) en concordancia a la RDAC 135.

## CAPITULO II

### MARCO TEÓRICO

#### 2.1 CESSNA T206H

Esta línea de aviones nació como una versión agrandada del Cessna 182. El primero de la serie fue el Cessna 205, que se fabricó desde el año 1962 hasta 1964 cuando fue reemplazado por el Cessna 206. El Cessna 206, de mayor tamaño y potencia que el 205, fue ofrecido en dos versiones: el P206 Súper Skylane y el U206 Súper Skywagon. La versión P206 (P de personalizado) fue diseñada para transportar pasajeros, sin puerta de carga, con interior de lujo y las barquillas de las ruedas con forma aerodinámica.

El U206 era la versión de carga e incluía un baúl de carga opcional agregado bajo el fuselaje y una puerta de carga doble en el costado derecho del fuselaje. Uno de los éxitos de esta versión fueron las ventas a empresarios de pompas fúnebres de pequeñas localidades de Estados Unidos, quienes se dieron cuenta que la puerta de carga permitía el acceso de un ataúd y también su popularidad entre los paracaidistas como base de saltos.



**Figura 1 Cessna U206.**

**Fuente: (TODO AVIONES, 2002)**

En 1969 dejó de fabricarse el modelo P206 y se eliminó el prefijo Súper del Súper Skywagon y en 1971 el modelo comenzó a ser fabricado como U206F Stationair, con una nueva hélice de 3 palas. También apareció

la versión T206A equipada con un motor Continental con turbocargador. Otras variantes desarrolladas por otras empresas incluyeron una versión con turbohélice realizada por la empresa Soloy y una versión STOL desarrollada por la firma Robertson. La producción del Cessna 206 terminó en 1985.

El 206 es el tercer monomotor Cessna que retornó a la producción en la nueva planta de la compañía en Independence, Kansas (Estados Unidos). Se ofrece en dos versiones, el 206H Stationair y el T206H Turbo Stationair con turbocargador. El T206H voló por primera vez el 6 de agosto de 1996 propulsado por un motor Lycoming TIO-580, mientras que el 206H, propulsado por un Lycoming IO-580 lo siguió el 6 de noviembre. La decisión de cambiar los motores por los IO-540 y TIO-540, debido a problemas de confiabilidad en los motores anteriores, demoró la producción 10 meses. El Cessna 206H fue certificado en 9 de setiembre de 1998 y el T206H el 1 de octubre del mismo año. (TODO AVIONES, 2002)

## 2.2 INSTRUMENTOS QUE POSEE LA AERONAVE EN CONCORDANCIA A LA CERTIFICACIÓN TIPO

La aeronave Cessna T206H con el número de serie T20608071 cuenta con los siguientes instrumentos y equipos en cabina:

**Tabla 1**

### INSTRUMENTOS DENTRO DE LA CABINA

INSTRUMENTOS	
1	Reloj
2	Indicador de Fuel ( left, right )
3	Indicador de Oil ( temperature, pressure)
4	Indicador de TIT Y CHT
5	Indicador de Vaccun y Amperios
6	Indicador de Turn Coordinator
7	Indicador de Airspeed
8	Indicador de Manifull Press y Fuel Flow
9	Indicador Vertical Speed
10	Indicador Altimeter
11	Navegator Indicator KI-209 <sup>a</sup>
12	Navegator Indicator KI-208

Continúa





<b>13</b>	Sandel
<b>14</b>	Indicador JPI
<b>15</b>	Indicador de R.P.M

Fuente: (CESSNA, 2010)

**Tabla 2**

### **EQUIPOS DENTRO DE LA CABINA**

<b>Equipos</b>	
<b>1</b>	Indicador de mensajes
<b>2</b>	GPS
<b>3</b>	Comunicador 1
<b>4</b>	Comunicador 2
<b>5</b>	Transponder
<b>6</b>	ADF
<b>7</b>	Comunicador HF

Fuente: (CESSNA, 2010)

Para corroborar la información dispuesta en las tablas anteriores véase el ANEXO A, que corresponde al certificado tipo N° A4CE emitido por la autoridad aeronáutica de aviación civil de los Estados Unidos perteneciente a la aeronave en la que se ejecutará el presente trabajo de titulación.

## **2.3 DESCRIPCIÓN DE LOS PUNTOS DE CONEXIÓN DE LOS INSTRUMENTOS**

### **2.3.1 RELOJ.**

J1021 es el conector principal del reloj el mismo que es alimentado por la JUNCTION BOX DISCONNECT a través del conector J1 PB018 que da alimentación de 28 voltios D.C, cuenta con un pin de salida de alarma, TF001 o PROBE OAT el cual es un sensor de temperatura en positivo y negativo y un EI003 o HOURMETER el cual dentro del conector del reloj cumple la función de FT SWITCH (GROUND) y +28 VDC INPUT, ver ANEXO B.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY										
MODEL 206/T206										
WIRING DIAGRAM MANUAL										
FIG	REF	PART NUMBER	NOMENCLATURE					EFFECTIVITY	UNITS	
DES			1	2	3	4	5	6	7	
							FROM	TO	PER ASSY	
01			CLOCK, OAT AND HOURMETER					8001	8138	
			2068001 THRU 2068138					T8001	T8259	
			T2068001 THRU T2068259							
EI003	C66503-0103		. HOURMETER (ZONE 221) . . . . .							01
	S1493-1		. . TERMINAL							02
EI019	M803B-2-0/28V-B		. INDICATOR CLOCK/OAT (ZONE 220) . . . . .					V63131	8001	8173
								8190	& ON	01
								T8001	T8361	
								T8388	& ON	
GI001	S2527-1		. GROUND STUD . . . . .							01
	S2099-2		. CONTACT							AR
	200838-2		. . BLOCK					V00779		AR
	201846-1		. . JACKSCREW					V00779		AR
	203618-1		. . JACKSCREW					V00779		02
	S2099-13		. . CONTACT							AR
	S2099-3		. . CONTACT							AR
	S2099-4		. . CONTACT							02
	S2527-3		. . CLAMP							AR
HI022	S1360-5L		. CIRCUIT BREAKER WARNING (ZONE 224) . . . . .							01
J1	S1640-6		. CONNECTOR JUNCTION BOX DISCONNECT (ZONE 510) . . . . .							01
	S1635-1		. . CONTACT							AR
JC001	S2349-5		. CONNECTOR CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) . . . . .							01
	S1636-2		. . CONTACT							AR
	S2099-3		. . CONTACT							AR
	S2099-4		. . CONTACT							AR
JC030	S2035-2		. CONNECTOR STALL WARNING HORN (ZONE 211) . . . . .							01
	S1636-1		. . CONTACT							AR
JI006	770585-1		. CONNECTOR ANNUNCIATOR PANEL (ZONE 210) . . . . .					V00779		01
	170365-3		. . CONTACT					V00779		AR
	S3556-26		. . SOCKET							AR
JI021	RD9F00JVL0		. CONNECTOR STALL DETECTOR (ZONE 510) . . . . .					V28198		01
	FC6020D		. . CONTACT					V28198		AR
JN005	S2800-276		. CONNECTOR OIL PRESSURE SWITCH (ZONE 120) . . . . .							01
PB018	S2800-274		. CONNECTOR JUNCTION BOX DISCONNECT (ZONE 121) . . . . .							01
PC001	S2350-10		. CONNECTOR CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) . . . . .							01
	S2350-4		. . CONTACT							01
	S2353-4		. . CONTACT							AR
	S2353-5		. . CONTACT							AR
PC030			. CONNECTOR STALL WARNING HORN DISCONNECT (ZONE 211)							RF
SN001	83278		. SWITCH OIL PRESSURE (ZONE 120) . . . . .					V74400		01
TF001	C307PRF-11		. PROBE OAT (ZONE 210) . . . . .					V63131		01
UI005	CSEWCA-01		. ANNUNCIATOR LOW FUEL (ZONE 225) . . . . .					V0GZF3	8001	8138
								T8001	T8259	01

**Figura 2 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del RELOJ.**

**Fuente: (CESSNA, 2009)**

### 2.3.2 FUEL QUANTITY.

J1013 es el conector principal de Indicador FUEL QUANTITY tiene una alimentación de 28 Vdc en el pin número 1, LH OUT es el pin número 2 recibe una señal del transmisor del tanque de combustible izquierdo UL002 del pin número 1 y el pin número 2 va conectado a GND en el GI001, RH OUT es el pin número 4 recibe una señal del transmisor del tanque derecho UR002 del pin número 1 y el pin número 2 va conectado a GND en el GI001, el RH FUEL WARNING que es el pin número 7 va conectado al pin número 19 del JI006 del conector del panel anunciador y, el LH FUEL WARNING que es el pin número 8 va conectado al pin número 8 del JI006 del conector del panel

anunciador y GND que es el pin número 9 va conectado a GI001. VER ANEXO C

CESSNA AIRCRAFT COMPANY						
MODEL 206/T206						
WIRING DIAGRAM MANUAL						
FIG	REF	PART NUMBER	NOMENCLATURE	EFFECTIVITY	UNITS	
DES				FROM TO	PER	ASSY
			1 2 3 4 5 6 7			
01			FUEL QUANTITY	8001 8208		
			2068001 THRU 2068208	T8001 T8437		
			T2068001 THRU T2068437			
EI011	S3317-3		. INDICATOR FUEL QUANTITY (ZONE 220) . . . . .			01 R
GI001	S2527-1		. GROUND STUD . . . . .			01 R
-	S2099-2		. CONTACT . . . . .			AR R
-	200838-2		. . . . .	V00779		AR R
-	201846-1		. . . . .	V00779		AR R
-	203618-1		. . . . .	V00779		02 R
-	S2099-13		. . . . .			AR R
-	S2099-3		. . . . .			AR R
-	S2099-4		. . . . .			02 R
-	S2527-3		. . . . .			AR R
HI009	S1360-5L		. CIRCUIT BREAKER INSTRUMENT LIGHTS (ZONE 224) . . . . .			01 R
JC001	S2349-5		. CONNECTOR CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) . . . . .			01 R
-	S1636-2		. . . . .			AR R
-	S2099-3		. . . . .			AR R
-	S2099-4		. . . . .			AR R
JI006	770585-1		. CONNECTOR ANNUNCIATOR PANEL (ZONE 210) . . . . .	V00779		01 R
-	170365-3		. . . . .	V00779		AR R
-	S3556-26		. . . . .			AR R
JI013	S2349-3		. CONNECTOR FUEL QUANTITY (ZONE 220) . . . . .			01 R
-	S2099-3		. . . . .			AR R
-	S2099-4		. . . . .			AR R
-	S2414-1		. . . . .			AR R
JL002	S1641-12		. CONNECTOR LEFT WING DISCONNECT (ZONE 520) . . . . .			01 R
-	S1636-1		. . . . .			AR R
-	S1636-2		. . . . .			AR R
JR001	S1636-2		. CONNECTOR RIGHT WING DISCONNECT (ZONE 620) . . . . .			01 R
-	S1636-1		. . . . .			AR R
-	S1641-9		. . . . .			AR R
PC001	S2350-10		. CONNECTOR CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) . . . . .			01 R
-	S2350-4		. . . . .			01 R
-	S2353-4		. . . . .			AR R
-	S2353-5		. . . . .			AR R
PL002	S1640-12		. CONNECTOR LEFT WING DISCONNECT (ZONE 510, 520) . . . . .			03 R
-	S1635-1		. . . . .			AR R
-	S1635-2		. . . . .			AR R
PR001	S1640-9		. CONNECTOR RIGHT WING DISCONNECT (ZONE 620) . . . . .			01 R
-	S1635-1		. . . . .			AR R
-	S1635-2		. . . . .			AR R
UI005	CSEWCA-01		. ANNUNCIATOR LOW FUEL (ZONE 225) . . . . .	V0GZF3 8001 8138 T8001 T8259		01 R
UL002	S3852-3		. TRANSMITTER LEFT FUEL QUANTITY (ZONE 510) . . . . .			01 R
UR002	S3852-4		. TRANSMITTER RIGHT FUEL QUANTITY (ZONE 610) . . . . .			01 R

**Figura 3 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del FUEL QUANTITY.**

**Fuente: (CESSNA, 2009)**

### 2.3.3 OIL TEMPERATURE/PRESS TEMPERATURE INDICATING

El conector principal del OIL TEMPERATURE/PRESS INDICATING es el JI015 donde el pin número 9 es la conexión GND que es recibida del conector JN004, el pin número 8 es la OIL PRESS INPUT que recibe la señal del pin C del OIL PRESS TRANSDUCER, el pin número 7 es una salida de 5V el cual

alimenta al conector JN004 en el pin B, el pin número 1 es la entrada de 28VDC para el instrumento, el pin 4 es POLARIZING, el pin 3 NOT USED, el pin 2 recibe de la señal del OIL TEMP SENSOR del conector UN004, el pin número 5 NOT USED y el pin número 6 es el de iluminación del instrumento.  
VER ANEXO D

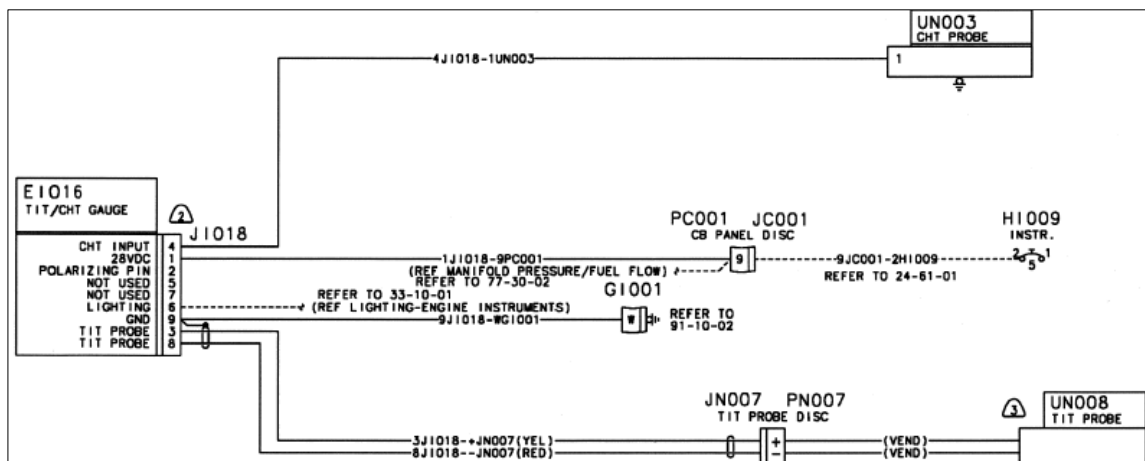
CESSNA AIRCRAFT COMPANY MODEL 206/T206 WIRING DIAGRAM MANUAL								
FIG	REF	PART NUMBER	NOMENCLATURE				EFFECTIVITY	UNITS
DES			1	2	3	4	FROM TO	PER ASSY
01			OIL TEMPERATURE/OIL PRESSURE INDICATING				8001 & ON	
			2068001 & ON				T8001 & ON	
			T2068001 & ON					
EI001	S3279-1		GAGE OIL TEMPERATURE/OIL PRESSURE (ZONE 220) . . . . .					01 R
GI001	S2527-1		GROUND STUD . . . . .					01 R
-	S2099-2		CONTACT					AR R
-	200838-2		. . BLOCK				V00779	AR R
-	201846-1		. . JACKSCREW				V00779	AR R
-	203618-1		. . JACKSCREW				V00779	02 R
-	S2099-13		. . CONTACT					AR R
-	S2099-3		. . CONTACT					AR R
-	S2099-4		. . CONTACT					02 R
-	S2527-3		. . CLAMP					AR R
HI009	S1360-5L		CIRCUIT BREAKER INSTRUMENT LIGHTS (ZONE 224) . . . . .					01 R
JC001	S2349-5		CONNECTOR CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) . . . . .					01 R
-	S1636-2		. . CONTACT					AR R
-	S2099-3		. . CONTACT					AR R
-	S2099-4		. . CONTACT					AR R
JI015	S2349-3		CONNECTOR OIL TEMP/PRESSURE GAUGE (ZONE 220) . . . . .					01 R
-	S2099-3		. . CONTACT					01 R
-	S2099-4		. . CONTACT					04 R
-	S2414-1		. . KEYING PLUG					01 R
JN004	S2800-277		CONNECTOR OIL PRESSURE TRANSDUCER (ZONE 120) . . . . .					01 R
PC001	S2350-10		CONNECTOR CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) . . . . .					01 R
-	S2350-4		. . CONTACT					01 R
-	S2353-4		. . CONTACT					AR R
-	S2353-5		. . CONTACT					AR R
UN001	P165-5281		TRANSDUCER OIL PRESSURE . . . . .				V22863	01 R
UN004	A-A-59178-1		SENSOR OIL TEMPERATURE (ZONE 120) . . . . .					01 R

**Figura 4 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del OIL TEMPERATURE/PRESS INDICATING.**

**Fuente: (CESSNA, 2009)**

### 2.3.4 TIT/CHT INDICATOR

EI016 es el conector del TIT/CHT INDICATOR en donde el pin 4 es la entrada de la señal del CHT y recibe la señal del conector UN003 que es el CHT PROBE, el pin 1 es la alimentación del instrumento, el pin 2 es POLARIZING PIN, los pines 5 y 7 son NOT USED, el pin 6 es la iluminación para el instrumento, el pin 9 es la conexión GND del instrumento y, el pin 7 y 8 reciben la señal de entrada del TIT del conector UN008 que es el TIT PROBE.



**Figura 5 Diagrama de conexión para el TIT/CHT INDICATOR de la aeronave CESSNA T206H.**  
**Fuente: (CESSNA, 2009)**

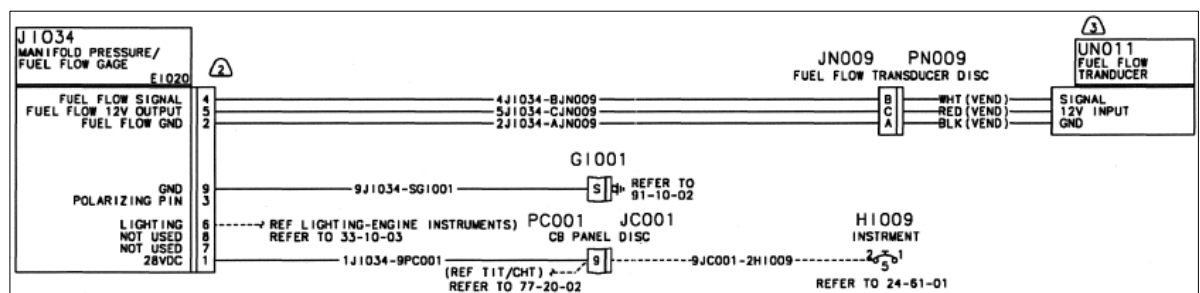
**CESSNA AIRCRAFT COMPANY**  
**MODEL 206/T206**  
**WIRING DIAGRAM MANUAL**

FIG	REF	PART NUMBER	NOMENCLATURE	EFFECTIVITY	UNITS
	DES			FROM TO	PER ASSY
01			TIT/CHT INDICATING T2068001 THRU T2068259	T8001 T8259	
	EIO16	S3318-2	. INDICATOR TIT/CHT (ZONE 220) . . . . .	T8001 T8361	01
	GI001	S3270-2	. GROUND BLOCK (ZONE 211) . . . . .		01
	-	S2099-2	. GROUND STUD . . . . .		01
	-	S2099-4	. . CONTACT . . . . .		AR
	HI009	S1360-5L	. CIRCUIT BREAKER INSTRUMENT LIGHTS (ZONE 224) . . . . .		01
	JC001	S2349-5	. CONNECTOR CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) . . . . .		01
	-	S1636-2	. . CONTACT . . . . .		AR
	-	S2099-3	. . CONTACT . . . . .		AR
	-	S2099-4	. . CONTACT . . . . .		AR
	J1018	S2349-3	. CONNECTOR TIT/CHT GAGE (ZONE 220) . . . . .		01
	-	S2099-3	. . CONTACT . . . . .		01
	-	S2099-4	. . CONTACT . . . . .		04
	-	S2414-1	. . KEYING PLUG . . . . .		01
	JN007	MJ500-K	. CONNECTOR THERMOCOUPLER (ZONE 120) . . . . . V0MXP2		01
	PC001	S2350-10	. CONNECTOR CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) . . . . .		01
	-	S2350-4	. . CONTACT . . . . .		01
	-	S2353-4	. . CONTACT . . . . .		AR
	-	S2353-5	. . CONTACT . . . . .		AR
	PN007		. CONNECTOR TIT PROBE DISCONNECT (ZONE 120) . . . . .		RF
	UN003	S2334-3	. SENSOR CHT (ZONE 120) . . . . .		01
	-	S1372-1	. PROBE . . . . .		01
	UN008	TE-12525-01	. PROBE TIT (ZONE 120) . . . . . V0MXP2		01
	-	86340	. PROBE . . . . . V2B785		01

**Figura 6 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del TIT/CHT INDICATOR.**  
**Fuente: (CESSNA, 2009)**

### 2.3.5 MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING

El conector principal del Manifold indicator/fuel flow es el JI034 en donde el pin 4 recibe la señal de flujo combustible del pin B del conector UN011 el cual es FUEL FLOW TRANSDUCER, el pin 5 es la salida de 12V el cual alimenta al pin C, el pin 2 y A son conexiones a tierra, el 9 es GND del instrumento, el pin 3 es el POLARISING PIN, el pin 6 es la iluminación del instrumento, los pines 6 y 7 son NOT USED y el pin 1 es la alimentación de 28VDC del instrumento.



**Figura 7 Diagrama de conexión para el MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING de la aeronave CESSNA T206H.**

**Fuente: (CESSNA, 2009)**

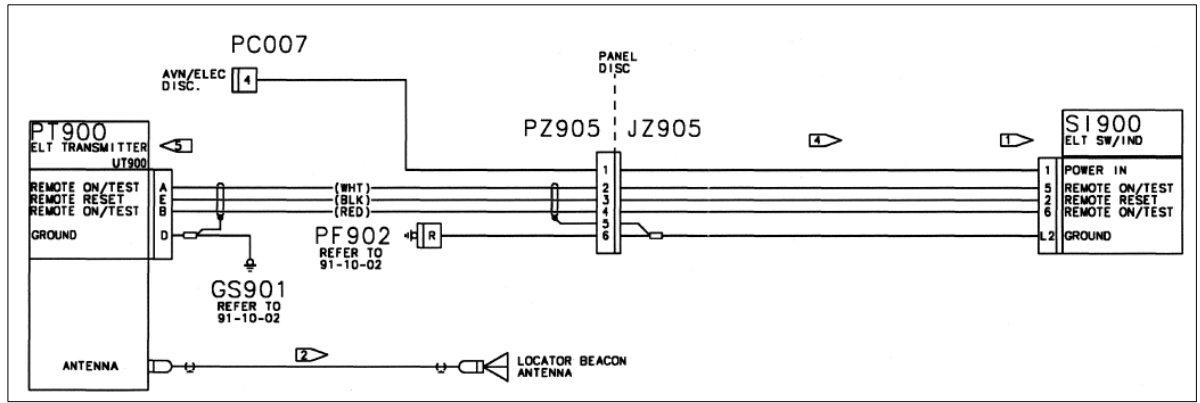
CESSNA AIRCRAFT COMPANY								
MODEL 206/T206								
WIRING DIAGRAM MANUAL								
FIG	REF	PART NUMBER	NOMENCLATURE			EFFECTIVITY	UNITS	
DES			1	2	3	FROM	PER	
			4	5	6	TO	ASSY	
02			MANIFOLD PRESSURE/FUEL FLOW INDICATING			T8001	T8259	
			T2068001 THRU T2068259					
EI020	S3374-1		. INDICATOR MANIFOLD PRESSURE/FUEL FLOW (ZONE 220) . . . .					01
GI001	S2527-1		. GROUND STUD . . . . .					01
-	S2099-2		. CONTACT					AR
-	200838-2		. . BLOCK			V00779		AR
-	201846-1		. . JACKSCREW			V00779		AR
-	203618-1		. . JACKSCREW			V00779		02
-	S2099-13		. . CONTACT					AR
-	S2099-3		. . CONTACT					AR
-	S2099-4		. . CONTACT					02
-	S2527-3		. . CLAMP					AR
HI009	S1360-5L		. CIRCUIT BREAKER INSTRUMENT LIGHTS (ZONE 224) . . . . .					01
JC001	S2349-5		. CONNECTOR CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) . . . . .					01
-	S1636-2		. . CONTACT					AR
-	S2099-3		. . CONTACT					AR
-	S2099-4		. . CONTACT					AR
JI034	S2349-3		. CONNECTOR MANIFOLD PRES/FUEL FLOW GAGE (ZONE 220) . .					01
-	S2099-1		. CONTACT					01
-	S2099-3		. . CONTACT					01
-	S2099-4		. . CONTACT					05
-	S2414-1		. . KEYING PLUG					01
JN009	S2800-340		. CONNECTOR FUEL FLOW TRANSDUCER DISCONNECT (ZONE 120) . . . . .					01
PC001	S2350-10		. CONNECTOR CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) . . . . .					01
-	S2350-4		. . CONTACT					01
-	S2353-4		. . CONTACT					AR
-	S2353-5		. . CONTACT					AR
PN009	230506		. CONNECTOR FUEL FLOW TRANSDUCER DISCONNECT (ZONE V03KE3 120) . . . . .					01
UN011	1256028-1		. TRANSDUCER FUEL FLOW . . . . .			V71379	T8169 T8282	01 R

**Figura 8 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING.**

**Fuente: (CESSNA, 2009)**

### 2.3.6 EMERGENCY TRANSMISOR LOCALIZATOR (ELT)

El PT900 es el conector del EMERGENCY TRANSMISOR LOCALIZATOR en el mismo que el pin A REMOTE ON/TEST envía una señal al pin 2 del conector hembra PZ905, el conector JZ905 es el conector macho para el PZ905 y envía la señal al conector SI900 ELT SW/IND en el pin número 5, el pin E REMOTE RESET envía una señal al pin 3 del conector hembra PZ905, el conector JZ905 es el conector macho para el PZ905 y envía la señal al conector SI900 ELT SW/IND en el pin número 2, el pin B REMOTE ON/TEST envía una señal al pin 4 del conector hembra PZ905, el conector JZ905 es el conector macho para el PZ905 y envía la señal al conector SI900 ELT SW/IND en el pin número 6 y el pin D es la conexión a GROUND del ELT.



**Figura 9 Diagrama de conexión para el EMERGENCY TRANSMISOR LOCALIZATOR de la aeronave CESSNA T206H.**

**Fuente: (CESSNA, 2009)**

CESSNA AIRCRAFT COMPANY MODEL 206/T206 WIRING DIAGRAM MANUAL						
FIG REF DES	PART NUMBER	NOMENCLATURE	EFFECTIVITY FROM TO	UNITS PER ASSY		
		1 2 3 4 5 6 7				
01		EMERGENCY LOCATOR TRANSMITTER 2068001 THRU 2068138 T2068001 THRU T2068259 STANDARD OPTION	8001 8138 T8001 T8259			
GS901	3940359-2	. GROUND STUD ELT (ZONE 310) . . . . .			01 R	
JZ905	LMD-4001-P	. CONNECTOR COPILOT INSTRUMENT PANEL DISCONNECT (ZONE 223) . . . . .	V49367		01 R	
-	LMD-4020-96LD	. . . PIN . . . . .	V49367		AR R	
-	PC007	. CONNECTOR AVIONICS/ELECTRICAL DISCONNECT (ZONE 224) . . . . .			01 R	
-	S1640-9	. . CONTACT . . . . .			AR R	
-	S1635-1	. . SOCKET . . . . .			AR R	
-	S1636-1	. . CONTACT . . . . .			AR R	
-	PF902	. CONNECTOR GROUND (ZONE 211) . . . . .	V28198		01 R	
-	SK2701	. . CRIMP CONTACT . . . . .	V28198		AR R	
-	FC116N2	. . CRIMP CONTACT . . . . .	V28198		AR R	
-	FC120N2	. . CRIMP CONTACT . . . . .	V28198		AR R	
PT900	126-223	. CONNECTOR (ZONE 310) . . . . .			01 R	
PZ905	LMD-4001-S	. CONNECTOR (ZONE 221) . . . . .	V49367		01 R	
-	LMD-4120-96LD	. . CONTACT . . . . .	V49367		06 R	
-	LMS01T-TL	. . SPLICE . . . . .	V49367		01 R	
SI900	3929110-2	. SWITCH INDICATOR (ZONE 221) . . . . .	8001 8138 T8001 T8259		01 R	
UT900	3000-11	. TRANSMITTER EMERGENCY LOCATOR (ZONE 310) . . . . .			01 R	
UT900	4000-11	. TRANSMITTER EMERGENCY LOCATOR . . . . .			01 R	
Canadian Certification installation.						

**Figura 10 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del EMERGENCY TRANSMISOR LOCALIZATOR.**

**Fuente: (CESSNA, 2009)**

### 2.3.7 GLOBAL POSITIONING SYSTEM

El conector PI701 es el conector del KLN-898 GPS, el pin 24 es la alimentación de iluminación del instrumento de 28VDC y recibe la señal del conector PI900, el pin 19 ALTITUDE ALERT envía una señal al conector PI702 GPS SELECTOR del pin 8 ALT. ALERT IN, el pin 15 WAYPOINT ALERT envía una señal al pin 4 WYPT. ALERT IN, el pin 16 MESSAGE ALERT envía



una señal al pin 3 MSG. ALERT IN, el pin 17 APPROACH ARM envía una señal al pin 10 APPR. ARM IN, el pin 18 APPROACH ACTV envía una señal al pin 9 APPR. ACTV IN, el pin 10 NAV FLAG (+) envía una señal al conector PI604 KI209A IND en el pin 16 NAV FLAG + IN, el pin 11 NAV FLAG – envía una señal al pin 3 NAV FLAG – IN y, el pin 14 es la conexión a tierra. El conector PI700 KLM-898 GPS el pin 20 AIRCRAFT GND es la conexión GND conectada al conector PF903, el pin 34 OBS RESLVR OUT envía una señal al pin 2 GPS RESLVR IN, el pin 37 OBS RETURN envía una señal al pin 30 GPS OBS C IN, el pin 36 OBS RESLVR COS envía una señal al pin 14 GPS RESLVR COS IN, el pin 35 OBS RESLVR SIN envía una señal al pin 15 GPS RESLVR SIN IN, el pin 8 ARM SELECT IN recibe una señal del conector PI702 del pin 6 GPS ARM OUT, el pin 31 GPS DISPLAYED IN recibe la señal del pin 39 GPS DISPLAYED OUT, el pin 32 T/F FLAG + TO envía una señal al pin 43 GPS + TO FLAG IN, el pin 33 T/F FLAG + FROM envía una señal al pin 42 GPS + FROM FLAG IN, el pin 12 CRS DEV + RT envía una señal al pin 21 GPS + RT IN, el pin 11 CRS DEV + LT envía una señal al pin 20 GPS + LT IN, el pin 17 LOC ENC OUT envía una señal al pin 9 LOC ENC IN, el pin 18 A/C PER MON Y 19 28VCD PER IN reciben la señal del conector JI901 para la alimentación del instrumento, el pin 15 ALT WARN HI envía una señal al conector PI507 al pin 15 WARN AUDIO HI, el pin 16 ALT WARN LOW envía una señal al pin 32 WARN AUDIO LO, los pines del ENCODED ALTITUDE INPUT van conectados en el conector PC800 ENCODEDING ALT son respectivamente los siguientes el pin 30 C4 recibe la señal del pin 12 C4, el pin 29 C2 recibe la señal del pin 13 C2, el pin 28 C1 recibe la señal del pin 11 C1, el pin 27 B4 recibe la señal del pin 10 B4, el pin 26 B2 recibe la señal del pin 9 B2, el pin 25 B1 recibe la señal del pin 5 B1, el pin 24 A4 recibe la señal del pin 4 A4, el pin 23 A2 recibe la señal del pin 3 A2, el pin 22 A1 recibe la señal del pin 2 A1, el pin 21 D4 recibe la señal del pin 1 D4, y el conector PI1011 recibe la señal del conector PC1008 el mismo que corresponde a la conexión de la antena. VER ANEXO E

CESSNA AIRCRAFT COMPANY MODEL 206/T206 WIRING DIAGRAM MANUAL						
FIG REF DES	PART NUMBER	NOMENCLATURE	EFFECTIVITY FROM TO		UNITS PER ASSY	
		1 2 3 4 5 6 7				
02		KLN-89B GLOBAL POSITIONING SYSTEM T2068001 THRU T2068172 WITH NAV I OPTION		T8001	T8172	
J1901	S2350-3	CONNECTOR AVIONICS CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224)				01
-	S2353-4	CONTACT				AR
-	S2353-5	CONTACT				AR
PC007	S1640-9	CONNECTOR AVIONICS/ELECTRICAL DISCONNECT (ZONE 224)				01
-	S1635-1	CONTACT				AR
-	S1636-1	SOCKET				AR
PC1008	225555-6	COAX CONNECTOR ANTENNA COAX (ZONE 210)		V00779		01
-	79125	ADAPTOR		V13511		01
PC800	M24308/2-2	CONNECTOR ENCODING ALTIMETER (ZONE 211)				01
-	M24308/25-9	SCREW LOCK ASSEMBLY				02
PF903	SK2701	CONNECTOR GROUND (ZONE 221)		V28198		01
-	FC116N2	CONTACT		V28198		AR
-	FC120N2	CONTACT		V28198		AR
PI1011	030-00101-0002	CONNECTOR COAX (ZONE 225)		V22373		01
PI507	030-01176-0001	CONNECTOR AUDIO PANEL (ZONE 225)				01
PI509	030-01094-0004	CONNECTOR AUDIO PANEL (ZONE 224)				01
PI604	030-01176-0000	CONNECTOR KI-209A CDI INDICATOR #1 (ZONE 220)				01
PI700	030-03271-0000	CONNECTOR KLN-89B GLOBAL POSITIONING SYSTEM (ZONE 225)				01
PI701	030-03272-0000	CONNECTOR KLN-94 GPS (ZONE 225)				01
PI702	RD25F00JVL0	CONNECTOR (ZONE 225)		V28198		01 R
-	FC6020D	CONTACT		V28198		AR
PI900	S3070-9	CONNECTOR KIT PANEL LIGHTING (ZONE 225)				01
-	LMD6106P	MODULE		V49367		01
-	LMS01T-TL	SPLICE		V49367		01
UC1008	071-01553-0200	ANTENNA GPS (ZONE 210)		V22373		01
UC800	SSD120-20	ALTIMETER ENCODING (ZONE 211)				RF
UI507	066-01155-0201	PANEL AUDIO				01
UI604	S3100-159	INDICATOR NAV (ZONE 225)				01
UI700	069-01034-0102	RECEIVER KLN-94 GPS (ZONE 225)				01
UI701	069-01034-0102	RECEIVER KLN-94 GPS				01
UI702	MD41-230	SELECTOR GPS (ZONE 220)		V59742	8001 8138 T8001 T8259	01

**Figura 11 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL.**

**Fuente: (CESSNA, 2009)**

### 2.3.8 TRANSPONDER

El conector PI800 KT76C XPNDR es el conector del TRANSPONDER en los cuales el pin H C4 recibe la señal del conector PC800 ENCODING ALT del pin 12 C4, el pin L C2 recibe la señal del pin 13 C2, el pin D C1 recibe la señal del pin 11 C1, el pin B B4 recibe la señal del pin 10 B4, el pin C B2 recibe la señal del pin 9 B2, el pin E B1 recibe la señal del pin 5 B1, el pin J A4 recibe la señal del pin 4 A4, el pin K A2 recibe la señal del pin 3 A2, el pin M A1 recibe la señal del pin 2 A1, el pin 8 D4 recibe la señal del pin 1 D4, el pin 1 GROUND va conectado al conector PF903 en el pin A, el pin A GROUND recibe la señal del pin B, el pin 11 28VDC INPUT recibe la señal del pin 7 del conector J1901, el pin 3 28VDC LIGHTING recibe la señal del conector PI900 para la

iluminación del instrumento y, el conector de la antena el mismo que recibe la señal del conector PC1006. VER ANEXO F.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY									
MODEL 206/T206									
WIRING DIAGRAM MANUAL									
FIG	REF	PART NUMBER	NOMENCLATURE				EFFECTIVITY	UNITS	
DES			1	2	3	4	5	6	7
							FROM	TO	PER ASSY
02			KT-76C TRANSPONDER				T8001	T8172	
			T2068001 THRU T2068172						
			STANDARD, NAV I OPTION, NAV I WITH HSI						
J1901	S2350-3		CONNECTOR AVIONICS CIRCUIT BREAKER PANEL						01
			DISCONNECT (ZONE 224) .....						
-		S2353-4	CONTACT						AR
-		S2353-5	CONTACT						AR
PC1006	UG913A/U		COAX CONNECTOR COAX (ZONE 310) .....				V07688		01 R
PC800	M24308/2-2		CONNECTOR ENCODING ALTIMETER (ZONE 225) .....						01
-		M24308/25-9	SCREW LOCK ASSEMBLY						02
-		S2492-1	CLAMP						01
PF903	SK2701		CONNECTOR GROUND (ZONE 221) .....				V28198		01
-		FC116N2	CONTACT				V28198		AR
-		FC120N2	CONTACT				V28198		AR
PI1001	030-00101-0002		CONNECTOR TRANSPONDER ANTENNA (ZONE 225) .....				V22373		01
PI800	030-1094-02		CONNECTOR KT-76C TRANSPONDER (ZONE 310) .....						01
PI900	S3070-9		CONNECTOR KIT PANEL LIGHTING (ZONE 225) .....						01
-		LMD6106P	MODULE				V49367		01
-		LMS01T-TL	SPLICE				V49367		01
UC1006	C1105		ANTENNA TRANSPONDER (ZONE 310) .....						01
UC800	SSD120-20		ALTIMETER ENCODING (ZONE 211) .....						RF
UI800	066-01156-0101		TRANSPONDER KT-76C (ZONE 225) .....						RF

**Figura 12 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del TRANSPONDER.**

**Fuente: (CESSNA, 2009)**

### 2.3.9 SYSTEM AUDIO AND NAV I

Uno de los conectores del SYSTEM AUDIO AND NAV1 es el PI507 en el cual el pin 3 28VDC LIGHTING recibe la señal del conector PI900 para la iluminación del instrumento, el pin 2 AIRCRAFT GND y 34 AIRCRAFT GND reciben la señal del conector PF902, el pin 1 HEADSET AMP PWR recibe la señal del pin 3 del conector J1901, otro de los conectores es el PI508 en pin 10 SPEAKER AMP PWR recibe la señal del pin 4 del conector J1901, el pin 9 PILOT PHN AUD recibe la señal de uno de los pines del conector PC502, el pin 10 COPILOT PHN AUD recibe la señal de uno de los pines del conector PF502, el pin 12 SPKR OUT HI envía una señal a un terminal de conexión del parlante, el pin 29 SPKR OUT LOW envía una señal a un terminal de conexión del parlante UC500, el pin 4 PILOT'S MIC KEY envía una señal a uno de los pines del conector PC502, el pin 6 PILOT'S MIC AUD recibe una señal de uno de los pines del conector PC502, el pin 7 COPLT MIC AUD recibe una señal de uno de los pines del conector PF503, el pin 5 COPLT MIC KEY envía una

señal al pin 1 del conector JI513, el pin 50 POWER GROUND recibe una señal del conector PF903, el pin 22 PASS MIC AUD envía una señal al pin intermedio del conector PC505, el pin 25 PASS PHN AUD recibe una señal de uno de los extremos del conector PC506, el pin 23 PASS MIC AUD envía una señal al pin intermedio del conector PC505, el 26 PASS PHN AUD recibe una señal de uno de los extremos del conector PF504, el pin 17 MARKER ANTENNA recibe una señal del conector UT1000, el pin 38 PASS MIC AUD envía una señal al pin intermedio del conector PC507, el pin 41 PASS PHN AUD recibe una señal de uno de los extremos del conector PC508, el pin 39 PASS MIC AUD envía una señal al pin intermedio del conector PF506 y, el pin 42 PASS PIN AUD recibe una señal de uno de los extremos del conector PF507. VER ANEXO G.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY						
MODEL 206/T206						
WIRING DIAGRAM MANUAL						
FIG	REF	PART NUMBER	NOMENCLATURE	EFFECTIVITY	UNITS	
DES				FROM TO	PER	ASSY
		1 2 3 4 5 6 7				
03			AUDIO SYSTEM - NAV I OPTION	8001 8082		
			2068001 THRU 2068082	T8001 T8146		
			T2068001 THRU T2068146			
	AF300		. SPLICE .....			RF
	AF301		. SPLICE .....			RF
	AF302		. SPLICE .....			RF
	AF303		. SPLICE .....			RF
	AF304		. SPLICE .....			RF
	AF305		. SPLICE .....			RF
	AF306		. SPLICE .....			RF
	AF307		. SPLICE .....			RF
	AF308		. SPLICE .....			RF
	JI513	S2035-2	. CONNECTOR DISCONNECT COPILOT'S CONTROL WHEEL (ZONE 223) .....			01
	-	S1636-1	. CONTACT .....			02
	-	S2350-2	. CONTACT .....			01
	JI514	S1641-9	. CONNECTOR PILOT'S CONTROL WHEEL (ZONE 222) .....			01
	-	S1636-1	. CONTACT .....			AR
	JI901	S2350-3	. CONNECTOR AVIONICS CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) .....			01
	-	S2353-4	. CONTACT .....			AR
	-	S2353-5	. CONTACT .....			AR
	PC007	S1640-9	. CONNECTOR AVIONICS/ELECTRICAL DISCONNECT (ZONE 224) .....			01
	-	S1635-1	. CONTACT .....			AR
	-	S1636-1	. SOCKET .....			AR
	PC502	S1612-1	. JACK PHONE (ZONE 211) .....			01
	PC503	S1102-1	. JACK MICROPHONE (ZONE 211) .....			01
	PC504	S1102-1	. JACK MICROPHONE (ZONE 211) .....			01
	PC505	S1102-1	. JACK PASSENGER MICROPHONE (ZONE 211) .....			01
	PC506	S1612-1	. JACK PASSENGER PHONE (ZONE 211) .....			01
	PC507	S1102-1	. JACK PASSENGER MICROPHONE (ZONE 211) .....			01
	PC508	S1612-1	. JACK PASSENGER PHONE (ZONE 211) .....			01
	PF502	S1612-1	. JACK COPILOT HEADSET (ZONE 211) .....			01
	PF503	S1102-1	. JACK COPILOT MICROPHONE (ZONE 211) .....			01
	PF504	S1612-1	. JACK PASSENGER PHONE (ZONE 211) .....			01
	PF505	S1102-1	. JACK PASSENGER MICROPHONE (ZONE 211) .....			01
	PF506	S1102-1	. JACK PASSENGER MICROPHONE (ZONE 211) .....			01
	PF507	S1612-1	. JACK PASSENGER PHONE (ZONE 211) .....			01
	PF902	SK2701	. CONNECTOR GROUND (ZONE 211) .....	V28198		01
	-	FC116N2	. CRIMP CONTACT .....	V28198		AR
	-	FC120N2	. CRIMP CONTACT .....	V28198		AR
	PF903	SK2701	. CONNECTOR GROUND (ZONE 221) .....	V28198		01
	-	FC116N2	. CONTACT .....	V28198		AR
	-	FC120N2	. CONTACT .....	V28198		AR
	PI507	030-01176-0001	. CONNECTOR AUDIO PANEL (ZONE 225) .....			01
	PI508	030-01176-0001	. CONNECTOR AUDIO PANEL (ZONE 225) .....			01
	PI509	030-01094-0004	. CONNECTOR AUDIO PANEL (ZONE 224) .....			01
	PI900	S3070-9	. CONNECTOR KIT PANEL LIGHTING (ZONE 225) .....			01
	-	LMD6106P	. MODULE .....	V49367		01
	-	LMS01T-TL	. SPLICE .....	V49367		01
	PT1000	UG88CU	. CONNECTOR MARKER BEACON ANTENNA (ZONE 310) .....	V07688		01
	UC500	CS96504-0101	. SPEAKER (ZONE 210) .....			02
	-	S1829-1	. TERMINAL .....			01
	UI507	066-01155-0201	. PANEL AUDIO .....			01
	UI508	066-01155-0201	. PANEL AUDIO (ZONE 225) .....			01
	UT1000	CI102	. ANTENNA MARKER BEACON (ZONE 310) .....	V51351		01

**Figura 13** Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del SYSTEM AUDIO AND NAV I.

**Fuente: (CESSNA, 2009)**

### **2.3.10 AIRSPEED INDICATOR**

En el AIRSPEED INDICATOR una de las entradas que contiene el instrumento es conectado con el conducto del TUBO PITOT, la otra entrada es recibida desde la toma STATIC, la cual adquiere una señal desde RIGHT STATIC PORT, la cual ingresa al BLIND ENCODER y al KAP140 AUTOPILOT desde este punto se dirige a la entrada del AIRSPEED INDICATOR. VER ANEXO H.

### **2.3.11 ALTIMETER INDICATOR**

El ALTIMETER INDICATOR tiene una entrada la misma que es recibida desde la entrada RIGHT STATIC PORT y LEFT STATIC PORT esta a su vez se divide hacia el BLIND ENCODER y al KAP140 AUTOPILOT esta presión estática antes de ingresar al AIRSPEED INDICATOR es subdividida hacia el ALTIMETER INDICATOR para su respectivo funcionamiento. VER ANEXO H.

### **2.3.12 VERTICAL SPEED INDICATOR**

El VERTICAL SPEED INDICATOR tiene una entrada la misma que es recibida desde la entrada RIGHT STATIC PORT y LEFT STATIC PORT esta a su vez se divide hacia el BLIND ENCODER y al KAP140 AUTOPILOT esta presión estática antes de ingresar al AIRSPEED INDICATOR es subdividida hacia el ALTIMETER INDICATOR de la misma manera que en el instrumento anterior se subdivide hacia el VERTICAL SPEED INDICATOR para su correcto funcionamiento. VER ANEXO H.

### **2.3.13 HORIZON GYRO**

El HORIZON GYRO tiene dos entradas la una recibe una presión desde el filtro de la bomba de vacío instalada en el motor denominad VACCUM a la entrada INT del instrumento, la otra es recibida desde el segundo filtro a la entrada OUT y de esta manera el instrumento desarrollará el movimiento del giróscopo para que funcione de una forma correcta. VER ANEXO I.

### **2.3.14 DIRECTIONAL GYRO**

El DIRECTIONAL GYRO tiene dos entradas las mismas que reciben, una presión desde el filtro del VACCUN la cual es dividida e ingresa a la entrada INT, la otra es recibida desde el segundo filtro e ingresa a la toma OUT y de esta manera el instrumento funcionara de una forma correcta. VER ANEXO I.

### **2.3.15 JP INSTUMENT**

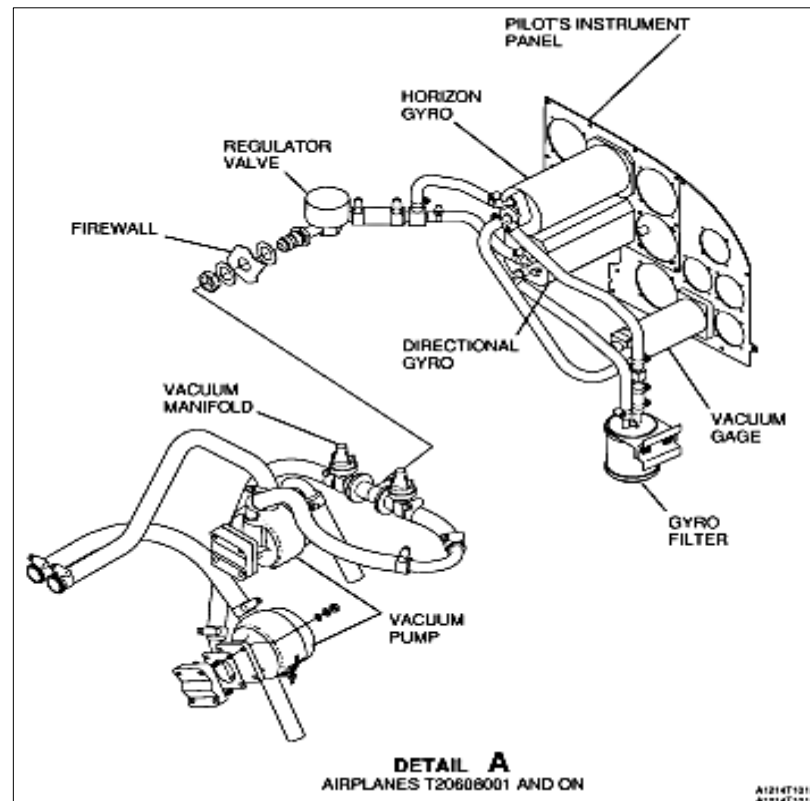
Este instrumento es una alteración mayor por lo que no cuenta con un diagrama en los diferentes manuales de la aeronave pero será sustentado con el certificado tipo el mismo que será justificado en el ANEXO J.

### **2.3.16 SANDEL INSTRUMENT**

De la misma manera el JPI este instrumento es una alteración mayor por lo que no cuenta con un diagrama de instalación en los diferentes manuales de la aeronave el mismo que será respaldado con su correspondiente certificado tipo que será justificado en el ANEXO K.

### **2.3.17 VACUUN GAGE INSTRUMENT**

Recibe una presión desde el VACUUM PUMP que están ubicadas en el motor, pasan a través del VACUUM MANIFULD y está conectada al REGULATOR VALVE y de este punto llega la presión al instrumento VACUUM GAGE y a los diferentes instrumentos tales como son el HORIZON GYRO y DIRECTIONAL GYRO para su respectivo funcionamiento.

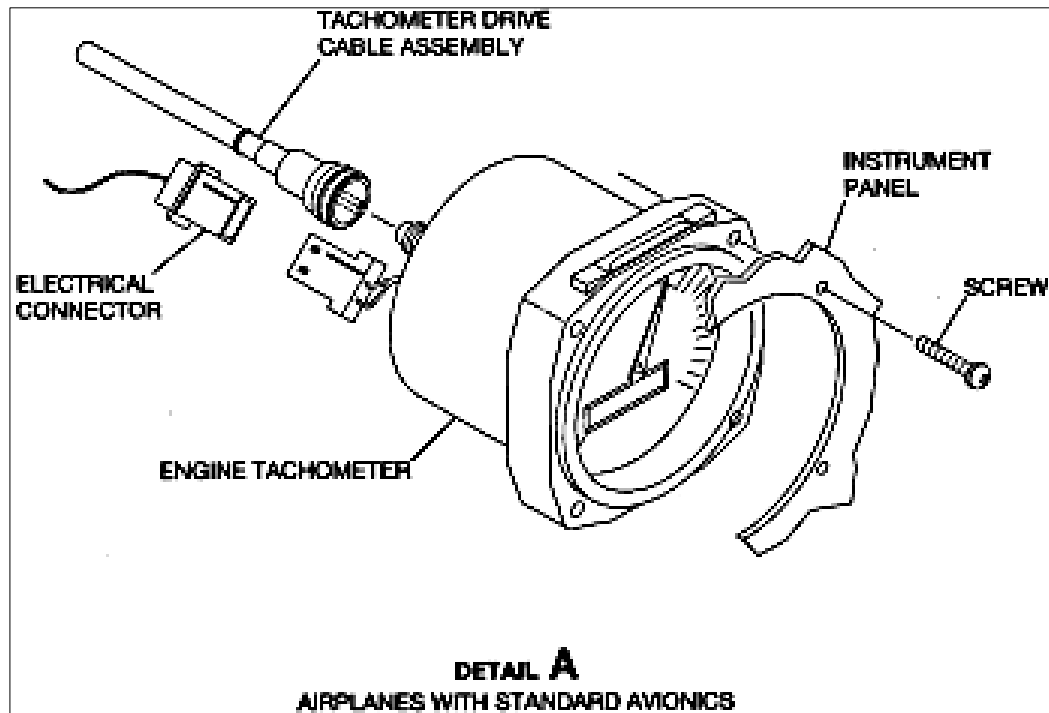


**Figura 14 Diagrama de conexión del VACUUM GAGE INSTRUMENT.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

### **2.3.18 ENGINE TACHOMETER INSTRUMENT**

El ENGINE TACHOMETER cuenta con un conector el mismo que tiene el nombre TACHOMETER DRIVE CABLE ASSEMBLY este cable recibe una señal desde el motor y de esta manera permite la visualización de las R.P.M a cuales se encuentra el motor, cuenta con un conector ELECTRICAL CONNECTOR, el cual permite que el instrumento cuente con la iluminación correspondiente.



**Figura 15 Conexión del ENGINE TACHOMETER INSTRUMENT**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

### **2.3.19 NAVIGATION INDICATOR KI-209A.**

El conector principal del instrumento de navegación KI-209A es el PI604, el pin 25 G/S + FLAG recibe una señal del conector PI510 KX155A NAV/COM desde el pin U G/S + FLAG, el pin 24 G/S – FLAG recibe una señal del pin R G/S – FLAG, el pin 29 G/S + UP recibe una señal del pin S G/S + UP, el pin 28 G/S + DN recibe una señal del pin T G/S + DN, el pin 5 LIGHTING recibe una señal del conector PI902 desde el pin 5, el pin 41 28VDC INPUT recibe una señal del pin N del conector PI511 el pin 10 ILS ENERGIZE recibe una señal del pin 8 ILS ENERGIZE, el pin 8 V/L COMPOSITE recibe una señal del H V/L COMPOSITE y el pin 34 y 49 corresponden a GND y están conectados al pin A del conector PF902. VER ANEXO L.



CESSNA AIRCRAFT COMPANY					
MODEL 206/T206					
WIRING DIAGRAM MANUAL					
FIG	REF	PART NUMBER	NOMENCLATURE	EFFECTIVITY	UNITS
DES				FROM TO	PER ASSY
04			KX-155A NAV/COMM 1 WITH CENTURY HSI 2068139 & ON T2068260 & ON	8139 & ON T8260 & ON	
	GS309	3940359-2	GROUND STUD (ZONE 224)		01 R
		MS35207-266	SCREW		01 R
		MS35338-157	LOCK WASHER		01 R
		MS35650-305T	NUT		02 R
		NAS1149D0316H	WASHER		04 R
	J1901	S2350-3	CONNECTOR AVIONICS CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224)		01 R
		S2353-4	CONTACT		AR R
		S2353-5	CONTACT		AR R
	JV1002	S2046-3	JACK VERTICAL STABILIZER DISCONNECT (ZONE 340)		01 R
	PF1002	UG913AAU	COAX CONNECTOR COMM 1 ANTENNA (ZONE 210)	V07688	01 R
	PF902	030-02000-0000	CONNECTOR (ZONE 225)	V22373	01 R
		FC116N2	CONTACT	V28198	02 R
		FC120N1	CONTACT	V28198	02 R
		FC120N2	CONTACT	V28198	02 R
		FC120N3	CONTACT	V28198	03 R
	PI1000	030-00101-0002	CONNECTOR COMM 1 ANTENNA (ZONE 310)		01 R
	PI1002	030-00101-0002	CONNECTOR GLIDESLOPE ANTENNA (ZONE 225)		01 R
	PI1003	UG88CAU	CONNECTOR GLIDESLOPE #1 COUPLER (ZONE 340)	V07688	01 R
		S3284-1	CONNECTOR		01 R
	PI1004	030-00101-0002	CONNECTOR NAVIGATION ANTENNA (ZONE 225)		01 R
	PI1005	UG88CAU	CONNECTOR NAV #1 COUPLER (ZONE 210)	V07688	01 R
	PI1006	225555-6	COAX CONNECTOR NAV ANTENNA COUPLER (ZONE 210)	V00779	01 R
	PI510	030-01094-0060	CONNECTOR AUDIO PANEL (ZONE 225)		01 R
	PI511	030-01094-0088	CONNECTOR KX-155A NAVIGATION/COMMUNICATION (ZONE 225)		01 R
	PI516	050-01094-0058	CONNECTOR KMA 28 AUDIO PANEL		01 R
	PI604	030-01176-0000	CONNECTOR KI-209A CDI INDICATOR #1 (ZONE 220)		01 R
	PI900	S3070-9	CONNECTOR KIT PANEL LIGHTING (ZONE 225)		01 R
		LMD6106P	MODULE	V49367	01 R
		LMS01T-TL	SPLICE	V49367	01 R
	PI901	S2349-1	CONNECTOR AVIONICS CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224)		01 R
		S2099-3	CONTACT		AR R
		S2099-4	CONTACT		AR R
	PV1001	UG88CAU	CONNECTOR NAVIGATION ANTENNA (ZONE 340)	V07688	01 R
	PV1002	UG88CAU	CONNECTOR VERTICAL TAIL DISCONNECT (ZONE 340)	V07688	01 R
		S3284-1	CONNECTOR		01 R
		UG88CAU	PLUG		01 R
	UF1002	CI-128A	ANTENNA COMM (ZONE 210)	V51351	01 R
		CI248-6	ANTENNA		01 R
	UI1003	S2473-1	COUPLER NAV ANTENNA (ZONE 210)		01 R
	UI510	S3100-179	RECEIVER KX-155A NAV/COMM #1		01 R
	UI511	S3100-179	RECEIVER KX-155A NAV/COMM #1		01 R
	UI516	066-01176-0101	PANEL AUDIO		01 R
	UI604	S3100-159	INDICATOR NAV (ZONE 225)		01 R
	UV1001	C588504-0201	ANTENNA NAVIGATION (ZONE 340)		01 R

**Figura 16** Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del NAVEGATION INDICATOR KI-209A.

Fuente: (CESSNA, 2009)

### 2.3.20 NAVEGATION INDICATOR KI-208.

El conector principal del instrumento NAVEGATION INDICATOR KI-208 es el PI601 donde el pin 5 28VDC LIGHTING recibe una señal del pin 9 del conector PI900, el pin 8 28VDC SW INPUT recibe una señal del conector PI512 KX155A NAV/COM desde el pin N 28VDC SW OUT, el pin 2 VOR/LOC INPUT recibe una señal desde el H V/L COMPOSITE, el pin 4 ILS ENERGIZE recibe una señal del pin 8 ILS ENERGIZE y el pin 1 GROUND recibe una

señal desde el pin E el mismo que corresponde al conector PF902. VER ANEXO M.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY MODEL 206/T206 WIRING DIAGRAM MANUAL						
FIG	REF	PART NUMBER	NOMENCLATURE	EFFECTIVITY	UNITS	
	DES			FROM TO	PER	
			1 2 3 4 5 6 7		ASSY	
01			KX-155A NAV/COMM 2 2068001 THRU 2068138 T2068001 THRU T2068259	8001 8138 T8001 T8259		
	J1901	S2350-3	. CONNECTOR AVIONICS CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) .....			01
	-	S2353-4	. CONTACT			AR
	-	S2353-5	. CONTACT			AR
	PC1007	UG913A/U	. COAX CONNECTOR COMM 2 ANTENNA .....	V07688		01
	PF902	SK2701	. CONNECTOR GROUND (ZONE 211) .....	V28198		01
	-	FC116N2	. CRIMP CONTACT	V28198		AR
	-	FC120N2	. CRIMP CONTACT	V28198		AR
	PI1007	030-00101-0002	. CONNECTOR COMM 2 ANTENNA (ZONE 310) .....	V22373		01
	PI1009	030-00101-0002	. CONNECTOR NAV 2 ANTENNA (ZONE 225) .....	V22373		01
	PI1010	UG88C/U	. CONNECTOR NAV ANTENNA COUPLER (ZONE 210) .....	V07688		01
	-	S3284-1	. CONNECTOR			01
	PI507	030-01176-0001	. CONNECTOR AUDIO PANEL (ZONE 225) .....			01
	PI509	030-01094-0004	. CONNECTOR AUDIO PANEL (ZONE 224) .....			01
	PI512	030-01094-0088	. CONNECTOR KX-55A NAV/COM (ZONE 225) .....	V22373		01
	PI601	030-02227-005	. CONNECTOR AUDIO PANEL (ZONE 225) .....	V22373		01
	PI900	S3070-9	. CONNECTOR KIT PANEL LIGHTING (ZONE 225) .....			01
	-	LMD6106P	. MODULE	V49367		01
	-	LMS01T-TL	. SPLICE	V49367		01
	PI901	S2349-1	. CONNECTOR AVIONICS CIRCUIT BREAKER PANEL DISCONNECT (ZONE 224) .....			01
	-	S2099-3	. CONTACT			AR
	-	S2099-4	. CONTACT			AR
	UC1007	CI-128A	. ANTENNA COMM #2 .....			01
	UI1010	S2473-1	. COUPLER ANTENNA .....			01
	UI507	066-01155-0201	. PANEL AUDIO .....			01
	UI512	069-01032-0201	. RECEIVER NAV/COMM #2 .....	V22373	8001 8044 T8001 T8078 8082 8138 T8143 T8259	01
	UI512	S3100-155	. RECEIVER NAV/COMM #2 .....		8045 8081 T8079 T8142 T8002 T8078	01
	UI512		. RECEIVER NAV/COMM #2 .....		8082 8138	RF R
	UI512		. RECEIVER NAV/COMM #2 .....		8082 8138 T8143 T8259	RF R
	UI601	066-03056-0011	. INDICATOR NAV #2 .....	V22373	8001 8061 T8001 T8096	01
	UI601	S3100-114	. INDICATOR NAV #2 .....		8062 8062 T8097 T8097	01
	UI601	S3100-158	. INDICATOR NAV #2 .....		8063 & ON T8098 & ON	01

Figura 17 Identificación de la numeración que se encuentra en el diagrama de alimentación del NAVEGATION INDICATOR KI-208.

Fuente: (CESSNA, 2009)

## **CAPITULO III**

### **DESARROLLO DEL TEMA.**

#### **3.1 Preliminares**

El desarrollo de este proyecto de titulación de grado realizada en la compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A ubicada en el cantón Shell Provincia de Pastaza, la misma que presta Servicios de Taxi Aéreo a diferentes lugares de la región Amazónica. El proyecto fue desarrollado durante varias jornadas de actividad laboral en la empresa efectuando trabajos técnicos de la industria de aviación, el mismo que se realizó con las normas y estándares que regula la actividad aeronáutica del Ecuador.

Dentro de este capítulo se analizara distintos factores e importancia que permitió realizar este proyecto de rehabilitación del Sistema Aviónico de la aeronave Cessna T206H de matrícula HC- CPS con número de serie T20608071 de la compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A siguiendo procedimientos y reglas el cual permitirá la realización de un excelente trabajo. La información recopilada en los manuales técnicos de mantenimiento de la aeronave será un punto clave dentro de la rehabilitación, dando así una mayor facilidad en cada uno de los procesos, siguiendo todos los procedimientos pre escritos en ellos. Además de haber seleccionado el tipo de herramientas que se va a utilizar así como el equipo de protección personal (EPP) aplicando todas y cada una de las normas de seguridad establecidas dentro de la empresa, de esta manera se procederá al respectivo desarrollo del tema.

La Compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A cuenta con dos aviones monomotor uno en estado operativo tal como es la aeronave Cessna 182P con un motor de marca Teledyne Continental y la otra en estado de rehabilitación tal como es la aeronave Cessna T206H con un motor de marca Lycoming. El proyecto de grado se desarrolló en el área de mantenimiento de la empresa, brindando un aporte positivo de índole profesional adquiriendo conocimientos teórico-práctico, habilidades y destrezas en el uso de

herramientas y manuales de mantenimiento que servirá para un mejor desenvolvimiento dentro del perfil profesional.

### 3.2 ANALISIS DE LA SITUACION INICIAL.

La aeronave CESSNA T206H con el número de serie T20608071 se encuentra deshabilitada debido a un problema del motor por lo que los instrumentos fueron desinstalados y guardados en el cuarto caliente de dicha compañía, con la adquisición del nuevo motor para la aeronave se empezó con la rehabilitación de la aeronave, donde los instrumentos fueron llevados a una revisión en un centro certificado para la inspección, dentro de la cabina solo se encontraba el panel sin ningún instrumento el mismo que será rehabilitado una vez los instrumentos sean devueltos, se verifico los arneses eléctricos donde se estableció que un cable se encontraba roto, no se encontraban ubicados por los sitios establecidos por el fabricante.

**Tabla 3**

#### **Instrumentos operativos e Inoperativos de la aeronave.**

	<b>INSTRUMENTOS</b>	<b>ESTADO</b>	<b>SITUACIÓN</b>
1	Reloj	Inoperativo	Compra
2	Indicador de Fuel ( left, right )	Operativo	Mantenimiento
3	Indicador de Oil ( temperature, pressure)	Operativo	Mantenimiento
4	Indicador de TIT Y CHT	Operativo	Mantenimiento
5	Indicador de Vaccun y Amperios	Operativo	Mantenimiento
6	Indicador de Turn Coordinator	Operativo	Mantenimiento
7	Indicador de Airspeed	Operativo	Mantenimiento
8	Indicador de Manifull Press y Fuel Flow	Operativo	Mantenimiento
9	Indicador Vertical Speed	Operativo	Mantenimiento
10	Indicador Altimeter	Operativo	Mantenimiento
11	Navegation Indicator KI-209 <sup>a</sup>	Operativo	Mantenimiento
12	Navegation Indicator KI-208	Operativo	Mantenimiento
13	Sandel.	Operativo	Mantenimiento
14	Indicador JPI	Operativo	Mantenimiento
15	Indicador de R.P.M	Operativo	Mantenimiento

**Tabla 4****Equipos Operativos e Inoperativos de la aeronave.**

	<b>Equipos</b>	<b>Estado</b>	<b>SITUACIÓN</b>
<b>1</b>	Indicador de mensajes	Operativo	Mantenimiento
<b>2</b>	Gps	Operativo	Mantenimiento
<b>3</b>	Comunicador 1	Operativo	Mantenimiento
<b>4</b>	Comunicador 2	Operativo	Mantenimiento
<b>5</b>	Transponder	Operativo	Mantenimiento
<b>6</b>	ADF	Operativo	Mantenimiento
<b>7</b>	Comunicador HF	Operativo	Mantenimiento

**3.2 ALTERNATIVAS****3.2.1 COMPRA DE INSTRUMENTO**

Para la adquisición de un nuevo instrumento la compañía asumirá el costo total del pedido a el fabricante, pero se debe tomar en cuenta cierto tipo de variables en los cuales por ejemplo se verá el tiempo de demora en que el instrumento pueda llegar, el capital invertido en la compra del instrumento, siendo esta una de los principales desventajas, entre las ventajas tenemos el tiempo de duración que tendrá el instrumento, lecturas e indicaciones correctas y equipos calibrados.

**3.2.2 MANTENIMIENTO DEL INSTRUMENTO Y EQUIPOS**

Para el mantenimiento de instrumentos una de las ventajas que tendrá es el tiempo en el cual el instrumento esté en operación teniendo un costo menor que la de la adquisición, estos instrumentos asumirán una desventaja ya que su tiempo de operación será inferior en el largo plazo a diferencia de un instrumento nuevo que se garantiza su vida útil prolongada.

**3.2.3 INSTALACIÓN INMEDIATA.**

Los instrumentos y equipos de la aeronave no se podrán instalar mientras estos no sean dados el mantenimiento adecuado o una revisión antes de su instalación debido a que pasaron por un periodo considerable en el cuarto

caliente y necesitan ser revisados por un técnico o aérea adecuada para este trabajo.

### 3.4 DESARROLLO.

Con los instrumentos previamente calibrados se empezó la rehabilitación del sistema aviónico de la aeronave:

#### 3.4.1 ARNESES Y CONECTORES ELÉCTRICOS.

Para realizar la instalación de los instrumentos en cada uno de sus lugares correspondientes se procedió a la revisión y verificación del estado de los arneses y conectores eléctricos de cada uno de los instrumentos que posee tomando en referencia cada uno de los pines que se muestra en el WIRING DIAGRAM de la aeronave T206H.



**Figura 18 Verificación del estado de los conectores de los equipos e instrumentos de la aeronave CESSNA T206H.**

Una vez terminado el proceso de verificación en los arneses y conectores dentro de la cabina se analizó el estado en el que se encuentra los arnés externos los mismo que se encuentran dentro del fuselaje y alas de la

aeronave, en este punto se encontró un cable se encontraba en mal estado y un arnés se encontraban ubicados de una forma errónea.



**Figura 19 Verificación de arneses dentro de la estructura de la aeronave CESSNA T206H**

Terminada la verificación se procedió a la realización de la correcta instalación de los cables, de tal forma que no puedan ocasionar ningún daño futuro, y de igual forma se realiza la reparación del cable a través de la realización de soldaduras y colocación de aislamientos para que de tal forma no presente cortocircuitos y afecte en la operación de la aeronave.



**Figura 20 Instalación adecuada del arnés de cables.**



**Figura 21 Reparación de cables dañados.**

En ciertas áreas de la aeronave se colocaron terminales, los mismos que permitirán una mejor maniobrabilidad en el caso que necesitare retirarse como es el caso del TIP TANK y las luces que se encuentran en dicho lugar.

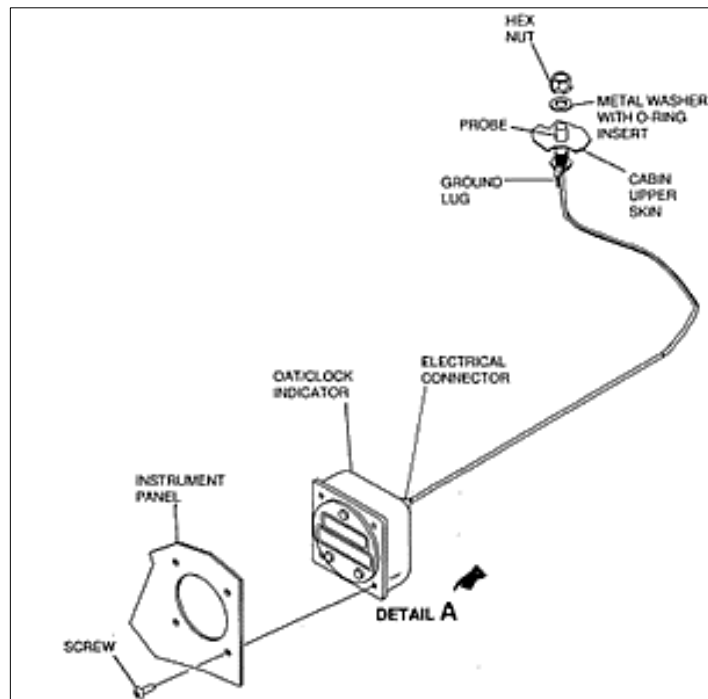


**Figura 22 Colocación de terminales para luces y sensores ubicados en el TIP TANK.**

### **3.4.2 RELOJ.**

Para la instalación del reloj se revisión el SERVICE MANUAL de la aeronave CESSNA T206H la misma que muestra la forma y diferentes conexiones que posee el instrumento.





**Figura 23 Gráfica de la instalación de RELOJ dentro de la aeronave.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Con el análisis en el SERVICE MANUAL se analizó la mejor manera para su instalación del instrumento en la cabina de la aeronave mediante la cual se verifico el conector eléctrico y tornillos de sujeción en el panel.



**Figura 24 Análisis, verificación e instalación del instrumento en el panel de la aeronave CESSNA T206H.**

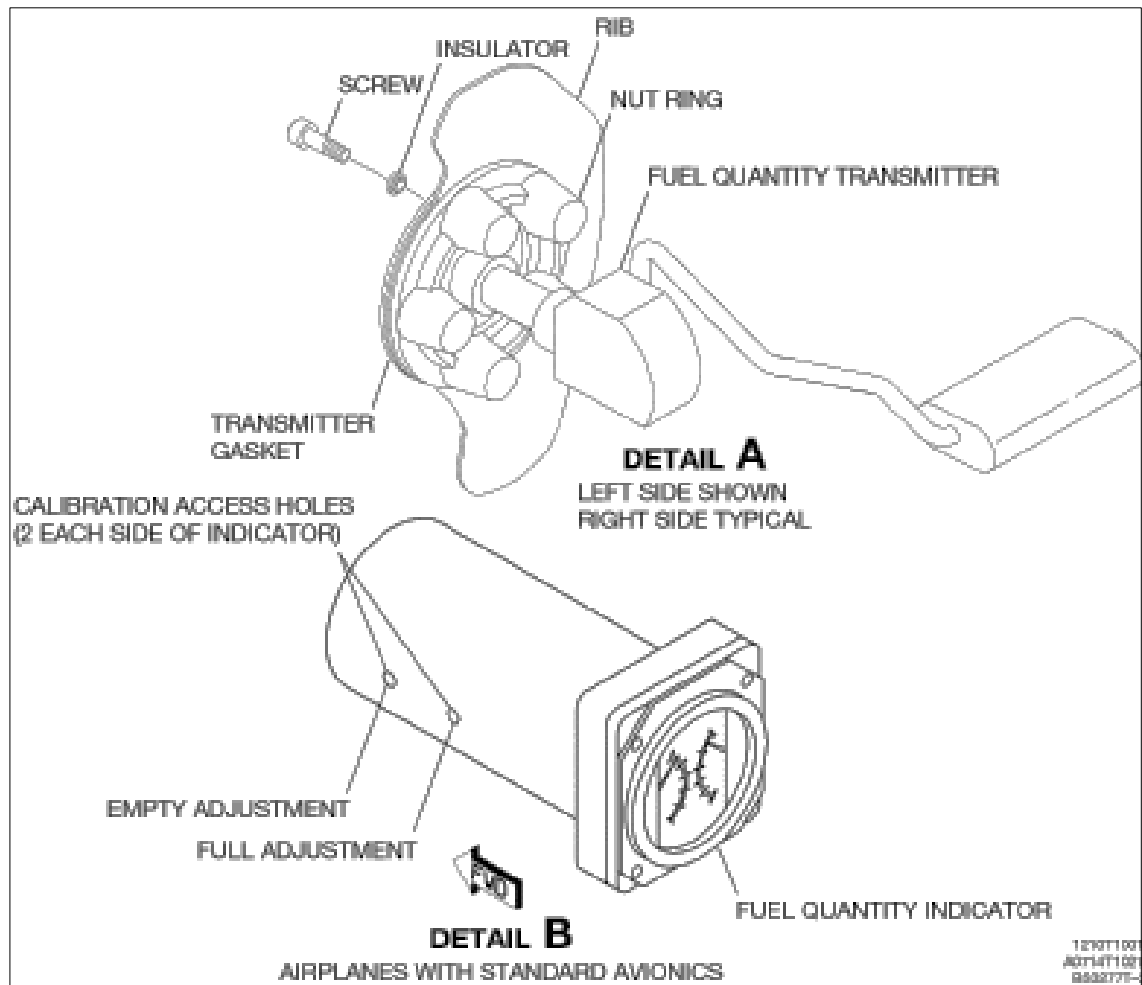
### 3.4.3 FUEL QUANTITY INDICATOR.

De la misma forma que en la instalación del DAT/CLOCK INSTRUMENT se identificó el conector electro del FUEL QUANTITY y los tornillos de sujeción que serán utilizados, en el panel y de tal manera como se muestra en el SERVICE MANUAL de la aeronave se realizara la instalación del instrumento.



**Figura 25 Colocación de FUEL QUANTITY.**

En el ANEXO M cuenta con una serie de indicaciones tales como la descripción del instrumento, la forma en la que se debe retirar e instalar e información de los transmisores que se encuentran en los tanques de combustible, estos se encuentran ubicados en las alas de la aeronave.

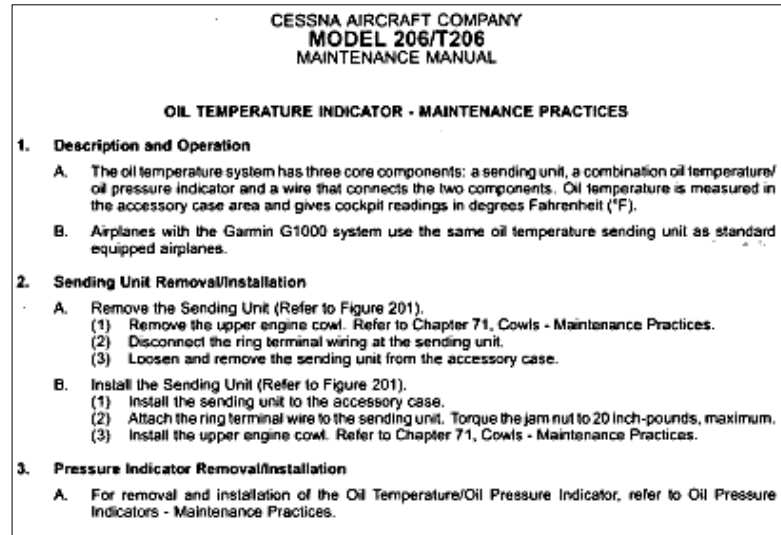


**Figura 26 Descripción gráfica de instalación de FUEL QUANTITY INSTRUMENT.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

#### **3.4.4 OIL TEMPERATURE /PRESS TEMPERATURE INDICATING**

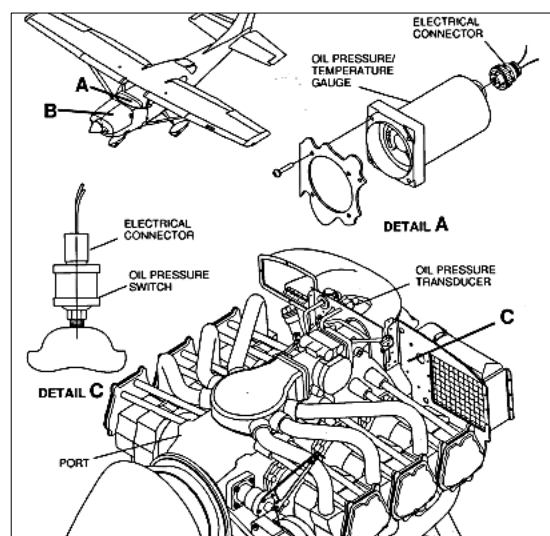
Se verifico en el SM los pasos a seguir para la instalación del instrumento para no ocasionar daños en los componentes que están involucrados en la colocación del OIL TEMPERATURE/PRESS TEMPERATURE INDICATING.



**Figura 27 Descripción de la instalación del /PRESS TEMPERATURE INDICATING.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Con la ayuda de las ilustraciones mostradas en el manual se puede verificar los elementos que permitirán al OIL TEMPERATURE INSTRUMENT tener un funcionamiento correcto y la adecuada instalación del instrumento sensor en el motor el cual permite mostrar en cabina las lecturas de la temperatura de aceite captadas por el bulbo.



**Figura 28 Representación gráfica de la ubicación y componentes para la instalación en el panel de la aeronave.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

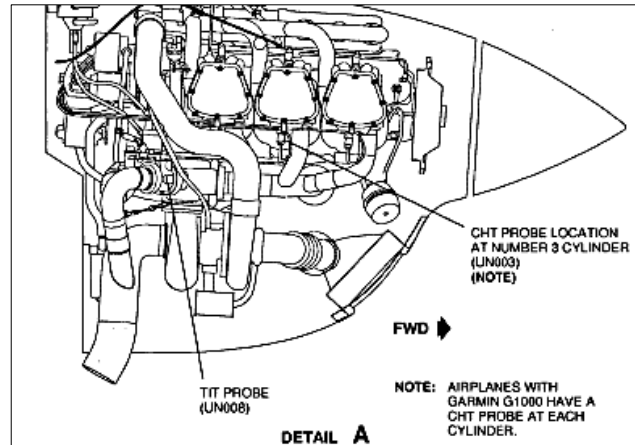
Se verifico el lugar en el que se colocara el OIL TEMPERATURE INSTRUMENT y su conector analizando su funcionamiento según lo mostrado en el WD de tal manera que al momento de las pruebas pertinentes no se produzca una falsa lectura.



**Figura 29 Reconocimiento e instalación del OIL TEMPERATURE/PRESSURE TEMPERATURE INDICATING en el panel de la cabina.**

#### **3.4.5 TIT/CHT**

Se revisó el SM de tal manera se pueda visualizar la manera más apropiada para la colocación del TIT//CHT dentro de la cabina. VER ANEXO O. Se identificó cada uno de los elementos que se utilizara y la colocación de los cables que se encuentran conectados en el motor para obtener su respectiva lectura en el instrumento.



**Figura 30 Descripción gráfica de los componentes del TIT/CHT**  
**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Se identificó el instrumento y la posición en la que será ubicado dentro de la cabina de la aeronave, analizando el estado del conector según lo mostrado en el WD de la aeronave, para un correcto funcionamiento.



**Figura 31 Instalación del TIT/CHT con su respectivo conector eléctrico.**

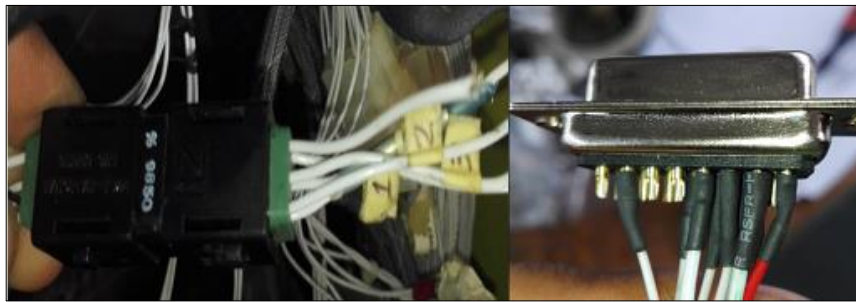
### 3.4.6 ELT

Para la instalación del equipo se verificó el estado del interruptor el mismo que se encuentra en la cabina y el equipo ubicado en el TAIL CONE de la aeronave según muestra el WIRING DIAGRAM de la aeronave.



**Figura 32 Identificación del conector del ELT dentro de la cabina.**

Con la finalización del análisis de estado del del interruptor y conector del ELT se vio que el interruptor se encontraba en mal estado por lo que se procedio al cambio del mismo mediante un nuevo conector según lo mostrado en el WIRING DIAGRAM.



**Figura 33 Instalación del nuevo conector tanto para el switch como para el instrumento.**

Con la ayuda de SM se realizo la colocacion del ELT siguiendo los pasos para su instalacion en el TAIL CONE con su correspondiente base y conector, la colocacion del interruptor en cabina para realizar el chequeo previo a realizarse un vuelo. VER ANEXO P

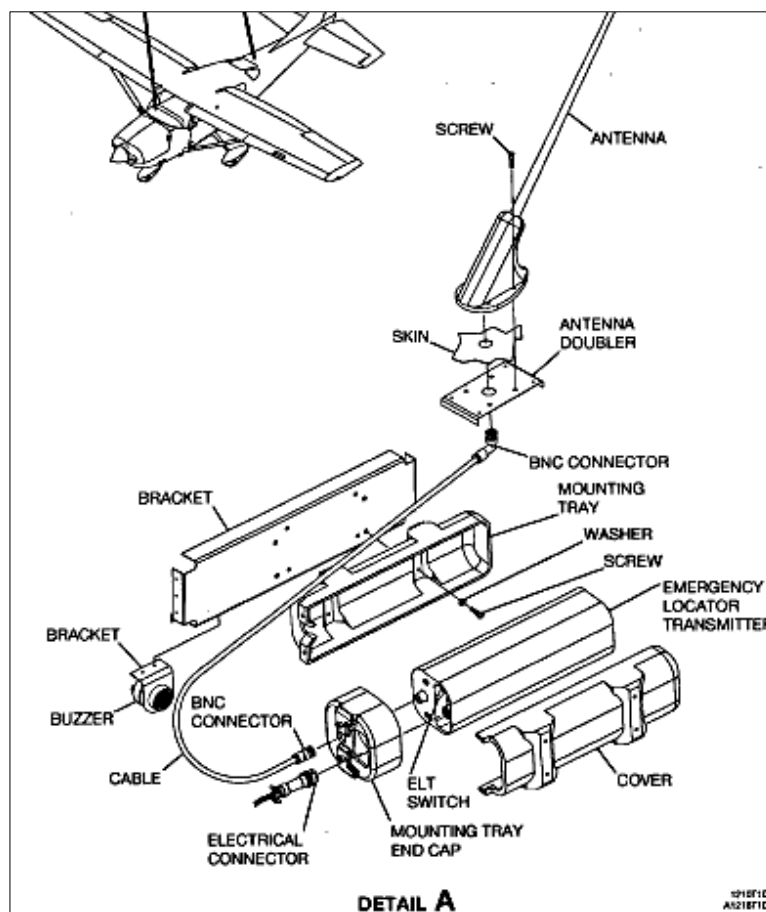


Figura 34 Representación gráfica del ELT en el TAIL CONE de la aeronave.

Fuente: (CESSNA, 2010)

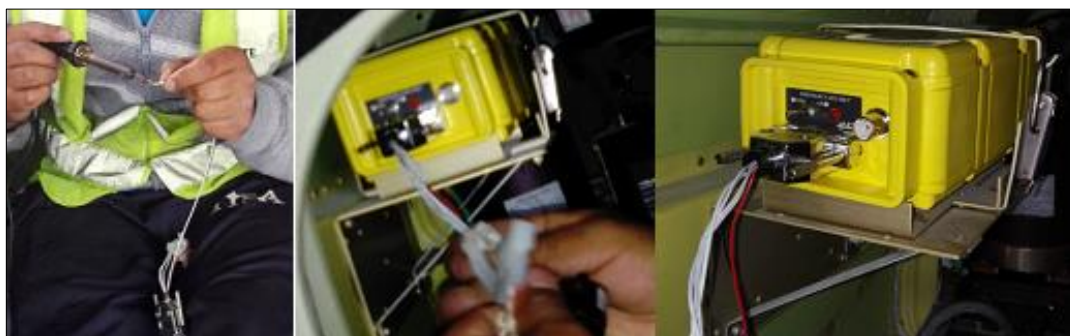
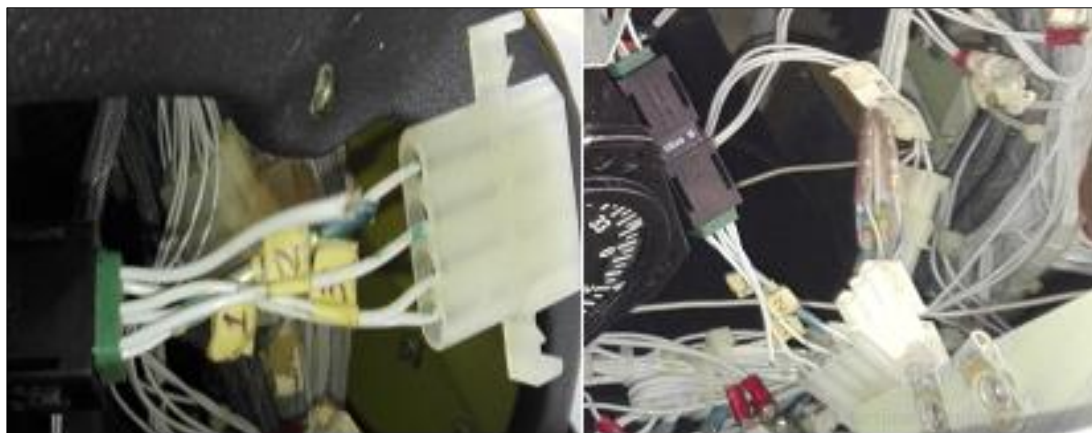


Figura 35 Ubicación del instrumento en el TAIL CONE de la aeronave





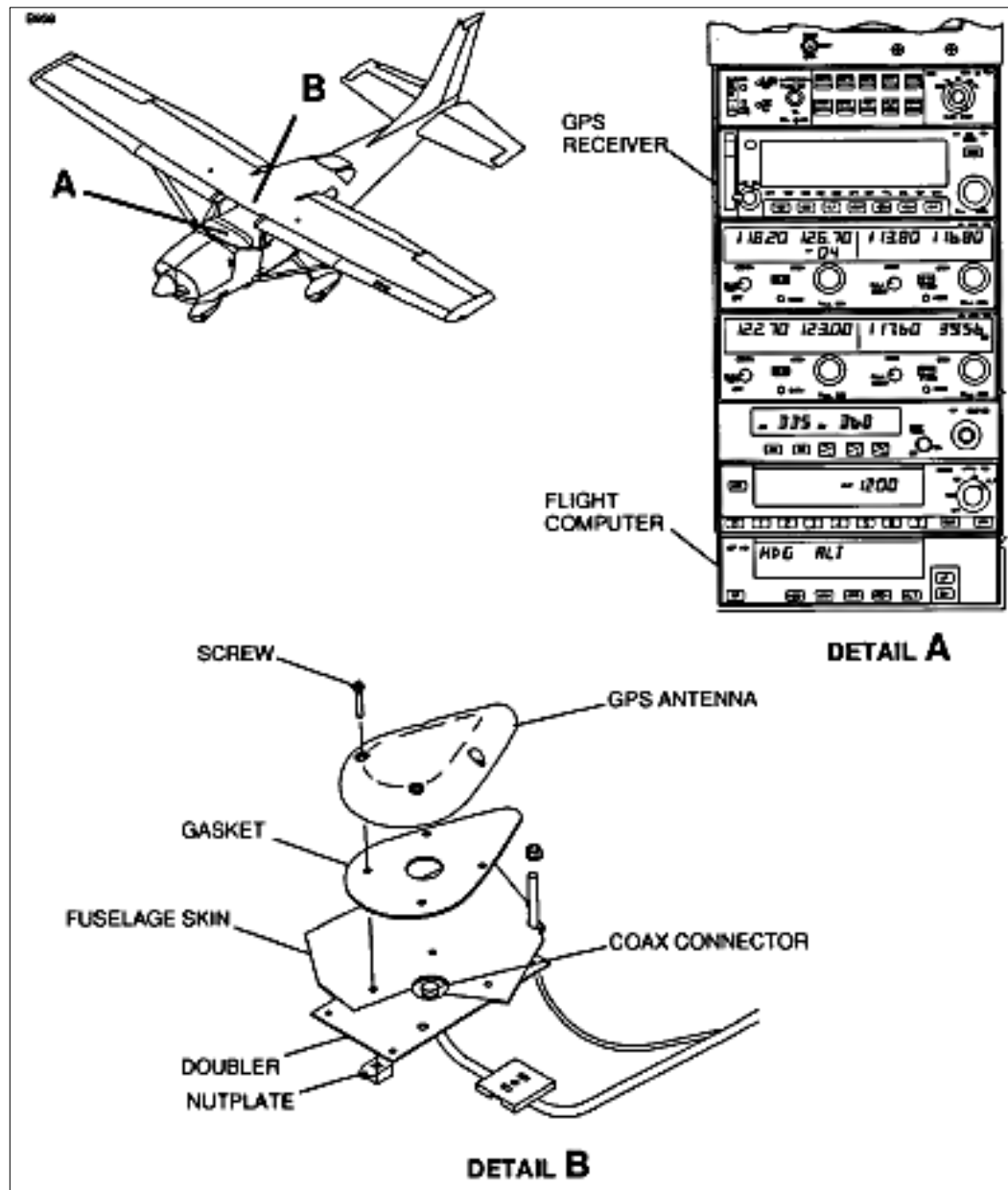
**Figura 36 Identificación del conector del switch del ELT.**



**Figura 37 Instalación y ubicación del switch en el panel de la aeronave.**

### 3.4.7 GPS

Antes de la instalación del GPS EQUIPMENT se verifico los elementos que se van a utilizar durante la instalación los mismos que son detallados en el SM y con esto se podrá seguir los pasos para su instalación los mismo que son mostrados detalladamente. VER ANEXO Q.



**Figura 38 Descripción de los elementos y detalle de su ubicación en la aeronave.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Se analizó el estado en el que se encuentra los conectores del equipo de acuerdo con lo mostrado en el WD de la aeronave, de esta manera se procedió a la colocación del instrumento dentro de la cabina sin encontrar novedades tanto en el arnés de energización así como un óptimo funcionamiento del equipo en cabina.



**Figura 39 Revisión del conector e instalación del equipo en el panel de la aeronave.**

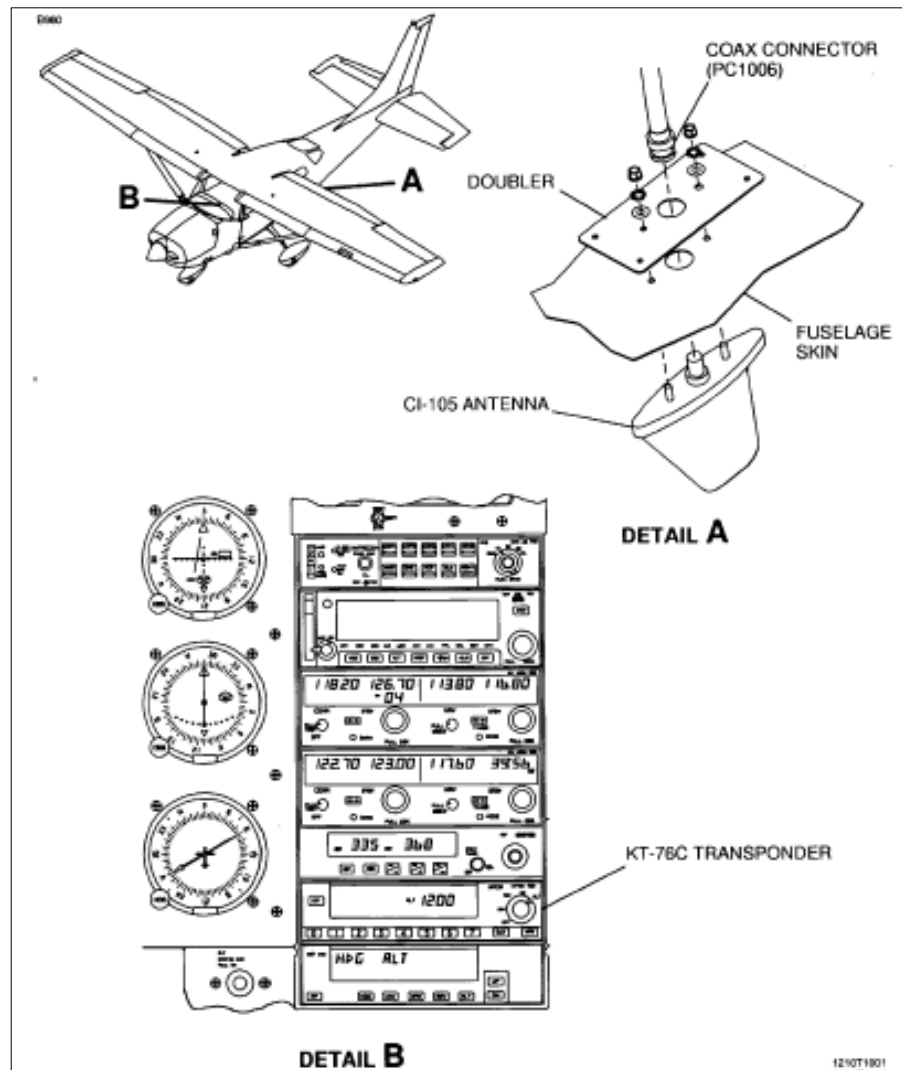
Con la culminación de la colocación del equipo se procedió a la instalación de la antena de igual manera este proceso se encuentra en el SM mostrando el detalle de la ubicación y, elementos para su instalación.



**Figura 40 Colocación de la antena del GPS en la aeronave.**

### 3.4.8 TRANSPONDER

Para la instalación del TRANSPONDER se ubicó en el SM la manera más apropiada para realizar su instalación dentro de la cabina revisando cada uno de los detalles de tal manera poder obtener todos los elementos del equipo. VER ANEXO R.



**Figura 41 Descripción de los componentes y detalle de su ubicación en la aeronave.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Se revisó el conector analizando todos sus pines de tal manera como se muestra en el WD para que durante la operación en vuelo no muestre ninguna anomalía.



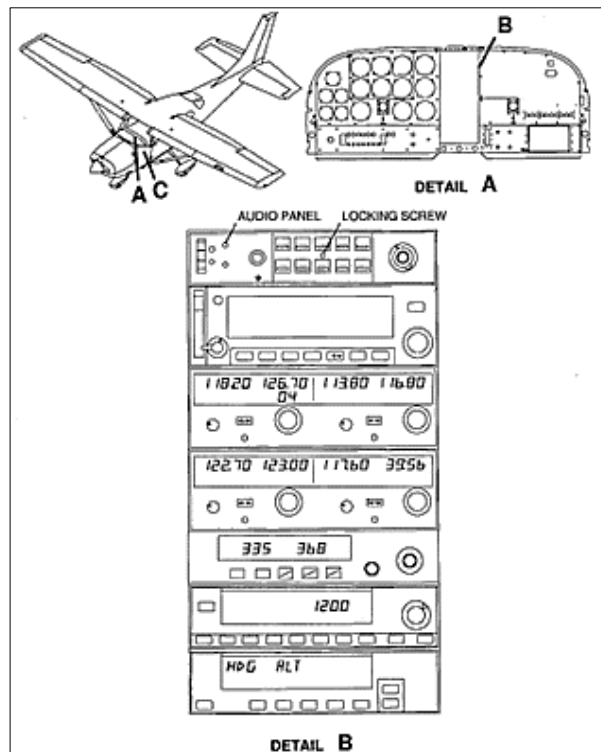
**Figura 42 Identificación del conector del TRANSPONDER en la aeronave.**



**Figura 43 Instalación del equipo TRANSPONDER en el panel de la aeronave.**

### **3.4.9 AUDIO PANEL**

Mediante el SERVICE MANUAL de la aeronave se analiza el orden a seguir para la instalación del equipo AUDIO PANEL. VER ANEXO S



**Figura 44 Detalle de la ubicación del equipo AUDIO PANEL.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Para la colocación del AUDIO PANEL se revisó el estado y funcionamiento del conector de acuerdo a lo que muestra el WIDRING DIAGRAM de la aeronave de esta manera se realizó la instalación del equipo dentro de la cabina.



**Figura 45 Verificación e instalación del equipo AUDIO PANEL dentro de la cabina de la aeronave.**

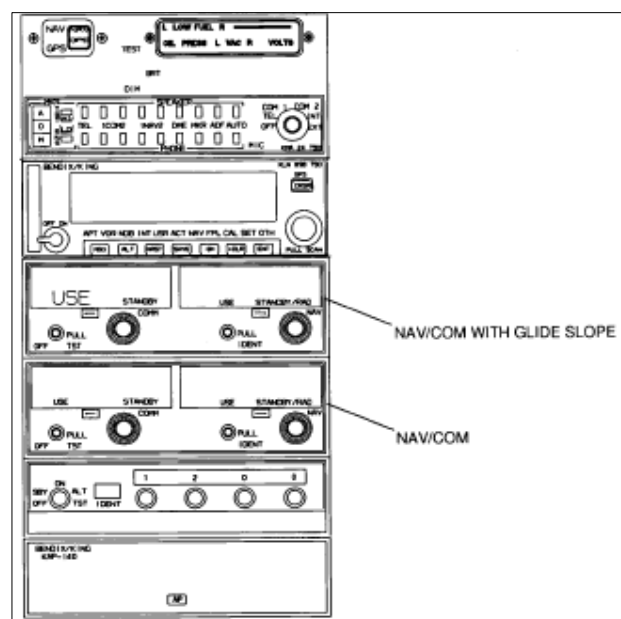
### 3.4.10 NAV/COM RADIO

Para la instalación del equipo de Navegación y Comunicación se verifico el estado en el que se encontraba cada uno de los pines del conector de acuerdo a lo indicado en el SERVICE MANUAL de la aeronave.



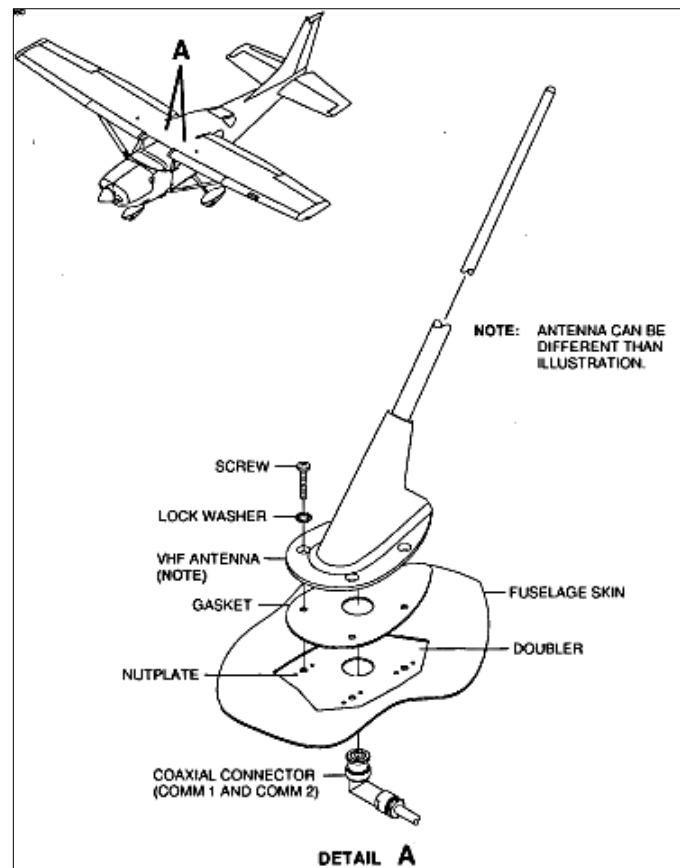
**Figura 46** Indicación de la caja del equipo y conectores para NAV/COM RADIO de la aeronave.

En el ANEXO T se detalla aspectos importantes del equipo tales como generalidades y la manera de desinstalar e instalar tanto de la NAV/COM RADIO y su respectiva antena.



**Figura 47** Posición de los equipos NAV/COM RADIO.

Fuente: (CESSNA, 2010)



**Figura 48 Detalle de la antena y conector del equipo NAV/COM RADIO y la posición en la aeronave.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

### **3.4.11 AUTO PILOT.**

Para la instalación del piloto automático se realizó la colocación de los servos, sus respectivas poleas y cables, teniendo en cuenta los procedimientos mostrados en el SERVICE MANUAL de la aeronave para su respectiva instalación, estos permitirán tener el control de la aeronave cuando el piloto crea necesario.



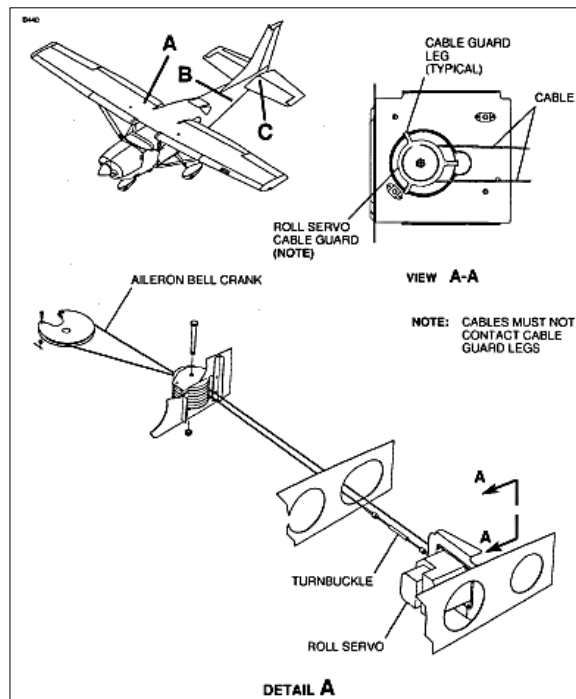


**Figura 49 Descripción de la polea y servo motor.**

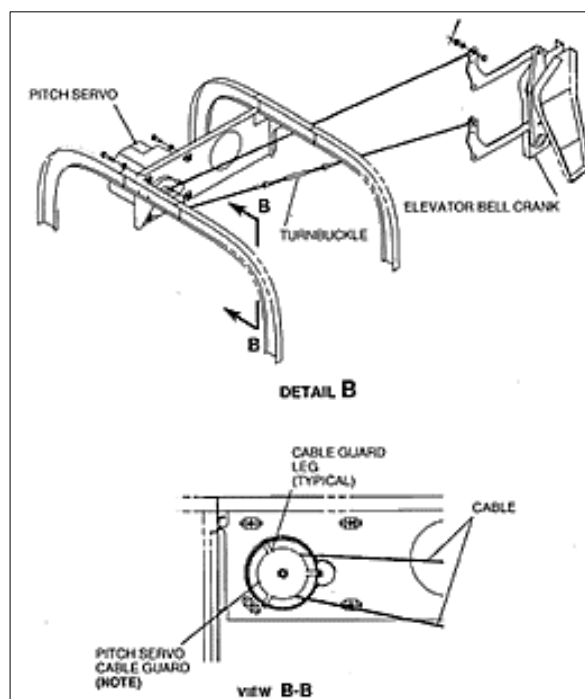
La instalación de los servos motores dentro de la aeronave se determina mediante los diagramas esquemáticos mostrados en el SERVICE MANUAL, el mismo que permite conocer la posición de los elementos móviles de la AUTO PILOT.



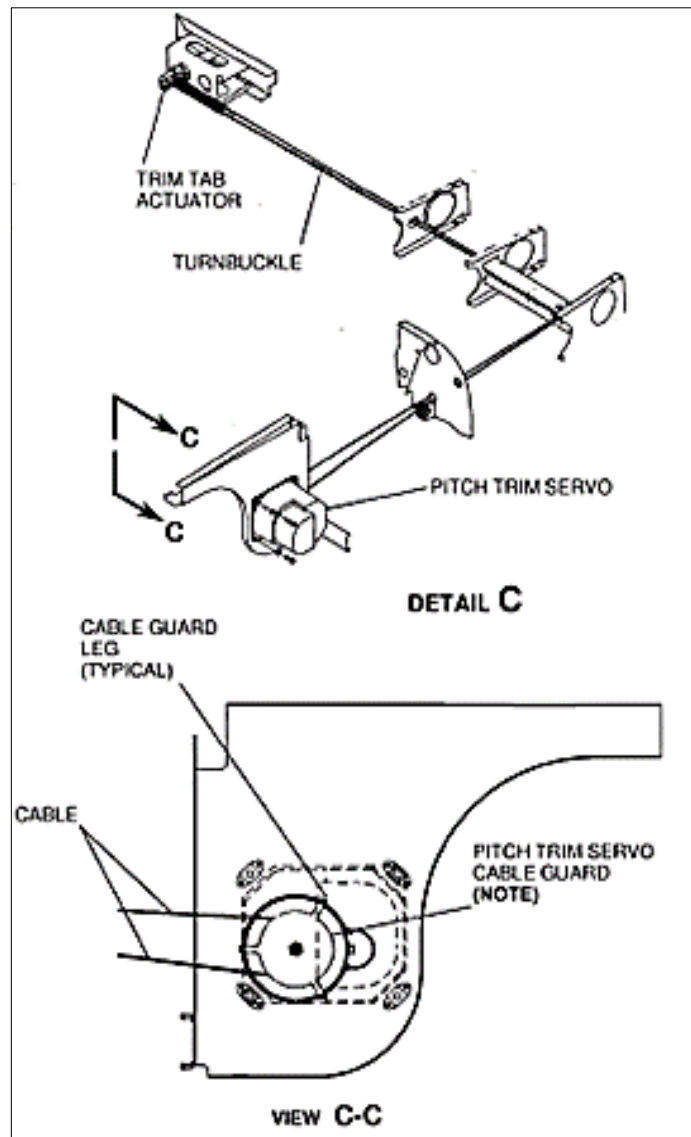
**Figura 50 Colocación de las piezas móviles de AUTO PILOT.**



**Figura 51 Representación esquemática de la sección A de las piezas móviles del AUTO PILOT.  
Fuente: (CESSNA, 2010)**



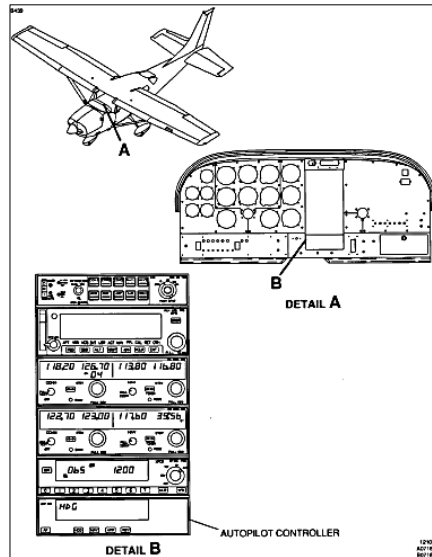
**Figura 52 Representación esquemática de la sección A de las piezas móviles del AUTO PILOT.  
Fuente: (CESSNA, 2010)**



**Figura 53 Representación esquemática de la sección A de las piezas móviles del AUTO PILOT.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Con la colocación de los respectivos componentes móviles del AUTO PILOT se realiza la instalación del Equipo en cabina el mismo que se muestra en el SERVICE MANUAL donde esta detallado los pasos de instalación. VER ANEXO U.



**Figura 54 Ubicación del AUTOPILOT CONTROLLER dentro de la cabina de la aeronave CESSNA T206H.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

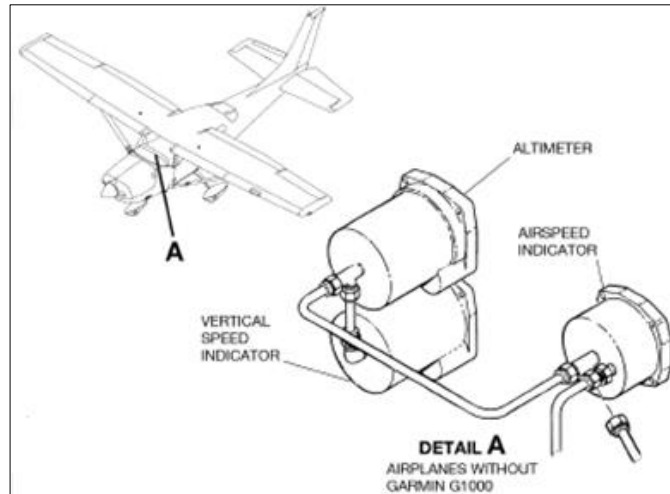
Terminada la identificación el en SM se analizó el estado del conector para el equipo el mismo que será utilizado en su instalación.



**Figura 55 Verificación del conector y colocación del equipo AUTOPILOT CONTROLLER.**

### 3.4.12 ALTIMETER

Para la instalación del ALTIMETER de la aeronave se verifico los pasos a seguir según el SM el cual muestra los elementos que se van a utilizar como las mangueras de circulación de aire para el correcto funcionamiento de cada uno de los instrumentos que se muestran en la imagen. VER ANEXO V.



**Figura 56 Representación gráfica del ALTIMETER**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Con la verificación del estado de las mangueras se procedió a la instalación en el panel des montante de la aeronave ubicándolo según lo muestra el SM de la aeronave.



**Figura 57 Colocación del altímetro en el panel de la aeronave.**



**Figura 58 Instalación de mangueras en el instrumento.**



**Figura 59 Ubicación del instrumento con todos sus elementos en el panel de la aeronave.**

### **3.4.13 VERTICAL SPEED**

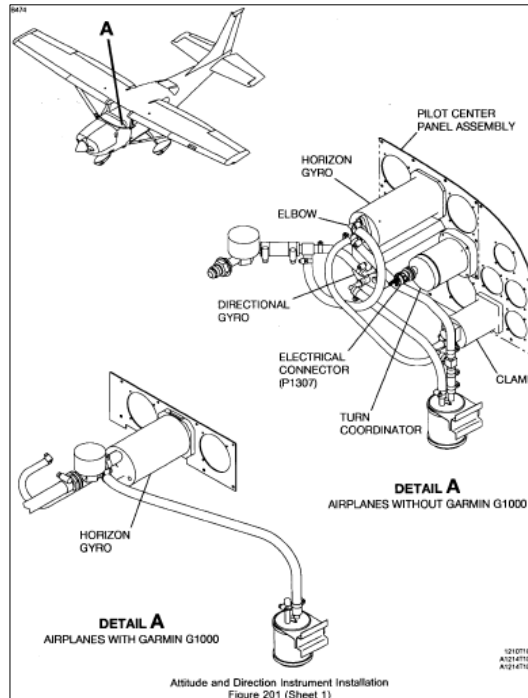
De la misma forma que el ALTIMETER para la instalación del VERTICAL SPEED, verificar los pasos a seguir para la instalación del instrumento en el panel de la aeronave según lo mostrado en el SM de la aeronave. VER ANEXO V. Se instaló en el panel de la aeronave de tal forma que cada una de las mangueras, sean colocadas sin producir ningún daño en los elementos inmersos y de esta manera tenga un correcto funcionamiento.

### **3.4.14 AIRSPEED**

En la instalación del AIRSPEED se analizó los pasos se muestran en el SM verificando su ubicación de tal forma que se pueda ubicar y no producir ningún daño al instrumento. VER ANEXO V. Se procedió a la colocación en el panel de control con cada uno de sus respectivos elementos según lo mostrado en el SM de la aeronave.

### **3.4.15 HORIZON GYRO**

Para la colocación del HORIZON GYRO se revisó la posición en la cual va colocado en el panel de instrumento a través del SM el cual muestra como el instrumento adquiere las presiones necesarias para su correcto funcionamiento. VER ANEXO W.



**Figura 60 Representación gráfica del HORIZON GYRO.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Terminado la revisión en el SM se procedió a la colocación del instrumento dentro de la cabina en donde en la parte trasera se colocó una T la misma que sirve como divisor de los ductos y la circulación correcta de la presión hacia los demás instrumentos inmersos en el diagrama esquemático del SM.



**Figura 61 Ubicación y reconocimiento para el HORIZON GYRO.**

### 3.4.16 DIRECTIONAL GYRO

De acuerdo a lo establecido en el SM para la instalación del DIRECTIONAL GYRO se analizó los pasos a seguir para su instalación pero en este instrumento su posición fue cambiada debido a que en ese lugar fue colocado el SANDEL INSTRUMENT pero sigue las mismas indicaciones que se muestran en el manual. VER ANEXO W.

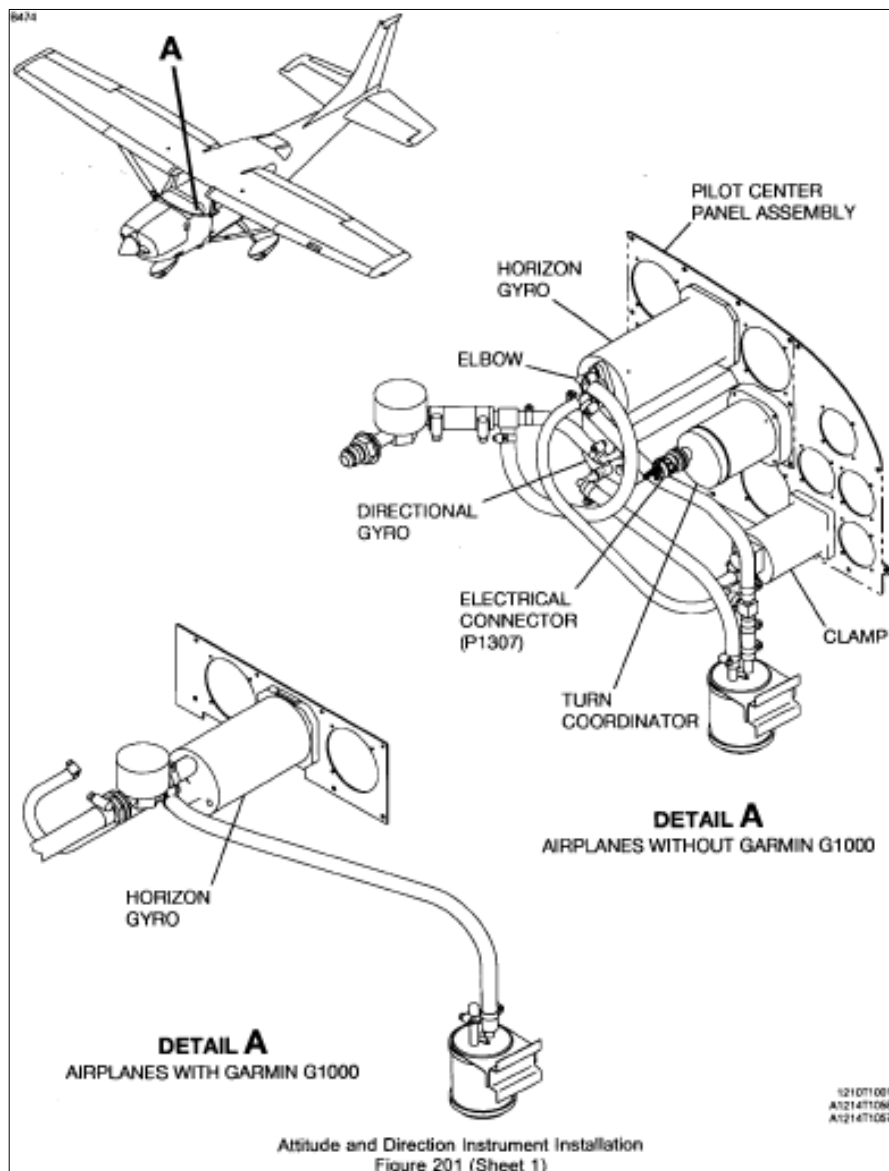


Figura 62 Representación gráfica del DIRECTIONAL GYRO.

Fuente: (CESSNA, 2010)



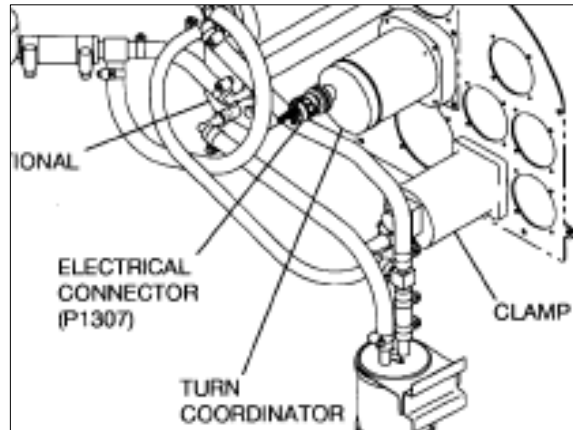
Para su colocación se le instala dos fitting y se verifico el estado de los ductos que pertenecen a este instrumento para obtener una mejor manipulación y un correcto funcionamiento, durante la colocación en el panel de instrumento tuvo que ser colocado junto al KI-209 de esta manera no producir daños internos ni externos en ninguno de los dos instrumentos.



**Figura 63 Instalación de FITINGS y CONDUCTOS de presión en el instrumento.**

### 3.4.17 TURN CORDINATOR

Para la instalación de este instrumento la información mostrada en el wirining diagram es muy limitada, la misma que para su instalación se procedió a la visualización del SM el cual muestra el conector en donde a través de la experiencia de los mecánicos dentro de la empresa se determinó el conector y se realizó la conexión dentro de la cabina. El SM describe la forma de cómo realizar la instalación del TURN CORDINATOR de esta manera se puede establecer el número del conector y los pasos a seguir. VER ANEXO W.

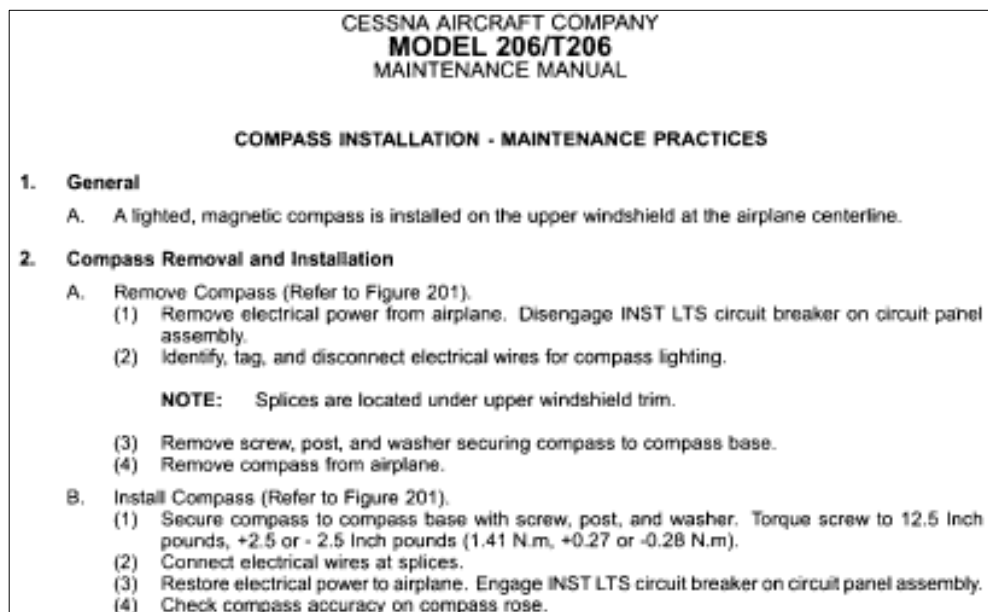


**Figura 64 Ubicación del conector para el TURN CORDINATOR y su posición en el SERVICE MANUAL.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

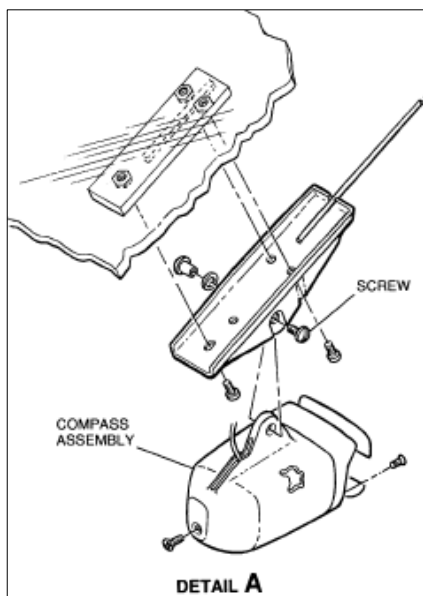
### 3.4.18 BRÚJULA

En la colocación de la brújula se analizó los pasos a seguir en el SM, de tal manera se puede identificar los elementos de los cuales está compuesto el equipo y se procedió a la ubicación dentro de la aeronave.



**Figura 65 Descripción de la instalación de la brujula dentro de la aeronave.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**



**Figura 66 Representación gráfica de los elementos de la brújula.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

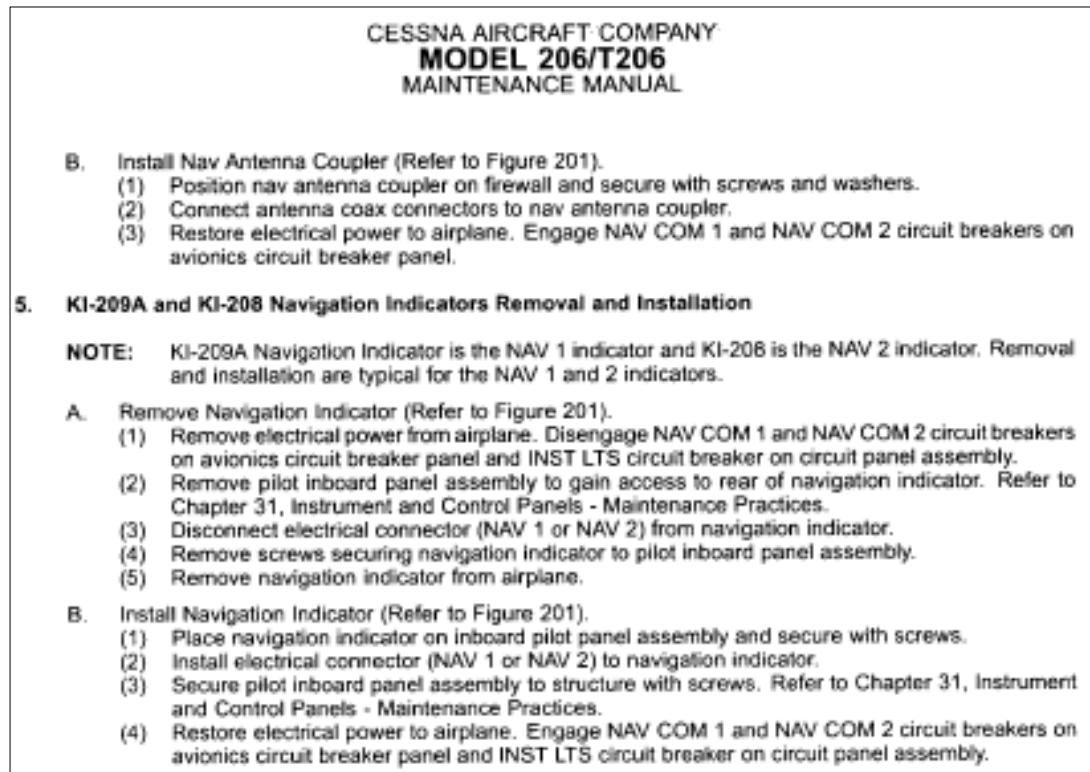
Durante la colocación del equipo en la cabina se instalaron los cables los mismos que permiten la eliminación de cualquier corriente parasita que se presente en la utilización del instrumento durante el vuelo.



**Figura 67 Instalación de la brújula dentro de la cabina de la aeronave.**

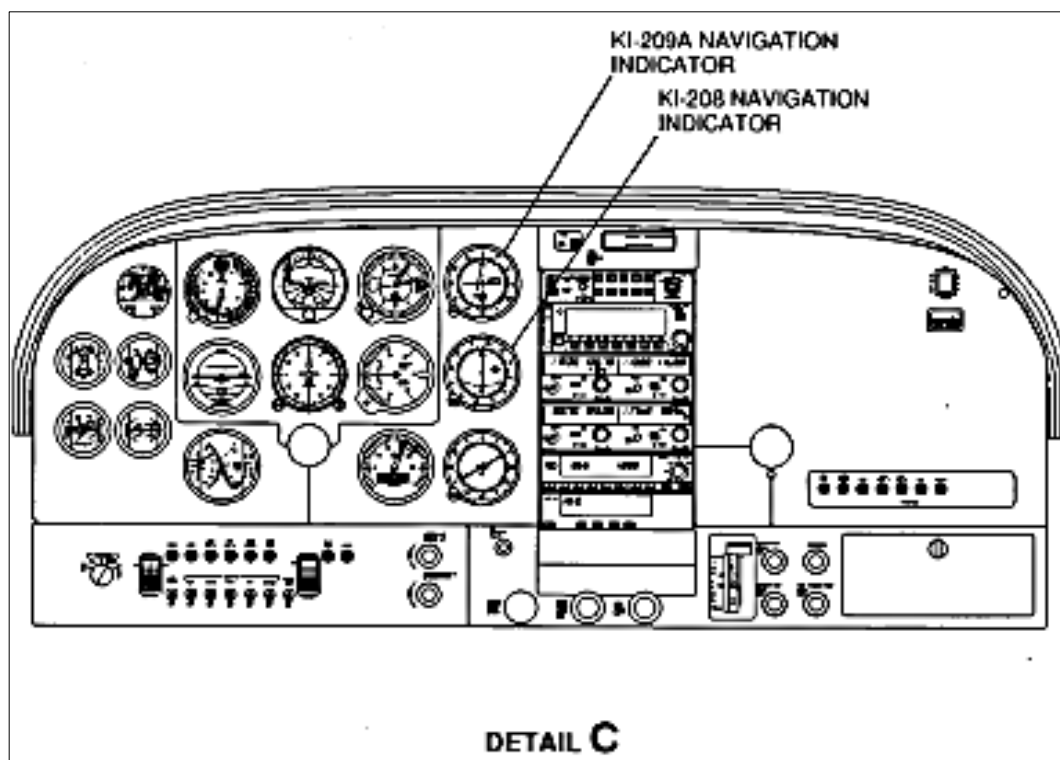
### 3.4.13 KI-209A

Con el cambio que se realizó en la parte instrumental de la aeronave el instrumento KI-209A se ubicó en una parte distinta a la mostrada en el SM, con esto se verifico los elementos que serán utilizados en la colocación del instrumento.



**Figura 68 Descripción de la instalación del instrumento.**

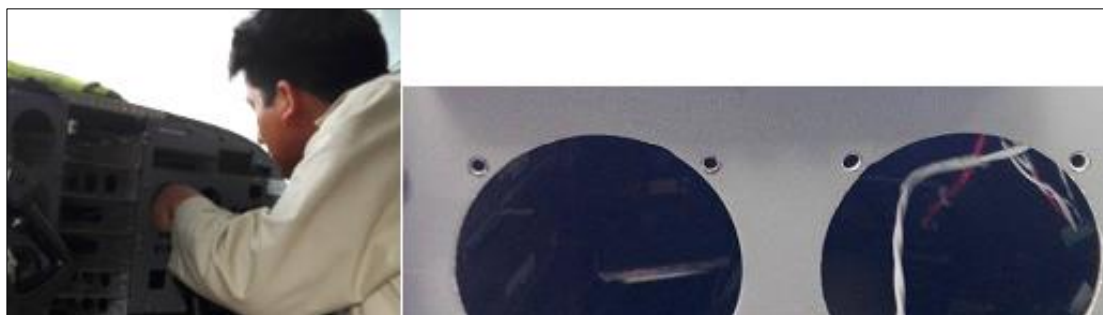
**Fuente: (CESSNA, 2010)**



**Figura 69 Representación gráfica del KI-209A**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Se identificó el conector del instrumento verificando su estado y si los pines coincidían a lo mostrado en WD, el KI-209A fue instalado junto al DIRECTIONAL GYRO para su facilitación durante su instalación por lo tanto el procedimiento de instalación cumple lo descrito por el fabricante sin afectar su aptitud.



**Figura 70 Reconocimiento de los conectores dentro de la cabina.**



**Figura 71 Análisis del estado del conector del KI-209A**



**Figura 72 Instalación del instrumento en el panel de la aeronave.**

#### **3.4.14 KI-208**

En el SM se verificó la ubicación del KI-208, y los elementos del instrumento que se van a utilizar para su instalación, de la misma manera muestra la mejor manera para realizar su ubicación dentro de la cabina.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
 MAINTENANCE MANUAL

- B. Install Nav Antenna Coupler (Refer to Figure 201).
- (1) Position nav antenna coupler on firewall and secure with screws and washers.
  - (2) Connect antenna coax connectors to nav antenna coupler.
  - (3) Restore electrical power to airplane. Engage NAV COM 1 and NAV COM 2 circuit breakers on avionics circuit breaker panel.

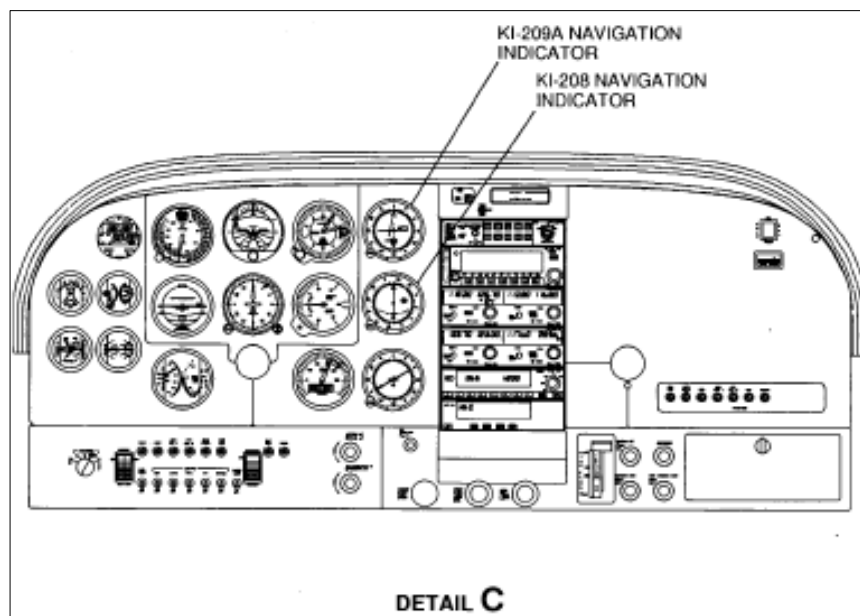
**5. KI-209A and KI-208 Navigation Indicators Removal and Installation**

**NOTE:** KI-209A Navigation Indicator is the NAV 1 indicator and KI-208 is the NAV 2 indicator. Removal and installation are typical for the NAV 1 and 2 indicators.

- A. Remove Navigation Indicator (Refer to Figure 201).
- (1) Remove electrical power from airplane. Disengage NAV COM 1 and NAV COM 2 circuit breakers on avionics circuit breaker panel and INST LTS circuit breaker on circuit panel assembly.
  - (2) Remove pilot inboard panel assembly to gain access to rear of navigation indicator. Refer to Chapter 31, Instrument and Control Panels - Maintenance Practices.
  - (3) Disconnect electrical connector (NAV 1 or NAV 2) from navigation indicator.
  - (4) Remove screws securing navigation indicator to pilot inboard panel assembly.
  - (5) Remove navigation indicator from airplane.
- B. Install Navigation Indicator (Refer to Figure 201).
- (1) Place navigation indicator on inboard pilot panel assembly and secure with screws.
  - (2) Install electrical connector (NAV 1 or NAV 2) to navigation indicator.
  - (3) Secure pilot inboard panel assembly to structure with screws. Refer to Chapter 31, Instrument and Control Panels - Maintenance Practices.
  - (4) Restore electrical power to airplane. Engage NAV COM 1 and NAV COM 2 circuit breakers on avionics circuit breaker panel and INST LTS circuit breaker on circuit panel assembly.

**Figura 73 Descripción de la instalación del KI-208**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**



**Figura 74 Representación gráfica del KI-208**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Se procedió a la identificación del conector del instrumento de tal manera permita ser ubicada sin que se produzca ninguna daño durante la instalación.



**Figura 75 Verificación del estado del conector del instrumento KI-208.**

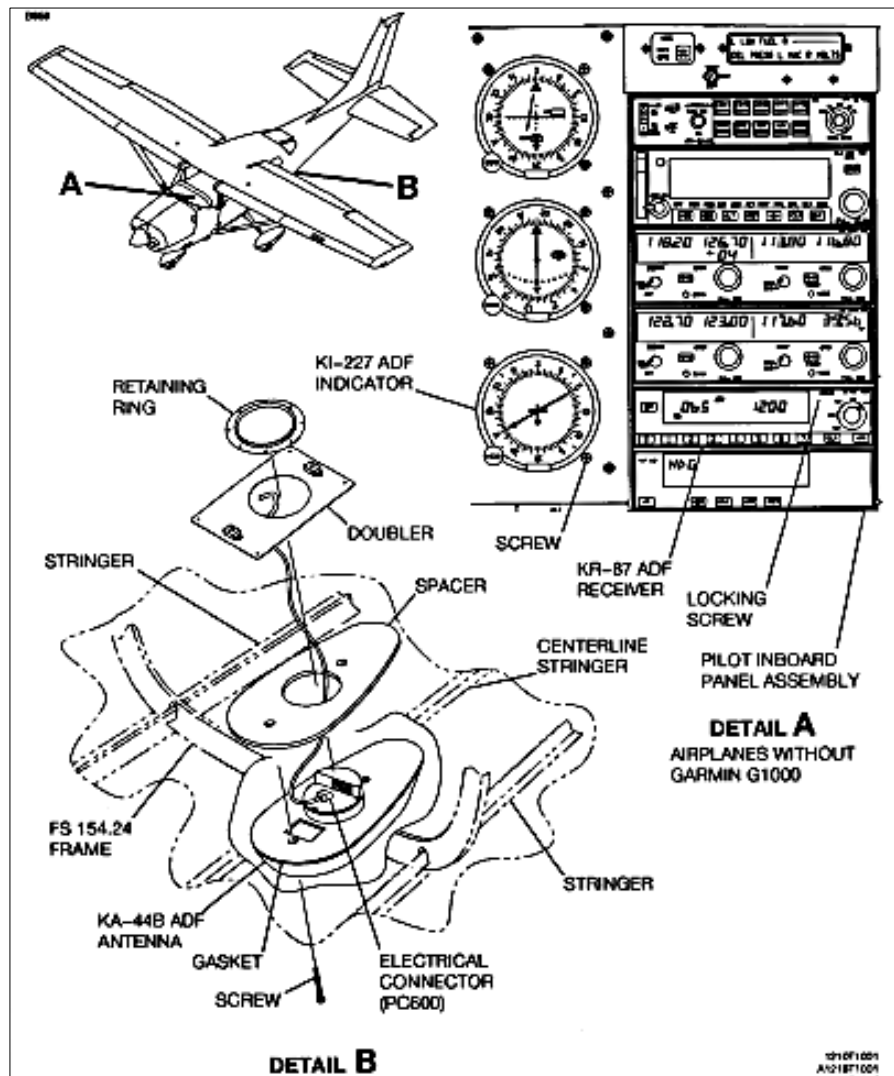


**Figura 76 Instalación del KI-208 en el panel de la aeronave.**



### 3.4.16 ADF

De la misma manera que los demás equipos se verifico en el SM los elementos que se van a utilizar y la manera más eficiente para su instalación. VER ANEXO X.



**Figura 77 Descripción de los elementos y detalle de su ubicación en la aeronave.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Se verifico el estado del conector y se analizó si cada uno de los pines cumplía su función según lo mostrado en el WD, para posteriormente realizar su respectiva instalación dentro de la cabina.



**Figura 78 Reconocimiento del conector e instalación del equipo ADF en el panel de la aeronave.**

Entre los detalles del SM se muestra la instalación de la antena y sus elementos a utilizarse y el lugar de ubicación en la estructura de la aeronave.

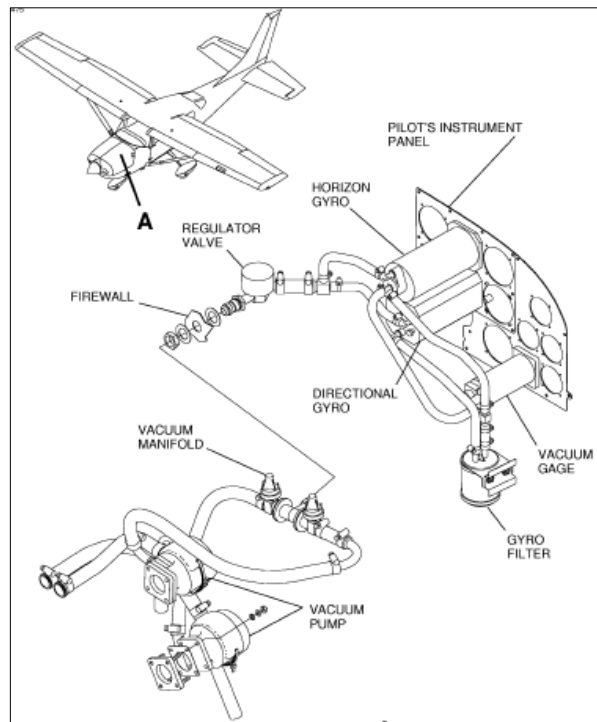


**Figura 79 Reconocimiento e instalación de la antena en la aeronave.**

### **3.4.18 VACUUM PUMP**

Para la instalación del VACUUM PUMP INSTRUMENT se revisó el SM de tal manera que muestre los elementos que se utilizaran y, los pasos que se deberán seguir. VER ANEXO Y

SM muestra la posición y los ductos de aire que van instalados en el instrumento de esta manera se obtendrá la visualización de la cantidad de aire que está ingresando a los demás instrumentos que están instalados en paralelo a este instrumento.



**Figura 80 Descripción de componentes y detalle de su ubicación en la aeronave.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

Se verifico el estado de las mangueras que se instalaran en el instrumento de tal manera que durante su funcionamiento en operación muestre la cantidad de presion de aire adecuada.

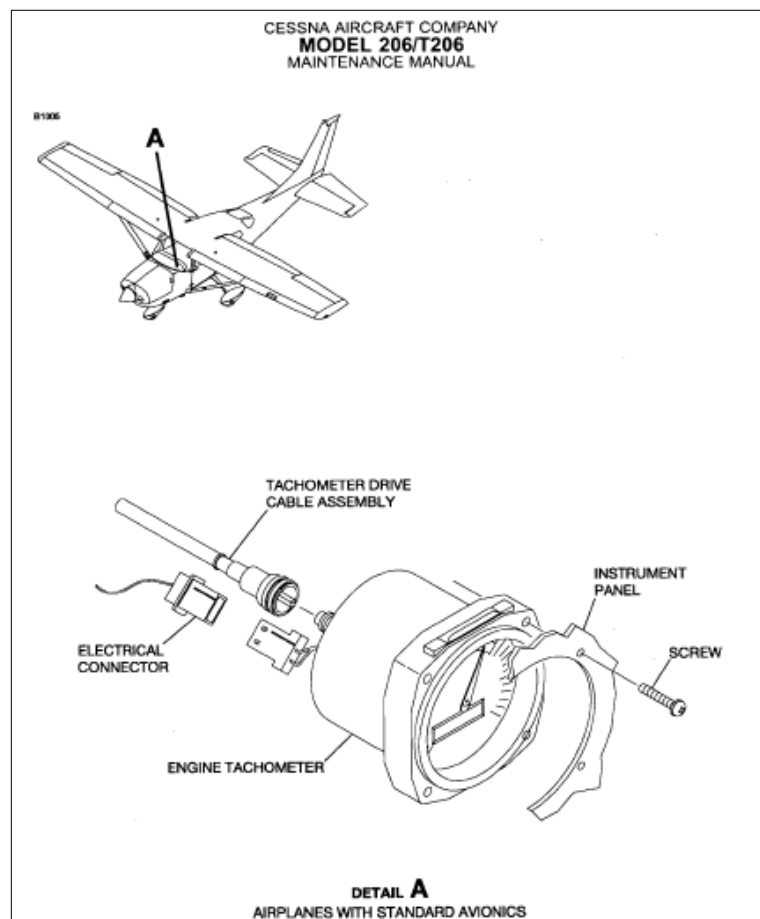


**Figura 81 Identificación del conector e instalación en el panel de la aeronave.**

### 3.4.19 TACOMETER

Para la instalación del instrumento se analizó los pasos a seguir que se muestran en el SM de esta manera se podrá colocar en el panel de la aeronave para no ocasionar ningún daño interno del TACOMETER. VER ANEXO Z

Con la revisión en el SM se muestra los elementos que se van a utilizar como el cable el cual permite al instrumento dar a conocer a los tripulantes la velocidad en RPM evitando una sobre revolución al motor, y su respectivo conector de iluminación el mismo que es mostrado en el WD de la aeronave.



**Figura 82 Descripción de elementos y detalle de su ubicación en la aeronave.**

**Fuente: (CESSNA, 2010)**

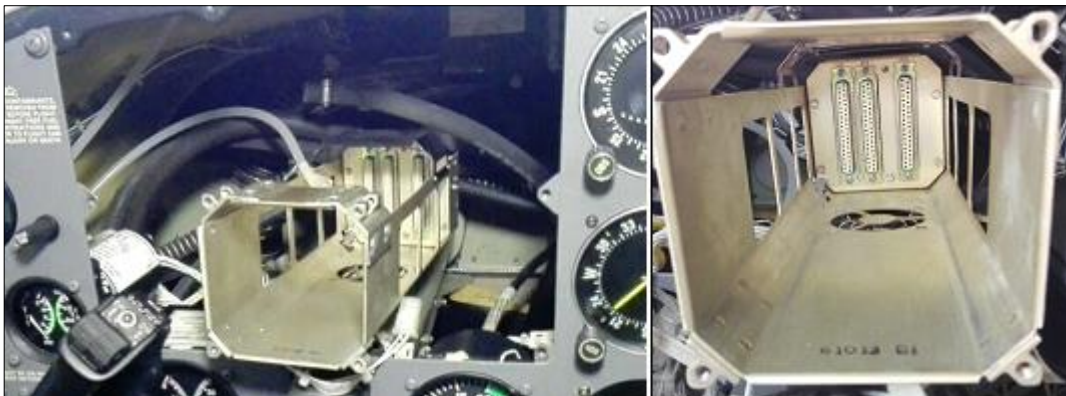
Con la identificación de todos los elementos se revisó el estado del conector de iluminación y el cable proveniente del motor.



**Figura 83 Reconocimiento del instrumento e instalación en el panel de la aeronave.**

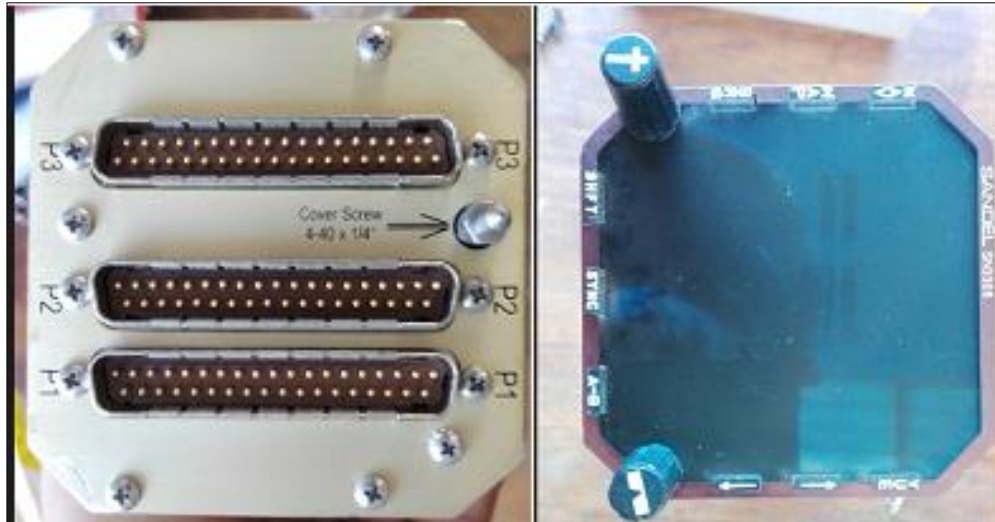
### 3.4.22 SANDEL

Para la instalación del SANDEL INSTRUMENT se analizó visualmente el estado del conector, el mismo que no cuente con ningún daño o se encuentre deteriorado para que muestre un correcto funcionamiento en operación.



**Figura 84 Verificación del estado del conector del SANDEL INSTRUMENT.**

Se analizó el estado del conector en el mismo que no se encuentre con oxido, y los pines se encuentre en un buen estado para su correcto funcionamiento.



**Figura 85 Verificación del conector y estado del SANDEL INSTRUMENT.**

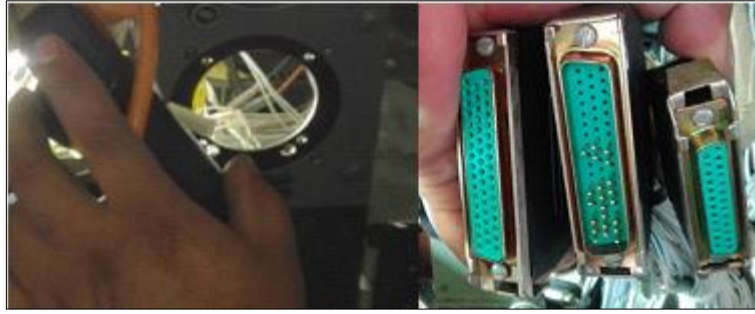
Se instaló el instrumento de acuerdo a la indicación y dirección de los conectores mostrados en la caja del SANDEL INSTRUMENT dentro de la cabina.



**Figura 86 Instalación del instrumento en el panel de la aeronave.**

### 3.4.23 JP INSTRUMENT

Se verificó el estado de los conectores que se encuentran inmersos para el JP INSTRUMENT en su instalación, y la posición en la cual será colocado en el panel de la aeronave



**Figura 87 Verificación del estado del conector y colocación del instrumento en el panel de la aeronave.**

Con el chequeo de los conectores se realizó la instalación del instrumento dentro de la cabina de tal forma durante la realización de la prueba se verifique los diferentes parámetros referentes del motor de la aeronave.



**Figura 88 Instalación del JP INSTRUMENT en el panel de la aeronave.**

### 3.4.24 MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING

Para la instalación del instrumento se verifico el estado del conector junto con el instrumento de esta manera se establecerá el mejor método para su posterior colocación dentro de la cabina de la aeronave.



**Figura 89 Identificación del Conector y la posición dentro de la cabina para MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING**



**Figura 90 Identificación del Instrumento MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING**

Con la ayuda del SM instalamos el instrumento conforme los pasos que son mostrados por el fabricante de esta manera evitar que se cause algún daño al instrumento externo e interno de igual manera evitando daños a los instrumentos que están junto a este MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING



<p><b>2. Manifold Pressure/Fuel Flow Gauge Removal/Installation</b></p> <p><b>NOTE:</b> The fuel flow gauge is found on the right half of the dual function Manifold Pressure/Fuel Flow gauge, found on the left side of the instrument panel.</p> <p><b>NOTE:</b> The fuel flow transducer used with the Garmin G1000 installation is the same as the fuel flow transducer used on all standard equipped airplanes.</p> <p><b>A. Remove the Fuel Flow Gauge.</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>(1) Make sure that all electrical power to airplane is off.</li> <li>(2) Remove the screws that attach the gage to the instrument panel.</li> <li>(3) Carefully remove the gage from the bottom side of the instrument panel and disconnect the electrical connector from gage.</li> </ol> <p><b>B. Install the Fuel Flow Gauge.</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>(1) Connect the electrical connector to the gage.</li> <li>(2) Install the gage in the instrument panel with screws.</li> <li>(3) Apply electrical power to the airplane and make sure that the gage is connected and operates correctly.</li> </ol>
---

**Figura 91 Descripción del SM para la instalación del MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING**



**Figura 92 Instalación del MANIFOLD INDICATOR/FUEL FLOW INDICATING en el panel dentro de la cabina de la aeronave.**

### **3.5 ANALISIS ECONOMICO.**

Para la Rehabilitación del sistema aviónico en la aeronave Cessna T206H con el número de serie T20608071 de la Compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A. ubicada en la ciudad de Shell-Mera, se tiene en detalle, los costos en consideración a las posibles soluciones en la rehabilitación, y se suman costos personales para lo cual se ha elaborado una tabla presupuestaria la misma que permite conocer estos valores:

### 3.5.1 COSTOS DIRECTOS:

Los gastos serán asumidos en su totalidad por la Empresa estos servirán para la rehabilitación de la aeronave:

**Tabla 5**

**Costos sumidos por los instrumentos.**

DESCRIPCION	CANTIDAD	VALOR UNITARIO	TOTAL
Cables.	50	0.20	10
Mantenimiento	22	120	2,640
Adquisición	1	1,200	1,200
<b>TOTAL\$</b>			<b>3,850</b>

### 3.5.2 COSTOS INDIRECTOS:

**Tabla 6**

**Costos personales.**

DESCRIPCION	VALOR
Alimentación	450
Vivienda/Transporte	390
Impresiones y otros	100
<b>TOTAL\$</b>	<b>940</b>

### 3.5.3 TOTAL DE COSTOS:

**Tabla 7**

**Costo total**

DESCRIPCION	VALOR
Costo Directo	3,850
Costo Indirecto	940
<b>TOTAL\$</b>	<b>4,790</b>

## CAPITULO IV

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 4.1 CONCLUSIONES.

- La información técnica adquirida de los manuales tal como el SERVICE MANUAL MODEL 206/T206H, WIRING DIAGRAM MODEL 206/T206H permitieron conocer la forma detallada del proceso de instalación de los instrumentos dentro de la aeronave, mientras que los SUPLEMENTARIO TYPE CERTIFICATE (STC) del SANDEL como del JP INSTRUMENT, permitieron la instalación de estos instrumentos en el panel de la cabina de la aeronave, sustentando con la experiencia y pro eficiencia de los mecánicos que se encontraban en la compañía.
- El proceso técnico para el montaje de los instrumentos en la cabina fue determinado por SM y el WD que posee la aeronave dando a conocer los diferentes características y posicionamiento que tenía cada instrumento, el SANDEL cuenta con un STC número SA00696LA y JP INSTRUMENT con un STC número SA2586NM que abalan las nuevas posiciones y configuración suplementaria del MAIN PANEL de la aeronave tomando en cuenta que estos fabricantes cuentan con la aprobación de la autoridad aeronáutica pertinente garantizando que no produzcan interferencia ni conflictos con los demás instrumentos instalados previamente en la aeronave.
- La Compañía Aero Sarayaku Tayjasaruta S.A. cuenta con las herramientas apropiadas para el montaje del sistema aviónico, de esta forma se podía tener un avance claro en la instalación de los instrumentos y equipos, con la ayuda de los mecánicos los mismos que proporcionaban información adicional con forme a la experiencia adquirida para la colocación en el panel, no obstante para el proceso de calibración de la ciertos instrumentos como el caso de la brújula se necesitó la ayuda de un técnico provisto de un instrumento (Brújula Maestra) que permitió conocer el porcentaje de desviación que este

mostraba y corregirlo, con la culminación de la rehabilitación la DGAC otorgó el certificado de aeronavegabilidad (ANEXO AA)

#### **4.2. RECOMENDACIONES.**

- Para la utilización de información adquirida de los diferentes manuales, se debe tener una interpretación adecuada de tal forma no tener inconvenientes como es la terminología y un correcto manejo de los manuales en el proceso de instalación.
- Para el proceso de montaje de los instrumentos se debe determinar un conocimiento previo para la interpretar técnicamente los manuales y como poder desenvolverse con cada uno de ellos, teniendo un mejor desenvolvimiento en el proceso de mantenimiento.
- La Unidad de Gestión de Tecnologías debería proveer durante el proceso de formación de equipos de calibración de instrumentos debido a que las calibraciones son mandatarias para ciertos tipos de instrumentos, de tal forma poder tener una idea de cómo se realizar estos trabajos y la utilización de bancos de pruebas en una compañía aeronáutica.

## GLOSARIO DE TÉRMINOS

### A

**Aerodino:** Toda aeronave que, principalmente, se sostiene en el aire en virtud de fuerzas aerodinámicas.

**Aeródromo:** Área definida de tierra o de agua (que incluye todas sus edificaciones, instalaciones y equipos) destinada total o parcialmente a la llegada, salida y movimiento en superficie de aeronaves. El término “aeródromo” en las disposiciones relativas a planes de vuelo y mensajes ATS incluirá también emplazamientos distintos a los definidos como aeródromos, pero que puedan ser utilizados por algunos tipos de aeronaves, como helicópteros o globos.

**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.

**Aeronave ligera:** Aeronave de masa certificada de despegue de 7.000 Kg o menos.

**Aeropuerto:** Se considera aeropuerto todo aeródromo en el que existan de modo permanente instalaciones y servicios con carácter público para asistir de modo regular al tráfico aéreo, permitir el aparcamiento y reparaciones del material aéreo y recibir o despachar pasajeros o carga.

**Avión (aeroplano):** Aerodino propulsado por motor, que debe su sustentación en vuelo principalmente a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanecen fijas en determinadas condiciones de vuelo.

### C

**Certificar la Aeronavegabilidad** Significa que una aeronave o parte de la misma se ajustan a los requisitos de Aeronavegabilidad vigentes, después de haberse efectuado una inspección, revisión general, reparación, modificación o instalación, otorgándole posteriormente el Certificado de Aeronavegabilidad.

**D**

**Dispositivo** Cualquier instrumento, mecanismo, equipo, parte, aparato, órgano auxiliar o accesorio que es usado o que se tratará de usar en la operación o control de una aeronave, instalado en, o fijado a la misma, y que no es parte de la estructura, motor o hélice.

**F**

**FAA:** Federal Aviation Administration, entidad gubernamental responsable de la regulación de todos los aspectos de la aviación civil en los Estados Unidos.

**H**

**Hangar:** Cobertizo grande, generalmente abierto, para guarecer aparatos de aviación o dirigibles.

**Habilitación:** Autorización inscrita en una licencia o asociada con ella, y de la cual forma parte, en la que se especifican condiciones especiales, atribuciones o restricciones referentes a dicha licencia.

**I**

**Instrumento** Componente que utiliza un mecanismo interno para mostrar visual o auditivamente la actitud, altura y operación de una aeronave o una parte de la misma. Esto incluye dispositivos electrónicos para controlar automáticamente.

**M**

**MM206:** (Manual de Mantenimiento del Cessna 206) Este documento contiene los pasos a seguir para realizar el mantenimiento correspondiente a todos los sistemas de la aeronave, en el cual se especifica un rutian a seguir después de haber cumplido ciertas horas de vuelo.

**P**

**Presurizar:** Mantener la presión atmosférica normal en un espacio, independientemente de la presión exterior.

**PSI:** La libra por pulgada cuadrada, más conocida como psi (del inglés Pounds per Square Inch) es una unidad de presión en el sistema anglosajón de unidades.

**R**

**Rehabilitación.** Acción de restablecer el cien por ciento la vida útil de un equipo.

## S

**SM:** (Manual de servicios) En este documento se encuentra los pasos a seguir durante una reparación estructural, los equipos necesarios para dicha operación.

**STC: Certificado Tipo Suplementario** Es el que modifica el Certificado Tipo (de Diseño). Se aplica cuando son afectados el diseño, la limitación de operación, los procedimientos y el peso y balance. Origina dos documentos: Suplemento Aprobado al Manual de Peso Básico Peso y Balance (Datos de Nueva Configuración)

## T

**TC: Certificado Tipo** Es el certificado básico de diseño para avión, motor y hélice que establece el Diseño Tipo, como son: Planos y especificaciones; Características de Diseño; Dimensiones; Materiales y Procesos, Resistencia Estructural, Criterio de Aeronavegabilidad; y Control de Calidad.

## ABREVIATURAS

**FAA:** Federación de administración de la aviación.

**OACI:** Organización de Aviación Civil Internacional.

**EPP:** Equipo de protección personal

**SM:** Manual de Servicios de una aeronave.

**MM206:** Manual de Mantenimiento Cessna 206

**OMA:** Organización de Mantenimiento Aprobado

**DGAC:** Dirección General de Aviación Civil

**STC:** Certificado Tipo Suplementario

**TC:** Certificado tipo

**GPS:** Sistema de Posicionamiento Global

**ADF:** Automatic Direction Finding (Búsqueda Automática de Dirección)

**TIT:** Turbine Inter Temperature (Temperatura Interna del Turbo)

**CHT:** Cylinder Head Temperature (Temperatura de la cabeza del cilindro)

**ELT:** Transmisor Localizador de Emergencia

**WD:** Wiring Diagram (Diagrama Eléctrico)

**EPP:** Equipo de Protección Personal



**BIBLIOGRAFÍA.**

CESSNA. (1 de Agosto de 2009). *WIRING DIAGRAM MANUAL T206H*. WICHITA: CESSNA AIRCRAFT COMPANY.

CESSNA. (2010). *MAINTENANCE MANUAL T206H*. WICHITA: CESSNA AIRCRAFT COMPANY.

TODOS AVIONES. (18 de Julio de 2002). *Todo aviones*. Obtenido de [http://www.todo-aviones.com.ar/usa/cessna206/ficha\\_cessna206.htm](http://www.todo-aviones.com.ar/usa/cessna206/ficha_cessna206.htm)

# ANEXOS

## **INDICE DE ANEXOS**

**ANEXO A** Certificado Tipo de la Aeronave Cessna T206H

**ANEXO B** Diagrama de conexión para el RELOJ.

**ANEXO C** Diagrama de conexión para el FUEL QUANTITY INSTRUMENT.

**ANEXO D** Diagrama de conexión para el OIL TEMPERATURA/PRESS TEMPERATURA INSTRUMENT.

**ANEXO E** Diagrama de conexión para el GLOBAL POSITIONING SYSTEM.

**ANEXO F** Diagrama de conexión para el TRANSPONDER EQUIPMENT.

**ANEXO G** Diagrama de conexión para el SYSTEM AUDIO AND NAEGATION.

**ANEXO H** Representación gráfica AIRSPEED INDICATOR, ALTIMETER INDICATOR y VERTICAL SPEED INDICATOR.

**ANEXO I** Representación gráfica del HORIZON GYRO y DIRECTIONAL GYRO.

**ANEXO J** Suplementario Type Certificate (STC) del J.P.INSTRUMENT.

**ANEXO K** Suplementario Type Certificate (STC) del SANDEL INSTRUMENT.

**ANEXO L** Diagrama de conexión para el KI-209A EQUIPMENT.

**ANEXO M** Diagrama del conector del KI-208 EQUIPMENT.

**ANEXO N** Información del Service Manual para la instalación del FUEL QUANTITY.

**ANEXO O** Información del Service Manual para la instalación del TIT/CHT.

**ANEXO P** Información del Service Manual para la instalación del ELT.

**ANEXO Q** Información del Service Manual para la instalación del GPS.

**ANEXO R** Información del Service Manual para la instalación del TRANSPONDER EQUIPMENT.

**ANEXO S** Información del Service Manual para la instalación del AUDIO PANEL.

**ANEXO T** Información del Service Manual para la instalación del NAV/COM.

**ANEXO U** Información del Service Manual para la instalación del AUTO PILOT.

**ANEXO V** Información del Service Manual para la instalación del AIRSPEED INDICATOR, ALTIMETER INDICATOR y VERTICAL AIRSPEED INDICATOR.

**ANEXO W** Información del Service Manual para la instalación del HORIZON GYRO, DIRECTION GYRO y TURN COORDINATOR.

**ANEXO X** Información del Service Manual para la instalación del ADF.

**ANEXO Y** Información del Service Manual para la instalación del VACCUM PUMP.

**ANEXO Z** Información del Service Manual para la instalación del TACOMETER.

**ANEXO AA** Certificado de Finalización del trabajo de Titulación y Certificado de Aeronavegabilidad de la aeronave Cessna T206H con matrícula HC-CPS.



**XII. Model 206H** (cont'd)**Data Pertinent to Model 206H:** (cont'd)

- NOTE 4. Model 206H airplanes, serial numbers 20608060 through 20608091 may differ structurally and are, therefore, not eligible for any weight increases above the approved maximum takeoff weight limit of 3,600 pounds unless compliance with Cessna Document SSP00-57-01 (latest revision) has been accomplished and documented with an appropriate logbook entry. Any exceptions must first be coordinated with the Wichita Aircraft Certification Office.
- NOTE 5. Special Ferry Flight Authorization. Flight Standards District Offices are authorized to issue Special overweight ferry flight authorizations. This airplane is structurally satisfactory for ferry flight if maintained within the following limits: (1) Takeoff weight must not exceed 130% of the maximum weight for Normal Category, and (2) The Never Exceed Airspeed ( $V_{NE}$ ) and Maximum Structural Cruising Speed ( $V_C$ ) must be reduced by 30%; and (3) Forward and aft center of gravity limits may not be exceeded; and (4) Structural load factors of 2.5 g. to -1.0 g. may not be exceeded. Requirements for any additional oil should be established in accordance with Advisory Circular AC23.1011-1. Increased stall speeds and reduced climb performance should be expected for the increased weights. Flight characteristics and performance at the increased weights have not been evaluated. Flight Permit for operations of overweight aircraft may be found in Advisory Circular AC21-4B.
- NOTE 6. The following serials are manufactured under the name Cessna Aircraft Company: 20608001 thru 20608353.
- NOTE 7. Company name change effective 7/29/15. The following serials are manufactured under the name Textron Aviation Inc.: 20608354 and On.

**XIII. Model T206H, 6 PCLM (Normal Category), Approved October 1, 1998**

Engine	Lycoming TIO-540-AJ1A, Rated 310 Horsepower		
Fuel	100/100LL minimum grade aviation gasoline		
Engine Limits	For all operations, 2500 RPM		
Propeller	McCauley Constant Speed		
	(a)	McCauley Model: B3D36C432/80VSA-1 Diameter: not over 79 in., not under 77.5 in. Pitch settings at 30 in. sta.: Low 16.9°, High 33.8°	
	(b)	Cessna Spinner: 2150151	
	(c)	McCauley Governor DC290D1/T25	
Airspeed Limits	Maneuvering	125 Knots IAS	(123 Knots CAS)
	Max. Structural Cruising	149 Knots IAS	(147 Knots CAS)
	Never Exceed	182 Knots IAS	(179 Knots CAS)
	Flaps Extended	100 Knots IAS	(100 Knots CAS)
CG Range	Normal Category:		
	(1) Aft Limits: 49.7 inches aft of datum at 3600 lbs. or less. (2) Forward Limits: Linear variation from 42.5 inches aft of datum at 3600 pounds to 33.0 inches aft of datum at 2500 lbs.; 33.0 inches aft of datum at 2500 lbs. or less.		
Empty Wt. C.G. Range	None		
Reference Datum	Front Face of Firewall (Fuselage Station 0.0)		
MAC	58.8 inches; Leading edge of MAC 25.90 inches aft of datum		
Leveling Means	Left side of Tailcone at 151.85 inches and 180.25 inches aft of datum		

**XIII. Model T206H** (cont'd)

Maximum Weights (See NOTE 4)	Maximum Ramp: 3617 lbs. Maximum Takeoff: 3600 lbs. Maximum Landing: 3600 lbs.
No. of Seats	6 (2 at 34.0 to 48.0 inches aft of datum; 2 at 69.0 to 79.0 inches aft of datum; 2 at 98.0 inches aft of datum)
Maximum Baggage	180 lbs. (at 109.0 to 145.0 inches aft of datum)
Fuel Capacity	(Units T20608001 thru T20608361) 92 gal. total; 88 gal. usable  (Units T20608362 and on) 92 gal. total; 87 gal. usable  (Two 46 gal. integral tanks in wings at 46.5 inches aft of datum) See NOTE 1 for data on unusable fuel.
Oil Capacity	11.0 qts. at 12.8 inches forward of datum; 6 qts. usable
Control Surface Movements	Wing Flaps: Down 40° +1°, -2° Elevator Tab: Up 25° +1°, -0° Down 5° +1°, -0° Ailerons: Up 21° ± 2° Down 14°30' ± 2° Elevator: Up 21° ± 1° Down 17° ± 1° (Relative to stabilizer) Rudder: Right: 24° ± 1° Left: 24° ± 1° (Parallel to 0.00 W.L.) Right: 27°13' ± 1° Left: 27°13' ± 1° (Perpendicular to hinge line)
Serial Nos. Eligible	T20608001 and On

**Data Pertinent to Model T206H:****Certification Basis** (Model T206H)

Part 23 of the Federal Aviation Regulations effective February 1, 1965, as amended by 23-1 through 23-6, except as follows:

FAR 23.423; 23.611; 23.619; 23.623; 23.689; 23.775; 23.871; 23.1323; and 23.1563 as amended by Amendment 23-7. FAR 23.807 and 23.1524 as amended by Amendment 23-10. FAR 23.507; 23.771; 23.853(a),(b) and (c); and 23.1365 as amended by Amendment 23-14. FAR 23.951 as amended by Amendment 23-15. FAR 23.607; 23.675; 23.685; 23.733; 23.787; 23.1309 and 23.1322 as amended by Amendment 23-17. FAR 23.1301 as amended by Amendment 23-20.

FAR 23.1353; and 23.1559 as amended by Amendment 23-21. FAR 23.603; 23.605; 23.613; 23.1329 and 23.1545 as amended by Amendment 23-23. FAR 23.441 and 23.1549 as amended by Amendment 23-28. FAR 23.779 and 23.781 as amended by Amendment 23-33. FAR 23.1; 23.51 and 23.561 as amended by Amendment 23-34. FAR 23.301; 23.331; 23.351; 23.427; 23.677; 23.701; 23.735; and 23.831 as amended by Amendment 23-42. FAR 23.961; 23.1093; 23.1107(b); 23.1143(g); 23.1147(b); 23.1303; 23.1357; 23.1361 and 23.1385 as amended by Amendment 23-43. FAR 23.562(a), 23.562(b)2, 23.562(c)1, 23.562(c)2, 23.562(c)3, and 23.562(c)4 as amended by Amendment 23-44. FAR 23.33; 23.53; 23.305; 23.321; 23.485; 23.621; 23.655 and 23.731 as amended by Amendment 23-45.

FAR 36 dated December 1, 1969, as amended by Amendments 36-1 through 36-21.

**Data Pertinent to Model T206H:****Certification Basis (Model T206H) (cont'd)****Additions for the Garmin G1000 Integrated Cockpit System (ICS) Only:**

14 CFR 23.303; 23.307; 23.601; 23.1163(a)(1)(2); 23.1367 and 23.1381 as amended by Amendment 23-N/C. 14 CFR 23.1589 as amended by Amendment 23.13. 14 CFR 23.771(a) as amended by Amendment 23.14. 14 CFR 23.607 and (Electrical System) 23.1309(a)(1)(2), (c) as amended by Amendment 23-17. 14 CFR 23.1301; 23.1327 and 23.1547(e) as amended by Amendment 23-20. 14 CFR 23.1501 and 23.1541(a)(1), (a)(2), (b)(1), (b)(2) as amended by Amendment 23-21. 14 CFR 23.603 and 23.605 as amended by Amendment 23-23. 14 CFR 23.1529 as amended by Amendment 23-26. 14 CFR 23.561(e); 23.1523; 23.1581(a)(2); 23.1583(a)(1), (a)(2), (b)(h) and 23.1585(a)(b)(d) as amended by Amendment 23-34. 14 CFR 23.301 as amended by Amendment 23-42. 14 CFR 23.1322; 23.1331 and 23.1357(a)(b)(c)(d) as amended by Amendment 23-43. 14 CFR 23.305; 23.773(a)(1), (a)(2); 23.1525 and 23.1549 as amended by Amendment 23-45. 14 CFR 23.1303(a)(b)(c)(f); 23.1309(a)(1)(i), (a)(1)(ii), (a)(2), (b)(1), (b)(2)(i), (b)(2)(ii), (b)(3), (b)(4)(i), (b)(4)(ii), (b)(4)(iii), (b)(4)(iv), (c)(1), (c)(2)(iii), (c)(3), (d), (e), (f)(1); 23.1311; 23.1321(a)(c)(d)(e); 23.1323(a), (b)(1), (b)(2), (c); 23.1329(g)(h); 23.1351(a)(1), (a)(2)(i), (b)(1)(iii), (b)(2)(3), (c)(4), (d)(1); 23.1353(a)(b)(c)(d)(e); 23.1359(c); 23.1361; 23.1365(a)(b)(d)(e)(f) and 23.1431 (a)(b)(d)(e) as amended by Amendment 23-49. 14 CFR 23.1325(a), (b)(1), (b)(2)(i), (b)(3), (c)(d)(e); 23.1543(b)(c); 23.1545(a), (b)(1), (b)(2), (b)(3), (b)(4); 23.1553; 23.1555(a)(b); 23.1563(a) and 23.1567(a) as amended by Amendment 23.50. 14 CFR 23.777(a)(b); 23.955(a)(2); 23.1337(a)(1), (a)(2), (b)(1), (c) as amended by Amendment 23.51. 14 CFR 23.1305(a)(1), (a)(2), (a)(3), (b)(2), (b)(3)(i), (b)(4)(i), (b)(5), (b)(6)(i) as amended by Amendment 23-52. 14 CFR 23.901 (a)(b) as amended by Amendment 23-53.

**Additions for the Garmin GFC-700 Automatic Flight Control System (AFCS) Only:**

14 CFR 23.1335 as amended by Amendment 23-20, 14 CFR 23.1329 (a)(c)(d)(e)(f) as amended by Amendment 23-49.

**Equivalent Safety Items:**

(1) Throttle Control	FAR § 23.1143(g)	Number 97-4, FAA letter October 1, 1998
(2) Mixture Control	FAR § 23.1147(b)	Number 97-4, FAA letter October 1, 1998
(3) Fuel Tank Sump	FAR § 23.971	Number ACE-02-03, FAA letter January 3, 2002 (Units T20608362 and on)
(4) Anticollision Lights	FAR § 23.1401(d)	Number ACE-02-02, FAA letter January 3, 2002 (Units T20608362 and on)
(5) Aviation White Color Reqmt	14CFR § 23.1397(c)	Refer to ACE-07-12, FAA letter November 29, 2007

Date of Application for Amended Type Certificate was October 30, 1996.

Type Certificate No. A4CE was amended October 1, 1998.

**Special Conditions as follows:**

No. 23-150-SC, (Special Conditions: Cessna Aircraft Company; Cessna Model T206H Airplane; Installation of Electronic Flight Instrument System and the Protection of the System From High Intensity Radiated Fields (HIRF))

**Production Basis (Model T206H)**

Production Certificate No. PC-4 issued November 25, 1998. Applies to airplane serial numbers T20608001 and on. Cessna is authorized to issue airworthiness certificates under the delegation provisions of Delegation Option Authorization No. CE-1 in accordance with Part 21 of the Federal Aviation Regulations.

**Equipment**

The basic required equipment as prescribed in the applicable airworthiness regulations (see Certification Basis) must be installed in the airplane for certification.

**Data Pertinent to Model T206H (cont'd)**

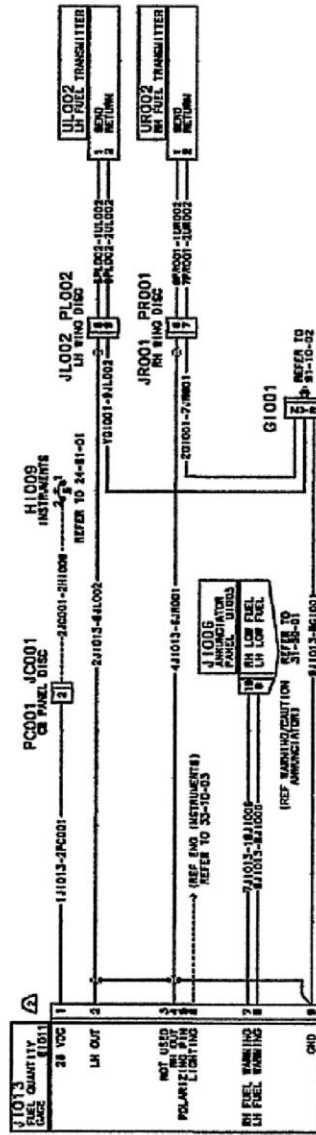


- NOTE 1. **Weight and Balance:**  
Serial Nos. T20608001 thru T20608361: (Model T206H)  
The certificated basic empty weight and corresponding center of gravity location must include unusable fuel of 24 lbs. at 48 inches aft of datum, and full oil of 20.6 lb. at 12.8 inches forward of datum.
- Serial Nos. T20608362 and on; (Model T206H)  
The certificated basis empty weight and corresponding center of gravity location must include unusable fuel of 30lbs. at 48 inches aft of datum, and full oil of 20.6 lb. at 12.8 inches forward of datum.
- NOTE 2. FAA Approved Airplane Flight Manual (AFM), or Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual (POH/AFM): Part number T206HPHUS00 or later FAA approved revisions are applicable to the Model T206H. The Airplane must be operated according to the appropriate AFM or POH/AFM. Required placards are included in the AFM or POH/AFM.
- FAA Approved Airplane Flight Manual (AFM): Part Number T206HPHAUS-00 (or later FAA approved revisions) are applicable to the Model T206H equipped with Garmin G1000 Integrated Cockpit System. The airplane must be operated according to the appropriate AFM. Required placards are included in the AFM.
- FAA Approved Airplane Flight Manual (AFM): Part Number T206HPHBUS-00 (or later FAA approved revisions) are applicable to the Model T206H equipped with Garmin G1000 Integrated Cockpit System and Garmin GFC-700 AFCS. The airplane must be operated according to the appropriate AFM. Required placards are included in the AFM.
- NOTE 3. The CHT probe must be installed on Head #5.
- NOTE 4. Model T206H airplanes, serial numbers T20608101 through T20608158 may differ structurally and are, therefore, not eligible for any weight increases above the approved maximum takeoff weight limit of 3,600 pounds unless compliance with Cessna Document SSP00-57-01 (latest revision) has been accomplished and documented with an appropriate logbook entry. Any exceptions must first be coordinated with the Wichita Aircraft Certification Office.
- NOTE 5. Special Ferry Flight Authorization. Flight Standards District Offices are authorized to issue Special overweight ferry flight authorizations. This airplane is structurally satisfactory for ferry flight if maintained within the following limits: (1) Takeoff weight must not exceed 130% of the maximum weight for Normal Category, and (2) The Never Exceed Airspeed ( $V_{NE}$ ) and Maximum Structural Cruising Speed ( $V_C$ ) must be reduced by 30%; and (3) Forward and aft center of gravity limits may not be exceeded; and (4) Structural load factors of 2.5 g. to -1.0 g. may not be exceeded. Requirements for any additional oil should be established in accordance with Advisory Circular AC23.1011-1. Increased stall speeds and reduced climb performance should be expected for the increased weights. Flight characteristics and performance at the increased weights have not been evaluated. Flight Permit for operations of overweight aircraft may be found in Advisory Circular AC21-4B.
- NOTE 6. The following serials are manufactured under the name Cessna Aircraft Company: T20608001 thru T20609184.
- NOTE 7. Company name change effective 7/29/15. The following serials are manufactured under the name Textron Aviation Inc.: T20609185 and On.

.....END.....



**NOTES:**  
 1. ALL WIRE GAUGES, UNLESS OTHERWISE NOTED.  
 2. INSTALL POLARIZING PIN INTO PIN 2 OF J1013.



1270543B1

FUEL QUANTITY  
 Figure 01 (Sheet 1)

ANEXO C

Diagrama de conexión para el FUEL QUANTITY INSTRUMENT

Figure 01  
 Page 0  
 Apr 5/2004

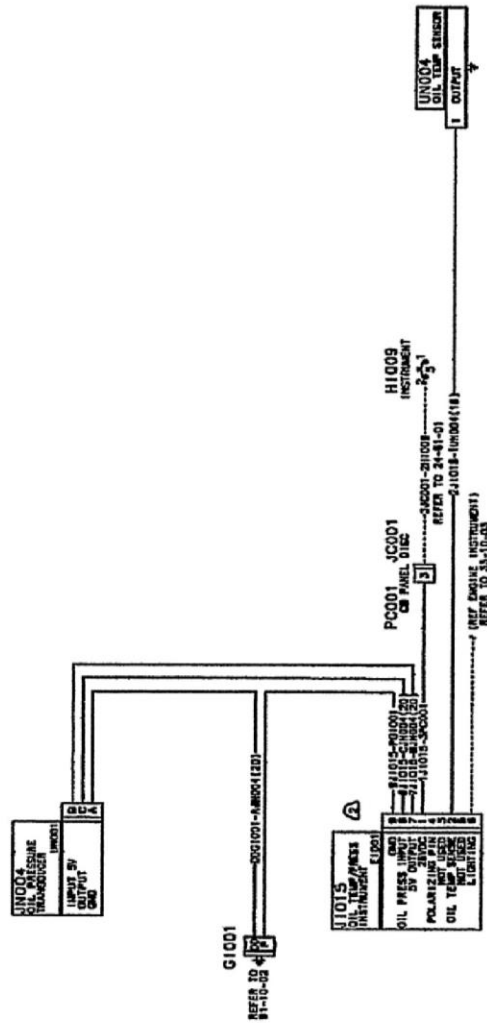
28-40-01

© CESSNA AIRCRAFT COMPANY

ANEXO D

Diagrama de conexión para el OIL TEMPERATURA / PRESS TEMPERATURA INSTRUMENT.

NOTES:  
 1. ALL WIRE BANG, UNLESS OTHERWISE NOTED.  
 2. INSTALL POLARIZING PIN INTO PIN 4 OF J1018.



1270544\_1

Figure 01  
 Page 0  
 Apr 6/2004

79-30-01

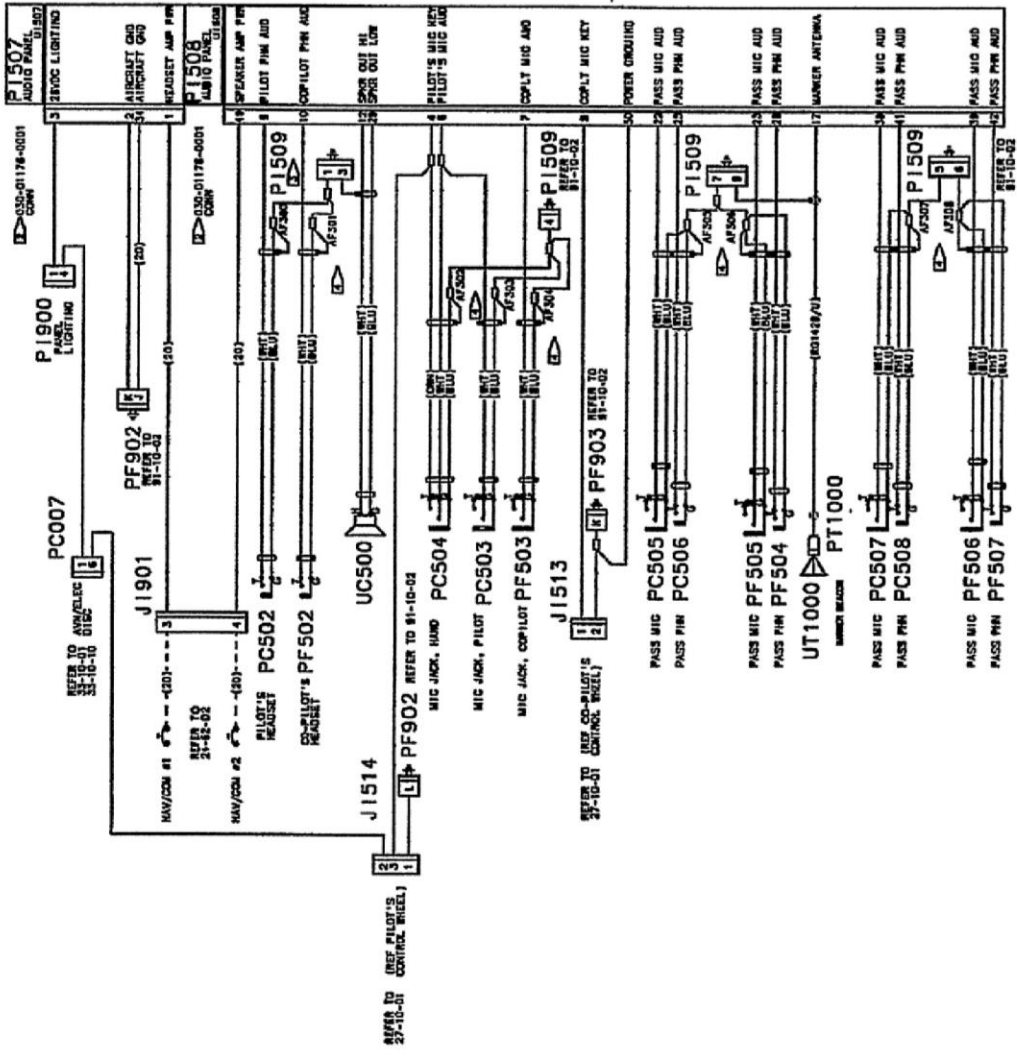
© CESSNA AIRCRAFT COMPANY

OIL TEMPERATURE/OIL PRESSURE INDICATING  
 Figure 01 (Sheet 1)





**NOTES:**  
 ALL WIRE 22 GAUGE UNLESS OTHERWISE NOTED.  
 ALL WIRE MUST BE INSULATED WITH 100% COTTON-GLASS FIBER CONDUCTOR TUBING OR 100% COTTON-GLASS FIBER CONDUCTOR TUBING.  
 LOCATE SPLICES ABOVE THRU AF308 NEAR CONNECTOR P1509.



3921118A1

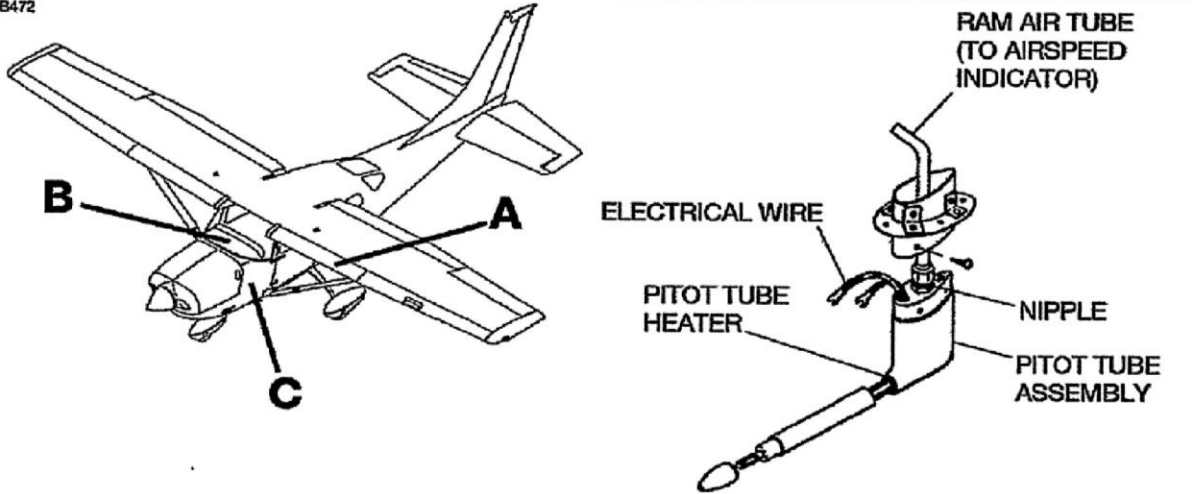
AUDIO SYSTEM - NAV I OPTION  
 Figure 03 (Sheet 1)

# ANEXO H

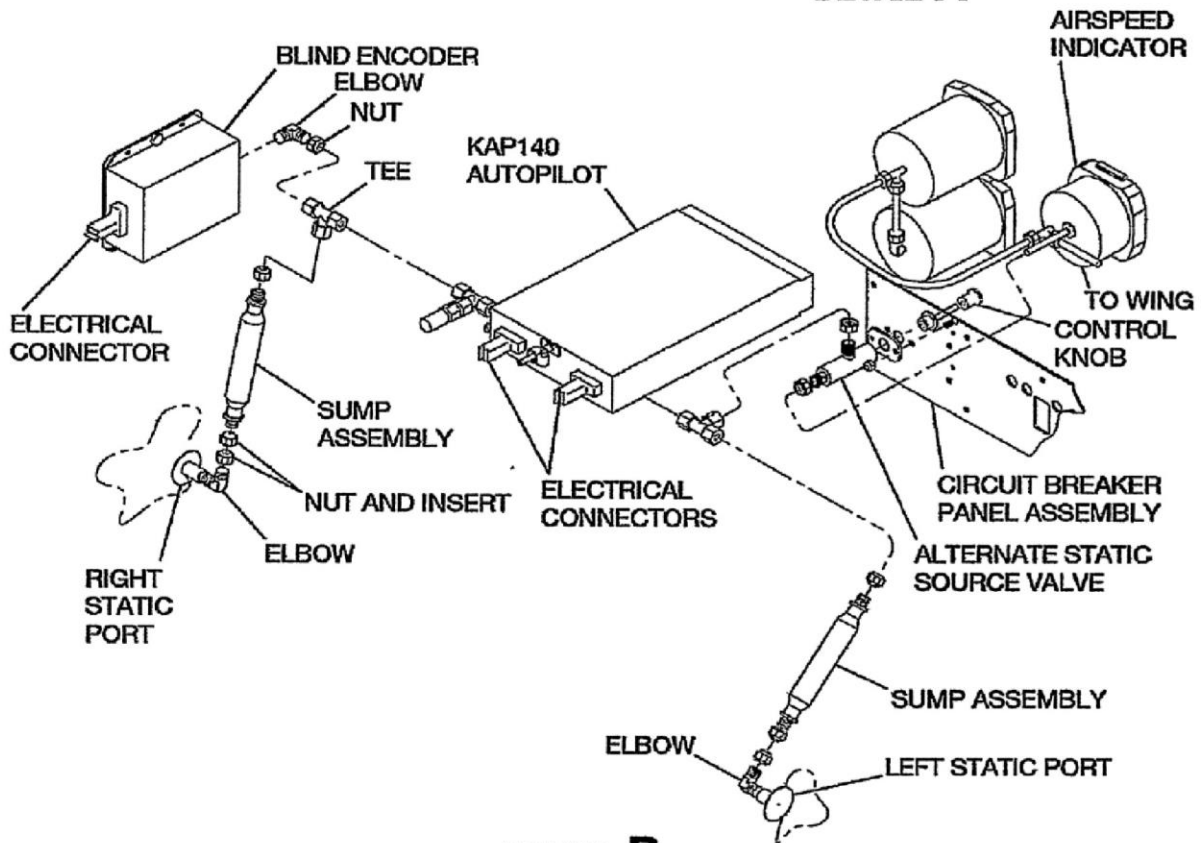
## Representación gráfica AIRSPEED INDICATOR, ALTIMETER INDICATOR y VERTICAL SPEED INDICATOR

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
 MAINTENANCE MANUAL

B472



### DETAIL A



### DETAIL B

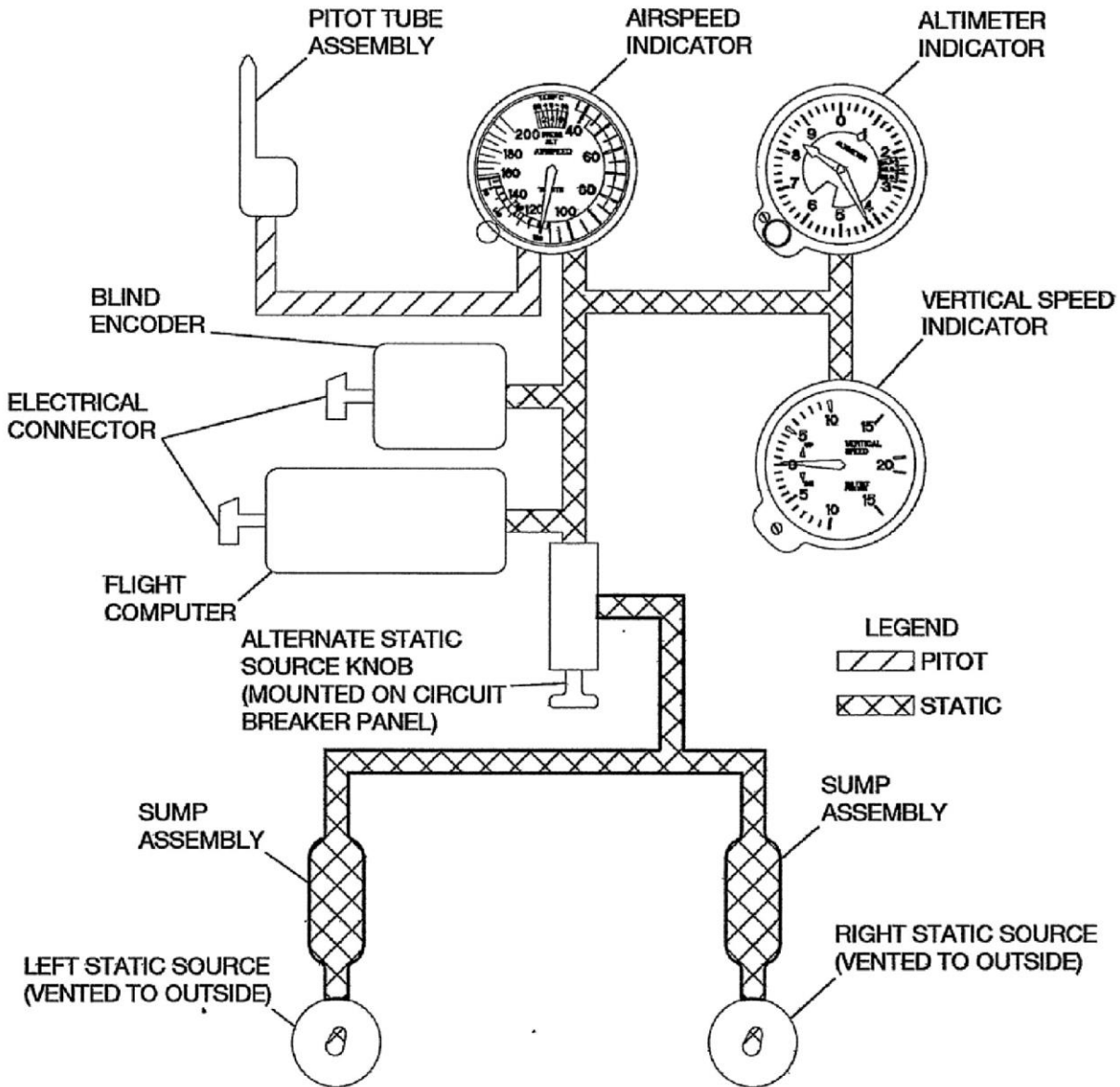
AIRPLANES WITHOUT GARMIN G1000  
 Pitot and Static Systems Installation  
 Figure 202 (Sheet 1)

1210T1001  
 A0518T1046  
 B1218T1018



CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
 MAINTENANCE MANUAL

B471



AIRPLANES WITHOUT GARMIN G1000

1296T1001

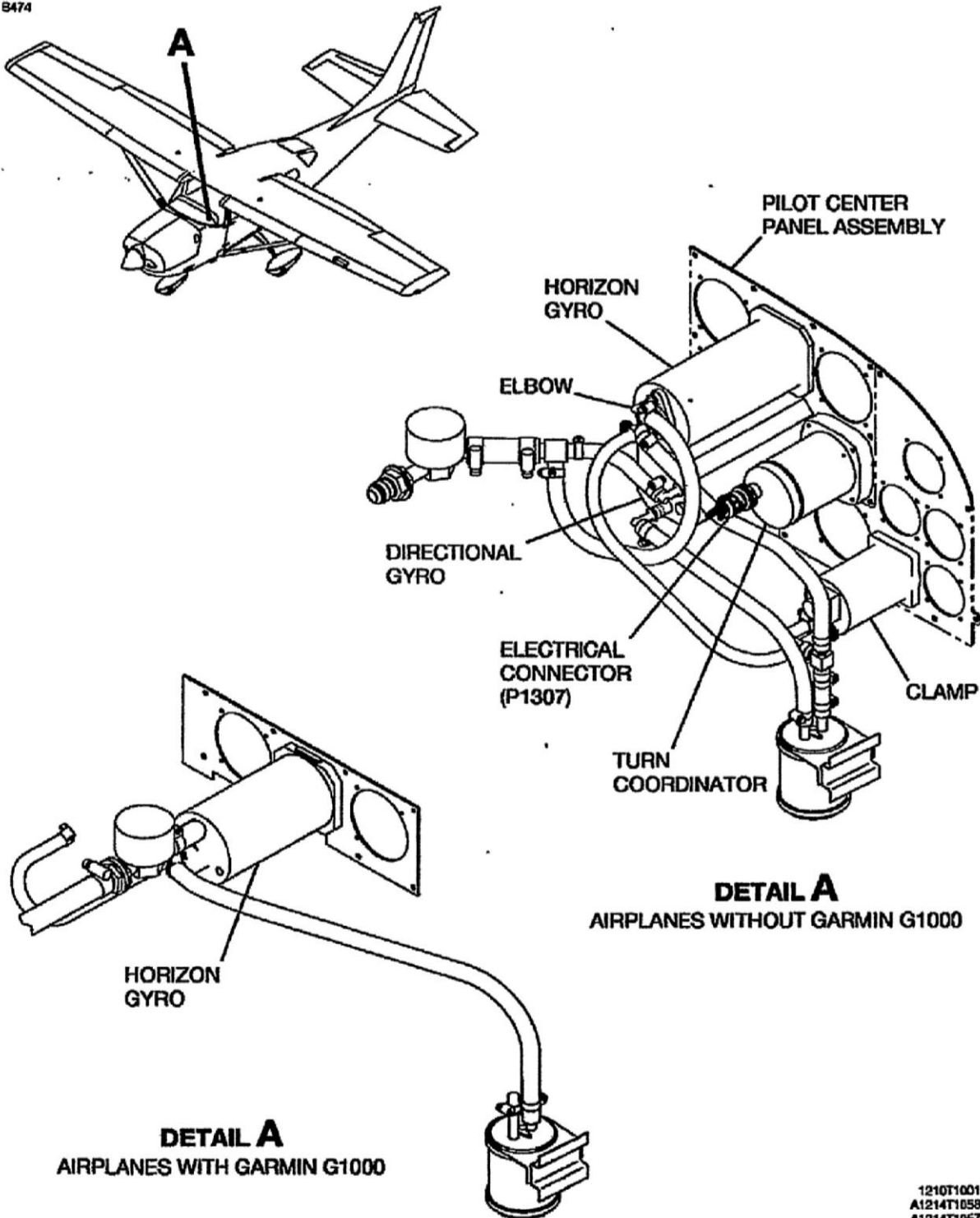
Pitot and Static System Flow Diagram  
 Figure 201 (Sheet 1)

# ANEXO I

## Representación gráfica del HORIZON GYRO y DIRECTIONAL GYRO

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

B474



Attitude and Direction Instrument Installation  
Figure 201 (Sheet 1)

1210T1001  
A1214T1058  
A1214T1057

ANEXO J

Supplemental Type Certificate (STC) del J.P. INSTRUMENT

United States Of America  
Department of Transportation - Federal Aviation Administration

Supplemental Type Certificate

Number SA2586NM

This Certificate issued to J. P. INSTRUMENTS  
9621 Bay Meadow Drive  
Huntington Beach, CA 92646

certifies that the change in the type design for the following product with the limitations and conditions therein as specified herein meets the airworthiness requirements of Part 3 of the Civil Aviation Regulations, including respective Amendments as specified in the attached Approved Model List.

- Original Product Type Certificate Number: \* See attached FAA Approved J.P. Instruments
- Make: \* Master Eligibility List No. SA2586NM for list
- Model: \* of approved aircraft models and applicable TCDS

Description of Type Design Change:

Installation of J. P. Instruments temperature monitoring systems in accordance with FAA Approved J. P. Instruments Drawing List Report No. 100, Revision D, dated December 19, 1996, or later FAA approved revisions. FAA Approved Airplane/Rotorcraft Flight Manual Supplement No. 1 for EGT-701 temperature indicator, Revision A, dated December 13, 1996, or later FAA approved revisions.

Limitations and Conditions: The approval of the change in type design applies to the basic airplane of the specific models that are otherwise unmodified. This approval should not be extended to other specific airplanes of these models on which other previously approved modifications are incorporated, unless it is determined that the interrelationship between this installation and any previously approved configuration will not introduce any adverse effect upon the airworthiness of that airplane. If the holder agrees to permit another person to use this certificate to alter the product, the holder shall give the other person written evidence of that permission. (See continuation sheet)

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

Date of application: December 31, 1984

Date of issuance: August 14, 1985

Date reissued:

Date renewed: July 13, 1987, November 13, 1992, December 19, 1996, May 15, 1998, June 17, 1999

By direction of the Administrator



*[Signature]*  
(Signature)  
Manager, Propulsion Branch  
Los Angeles Aircraft Certification Office

(Title)

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



U.S. Department of  
Transportation  
Federal Aviation  
Administration

## MAJOR REPAIR AND ALTERATION (Airframe, Powerplant, Propeller, or Appliance)

Form Approved  
OMB No. 2120-0020

For FAA Use Only

Office Identification

**INSTRUCTIONS:** Print or type all entries. See FAR 43.9, FAR 43 Appendix B, and AC 43.9-1 (or subsequent revision thereof) for instructions and disposition of this form. This report is required by law (49 U.S.C. 1421). Failure to report can result in a civil penalty not to exceed \$1,000 for each such violation (Section 901 Federal Aviation Act 1958)

1. Aircraft	Make <b>CESSNA</b>	Model <b>T206H</b>
	Serial No. <b>T20608071</b>	Nationality and Registration Mark <b>USA N7277P</b>
2. Owner	Name (As shown on registration certificate) <b>ALAMOS AIR LLC.</b>	Address (As shown on registration certificate) <b>JIM AND NANCY SWICKARD 3795 E CALLE CAYO TUCSON AZ 85718</b>

### 3. For FAA Use Only

### 4. Unit Identification

### 5. Type

Unit	Make	Model	Serial No.	Repair	Alteration
AIRFRAME	(As described in item 1 above)				X
POWERPLANT					
PROPELLER					
APPLIANCE	Type				
	Manufacturer				

### 6. Conformity Statement

A. Agency's Name and Address <b>VELOCITY AIR INC 6971 S. APRON DR TUCSON AZ 85705</b>	B. Kind of Agency <input type="checkbox"/> U.S. Certificated Mechanic <input type="checkbox"/> Foreign Certificated Mechanic <input checked="" type="checkbox"/> Certificated Repair Station <input type="checkbox"/> Manufacturer	C. Certificate No. <b>V6YR834K</b>
--	--	---------------------------------------

D. I certify that the repair and/or alteration made to the unit(s) identified in Item 4 above and described on the reverse or attachments hereto have been made in accordance with the requirements of Part 43 of the U.S. Federal Aviation Regulations and that the information furnished herein is true and correct to the best of my knowledge.

Date <b>12/22/2005</b>	Signature of Authorized Individual <b>WILLIAM KINKADE</b>
---------------------------	--

### 7. Approval for Return to Service

Pursuant to the authority given persons specified below, the unit identified in Item 4 was inspected in the manner prescribed by the Administrator of the Federal Aviation Administration and is  APPROVED  REJECTED

BY	FAA Fit Standards Inspector		Manufacturer	Inspection Authorization	Other (Specify)
	FAA Designee	X	Repair Station	Person Approved by Transport Canada Airworthiness Group	

Date of Approval or Rejection <b>15/22/2005</b>	Certificate or Designation No. <b>V6YR834K</b>	Signature of Authorized Individual 
--	---	--

ANEXO K

Supplemental Type Certificate (STC) del SANDEL INSTRUMENT

United States Of America  
Department of Transportation - Federal Aviation Administration

Supplemental Type Certificate

Number SA00696LA

This Certificate issued to Sandel Avionics LLC  
2401 Dogwood Way  
Vista, CA 92083

certifies that the change in the type design for the following product with the limitations and conditions thereof as specified herein meets the airworthiness requirements of Part 3\* of the Civil Aviation Regulations. \*Certification basis is set forth in Type Certificate Data Sheet.

Original Product Type Certificate Number : 3A15  
Make : Beechcraft  
Model : F33

Description of Type Design Change: Installation of Sandel Avionics SN3308 Navigation Display in accordance with FAA Approved Sandel Avionics Master Drawing List, Document No. ST6481-01, Revision No. "C", dated September 28, 1998, or later FAA approved revision and FAA Approved Airplane Flight Manual Supplement, Document No. ST6481-09, Revision No. "A", dated October 09, 1998.

Limitations and Conditions: - The approval of this installation should not be incorporated in any aircraft unless it is determined that the interrelationship between this change and any previous approved configuration will not introduce adverse effect upon the airworthiness of the aircraft.

If the holder agrees to permit another person to use this certificate to alter the product, the holder shall give the other person written evidence of that permission.

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

Date of application : April 23, 1998

Date received:

Date of issuance : OCT 2 0 1998

Date completed:



By direction of the Administrator

*[Handwritten Signature]*

(Signature)

Acting Manager, Systems and Equipment Branch  
Los Angeles Aircraft Certification Office

(Title)

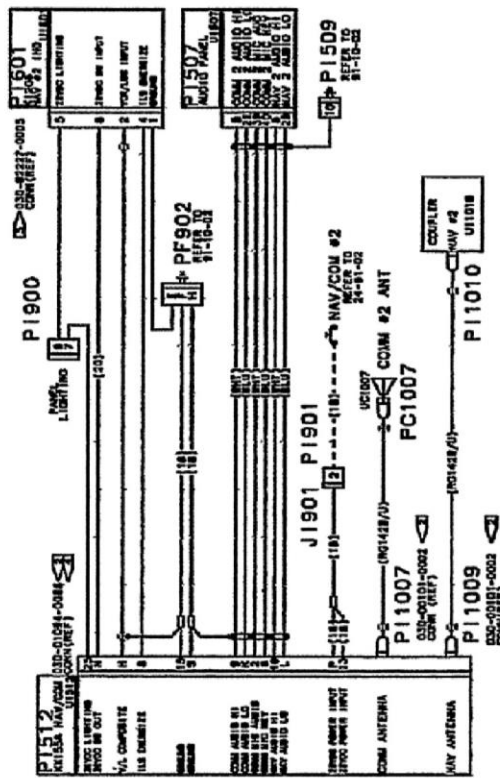
Any alteration of this certificate is punishable by a fine of not exceeding \$1,000, or imprisonment not exceeding 3 years, or both.



NOTES:  
 1. ALL WIRE 22 GAUGE UNLESS OTHERWISE SPECIFIED.  
 2. ALL WIRE SHALL BE TIGHTLY TIGHTENED.  
 3. ALL WIRE SHALL BE TIGHTLY TIGHTENED.  
 4. ALL WIRE SHALL BE TIGHTLY TIGHTENED.  
 5. ALL WIRE SHALL BE TIGHTLY TIGHTENED.

## ANEXO M

### Diagrama del conector del KI-208 EQUIPMENT



3921111\_1

KX-155A NAV/COMM 2  
 Figure 01 (Sheet 1)

## ANEXO N

### Información del Service Manual para la instalación del FUEL QUANTITY

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

#### FUEL QUANTITY INDICATION SYSTEM - REMOVAL/INSTALLATION

##### 1. General

- A. This section gives the instructions for removal and installation of the components fuel quantity indication system.

##### 2. Float-type Fuel Level Sender Removal/Installation

**NOTE:** The removal and installation of the float-type fuel level senders is typical for the left and right fuel bays.

- A. Remove the Fuel Level Sender (Refer to Figure 401).
- (1) Drain the fuel from the airplane. Refer to Chapter 12, Fuel - Servicing.
  - (2) Remove the headliner to get access to the wing root. Refer to Chapter 25, Cabin Panels - Removal/Installation.
  - (3) Disconnect the wire ring terminals from the fuel level sender.

**CAUTION:** Do not bend the fuel level sender float arm.

- (4) Remove the screws that attach the fuel level sender to the nut ring and retain for installation.
- (5) Carefully remove the fuel sender and gasket from the fuel bay.

- B. Install the Fuel Level Sender (Refer to Figure 401).

- (1) Do an inspection of the gasket for cracks, splits or other damage that will keep the gasket from a correct seal. If the gaskets are damaged or there are fuel leaks, install a new gasket. Install a new gasket when you install a new fuel level sender.

**CAUTION:** Do not bend the fuel level sender float arm.

**CAUTION:** Do not attach the screw to the nut ring without the insulator. The fuel level sender can operate incorrectly without the insulator.

- (2) Carefully install the fuel quantity sender into the fuel bay and attach the nut ring with screws and insulator.

**NOTE:** If this is a new fuel quantity sender, use the new screws and insulators that came with the fuel quantity sender.

- (3) Connect the wire ring terminals to the fuel level sender.
- (4) Install the headliner. Refer to Chapter 25, Cabin Panels - Removal/Installation.
- (5) Fill the fuel cell with fuel. Refer to Chapter 12, Fuel - Servicing.
  - (a) If the fuel sender is new, you must do a fuel quantity calibration check.
- (6) Make sure there are no leaks.
- (7) Do a fuel quantity calibration and check. Refer to Fuel Quantity Calibration and Check.

##### 3. Fuel Quantity Indicator Removal/Installation

- A. Make sure the fuel level senders operates correctly before the fuel quantity indicator is replaced.

- (1) Carefully move the float arm by hand from the lower stop to the upper stop and back to the lower stop 50 times.

**NOTE:** The movement of the float will clean the contacts of the probe.

- (2) Make sure the resistance is 3 ohms, +2 or -2 ohms when the tanks are empty.
- (3) Make sure the resistance is 90 ohms, +5 or -5 ohms when the tanks are full.

- B. Remove the Indicator (Refer to Figure 401).

- (1) Make sure the electrical power is OFF.



CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

- (2) Get access to the forward of the fuel quantity indicator and disconnect the electrical connector.
- (3) Remove the screws that attach the indicator to the instrument panel and remove the indicator from the airplane.

C. Install the Indicator (Refer to Figure 401).

**NOTE:** Fuel quantity calibration must be done after installing sender. Refer to Fuel Quantity Calibration.

- (1) Connect the electrical connector to the indicator.
- (2) Put the indicator in position and attach to the instrument panel with screws.
- (3) Make sure the fuel quantity gauge operates correctly.

#### 4. Can Bus Fuel Level Sensor Removal/Installation

A. Remove the Sensor (Refer to Figure 402.)

- (1) Make sure the electrical power is OFF.
- (2) Defuel the airplane. Refer to Chapter 12, Fuel - Servicing.
- (3) Remove the headliner to get access to the wing root. Refer to Chapter 25, Cabin Panels - Removal/Installation.
- (4) Disconnect the electrical connector from the fuel level sensor.
- (5) Disconnect the fuel level sensor ground braid.
- (6) Remove the screws that attach the fuel level sensor to the bracket.

**CAUTION:** Do not bend the fuel level sensor tube on the structure inside or outside the tank. A bent tube will give incorrect operation.

- (7) Carefully remove the fuel level sender from the fuel bay
  - (a) Carefully rotate the sensor tip forward of the mounting hole.
  - (b) Carefully pull the sensor out and forward of the mounting hole.

B. Install the Sensor (Refer to Figure 402.)

**NOTE:** If the fuel level senders are replaced, the system must be calibrated. Refer to Fuel Quantity Calibration and Check.

- (1) Install the new gaskets on the fuel level sensor.

**CAUTION:** Do not bend the fuel level sensor tube on the structure inside or outside the tank. A bent tube will give incorrect operation.

- (2) Carefully install the fuel level sender in the fuel bay.
  - (a) Put the sensor in position so that the sensor tip is in the hole in the tank and the sensor housing is toward the front of the airplane.
  - (b) Put the sensor tube into the tank.

**NOTE:** When the sensor tube is put into the tank correctly, the sensor tip should point forward.

- (c) Carefully turn the sensor tip down when all of the sensor tube is inside the tank.
- (3) Attach the fuel level sensor with screws.
- (4) Torque the screws to 20 inch-pounds.
- (5) Connect the electrical connector to fuel level sensor.
- (6) Connect the fuel level sensor ground braid.
- (7) Install the headliner. Refer to Chapter 25, Cabin Panels - Removal/Installation.
- (8) Do a check of the fuel quantity calibration. Refer to Fuel Quantity System Calibration (Airplanes with Garmin G1000 and CAN bus type fuel level sensors).

## ANEXO O

### Información del Service Manual para la instalación del TIT/CHT

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

#### ENGINE TEMPERATURE - MAINTENANCE PRACTICES

##### 1. General

- A. Maintenance of the engine temperature system is only the removal and installation of the different components.

##### 2. EGT/CHT Indicator Removal/Installation

**NOTE:** The procedures that follow are for airplanes with standard avionics.

- A. Remove the EGT/CHT Indicator (Refer to Figure 201).

**NOTE:** The EGT indicator has CHT readings on the right side of the instrument.

- (1) Get access to the back side of the indicator.
- (2) Disconnect the electrical connector from the indicator.
- (3) Remove the screws that attach the indicator to the instrument panel and remove the indicator from the airplane.

- B. Install EGT/CHT Indicator (Refer to Figure 201).

- (1) Put the indicator in the instrument panel and install the screws.
- (2) Connect the electrical connector to the indicator. Reset the socket connectors as necessary for a tight fit.

##### 3. TIT/CHT Indicator Removal/Installation

**NOTE:** The procedures that follow are for airplanes with standard avionics.

- A. Remove the TIT/CHT Indicator (Refer to Figure 201).

**NOTE:** The cockpit-mounted TIT indicator also has CHT readings on the right side of the instrument.

- (1) Get access to the backside of the indicator.
- (2) Disconnect the electrical connector from the indicator.
- (3) Remove the screws that attach the indicator to the instrument panel and remove the indicator from the airplane.

- B. Install the TIT/CHT Indicator (Refer to Figure 201).

- (1) Put the indicator in the instrument panel and install the screws.
- (2) Connect the electrical connector to the indicator. Reset the socket connectors as necessary for a tight fit.

##### 4. EGT Probe Removal/Installation

- A. Remove the EGT Probe (Refer to Figure 202).

**NOTE:** Airplanes with the Garmin G1000 will have a probe for each exhaust riser.

**NOTE:** The EGT probe is welded to the clamp.

- (1) Remove the engine cowling. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.

**CAUTION:** Make sure that the exhaust system is cool before the probe is removed.

- (2) Disconnect the electrical connector from the EGT probe.
- (3) Cut and remove the safety wire from the EGT probe clamp and screw.
- (4) Loosen the clamp screw.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

(5) Remove the clamp with the attached probe from the exhaust pipe.

B. Install EGT Probe (Refer to Figure 202).

- (1) Attach the clamp with the EGT probe to the exhaust pipe.
- (2) Tighten the screw for the clamp
- (3) Attach safety wire to the EGT probe clamp and screw.
- (4) Connect electrical connectors to EGT probe. Reset the socket connectors as necessary for a tight fit.
- (5) Use a tie strap to keep all the connectors together.
- (6) Install the engine cowling. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.

5. EGT Probe Lead Wire Repair

A. EGT Probe Lead Wire Repair.

- (1) Remove the screws to separate the EGT terminal connector housing.
- (2) Cut the broken wire to a good termination.
- (3) Make both wires the same length.
- (4) Remove the insulation to get 1/4 inch of good wire strands.
- (5) Replace the terminal connector housing if it is damaged.
- (6) Wrap the wire around the terminal screws and tighten the screws.
  - (a) Make sure to keep the original polarity (red wire to the alumel (negative) terminal, yellow wire to the chromel (positive) terminal).
- (7) Make sure the strain relief bracket is installed.

**CAUTION:** Damage to the lead wire can occur because of engine movement during startup and shutdown if there is not sufficient length in the lead wire.

- (8) Make sure the lead wire has sufficient length.
- (9) Do an operational check of the EGT indication on the ground.

6. TIT Probe Removal/Installation

A. Remove the TIT Probe (Refer to Figure 203).

- (1) Remove the engine cowling. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.

**CAUTION:** Make sure that the exhaust system is cool before the probe is removed.

- (2) Disconnect the electrical connector from TIT probe.
- (3) Remove the TIT probe from the turbine inlet.

B. Install the TIT Probe (Refer to Figure 203).

- (1) Install the TIT probe to the turbine inlet.
- (2) Connect the electrical connectors to the TIT probe. Reset the socket connectors as necessary for a tight fit.
- (3) Use tie straps to keep the connectors together.
- (4) Install the engine cowling. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.

7. CHT Probe Removal/Installation

A. Remove the CHT Probe (Refer to Figure 202).

**NOTE:** On airplanes with Garmin G1000, the CHT probes use a bayonet style connector.

**NOTE:** Airplanes with the Garmin G1000 have a CHT probe at each cylinder. Removal and installation of the CHT probes is typical.

- (1) Remove engine cowling. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

**CAUTION:** Make sure that the exhaust system and engine are cool before the probe is removed.

- (2) Remove the nut and disconnect the terminal from the CHT probe.

**NOTE:** Airplanes with Garmin G1000 do not have a terminal to disconnect from the CHT probe.

- (3) For non-turbo engines, Unscrew and remove the CHT probe from the Number 3 cylinder. For turbo engines, remove the CHT probe from the Number 5 cylinder.

**B. Install the CHT Probe (Refer to Figure 202).**

- (1) For non-turbo engines, install the CHT probe to the Number 3 cylinder. For turbo engines, install the CHT probe to the Number 5 cylinder.
- (2) Connect the terminal on the CHT probe. Install and tighten the nut.
- (3) Install the engine cowling. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.

## ANEXO P

### Información del Service Manual para la instalación del ELT

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

#### ARTEX C406-N EMERGENCY LOCATOR TRANSMITTER SYSTEM - MAINTENANCE PRACTICES

##### 1. General

- A. This section gives maintenance practices for the emergency locator transmitter (ELT) system. Components in the ELT system include the ELT, antenna, remote switch, and buzzer.

##### 2. Artex C406-N ELT Removal/Installation.

###### A. ELT Removal (Refer to Figure 201).

- (1) Put a support stand under the tail tie-down ring to support the tailcone. Refer to Chapter 7, Jacking - Maintenance Practices.
- (2) Remove the rear seat. Refer to Rear Seat - Maintenance Practices.
- (3) Remove the baggage curtain to get access to the ELT. Refer to Interior Upholstery - Maintenance Practices.
- (4) Remove the bolts, tiedowns, and plastic closeout from the lower baggage area (Zone 240). Refer to Airplane Zoning - Description and Operation.
- (5) Put the ELT master switch in the OFF position.
- (6) Disconnect the electrical connector (PT905) and the coaxial connector (PT1029) from the ELT.
- (7) Loosen the knurl nuts on the end cap of the transmitter and the mounting tray.
- (8) Pull the front cover away from the transmitter and the mounting tray.
- (9) Carefully pull the mounting tray end and the tray away from the ELT.
- (10) Remove the ELT from the mounting tray.
- (11) Remove the screws that attach the mounting tray to the shelf assembly.

###### B. ELT Installation (Refer to Figure 201).

- (1) Attach the mounting tray to the shelf assembly with the screws.

**CAUTION:** Make sure that the direction-of-flight arrow on the ELT points to the nose of the airplane.

- (2) Put the ELT transmitter in position in the tray at an angle. Move the locking ears at the end opposite to the direction-of-flight arrow into the mounting tray locking slots.
- (3) Make sure that the ELT switch on the ELT is in the OFF position.
- (4) Put the ELT in the mounting tray at an angle to engage the locking mechanism at the opposite end of the ELT.
- (5) Push the ELT down into the mounting tray until it is fully installed in the tray.
- (6) Put the top cover on the top of the transmitter.
- (7) Make sure that the top cover locks into the aft end of the transmitter.
- (8) Put the end cap on the transmitter and mounting tray.
- (9) Tighten the knurl nuts.
- (10) Connect the electrical connectors (PT905) and (PT1029) to the ELT transmitter.
- (11) Connect the electrical power to the airplane.
- (12) Do a functional test of the ELT. Refer to Artex C406-N ELT Functional Test.
- (13) Install the bolts, tiedowns, and plastic closeout to the lower baggage area (Zone 240). Refer to Airplane Zoning - Description and Operation.
- (14) Install the baggage curtain. Refer to Interior Upholstery - Maintenance Practices.
- (15) Install the rear seat. Refer to Rear Seat - Maintenance Practices.
- (16) Remove the support stand. Refer to Chapter 7, Jacking - Maintenance Practices.

##### 3. ELT Remote Switch Removal/Installation.

###### A. ELT Remote Switch Removal (Refer to Figure 201).

- (1) Put the airplane master switch (ALT/BAT) in the OFF position.
- (2) Get access to the ELT.
- (3) Put the ELT master switch in the OFF position.
- (4) Disconnect the electrical connector (PT905) from the ELT.
- (5) Get access to the back of the ELT remote switch (Zone 221).
- (6) Disconnect the ELT remote switch connector.

## ANEXO Q

### Información del Service Manual para la instalación del GPS

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

#### KLN-79/KLN-89B GPS - MAINTENANCE PRACTICES

##### 1. General

- A. Airplanes without the optional KR-87 ADF System are configured with a KLN-89 GPS Receiver (GPS-VFR) that includes a GPS database. The GPS receiver is located in the avionics radio panel rack. An MD41-230 GPS-NAV selector is located on the annunciator and GPS panel assembly located above the avionics radio panel.
- B. Airplanes with the optional KR-87 ADF System are configured with a KLN-89B GPS Receiver (GPS-IFR) that includes a GPS data cartridge. The GPS receiver is located in the avionics radio panel rack. An MD41-228 GPS-NAV selector is located on the annunciator and GPS panel assembly, located above the avionics radio panel.
- C. The GPS uses a KA-92 GPS Antenna located above the cabin, in the general proximity of the COMM antennas.

##### 2. GPS Receiver Removal and Installation

- A. Remove GPS Receiver (Refer to Figure 201).
  - (1) Remove electrical power from airplane. Disengage GPS circuit breaker on avionics circuit breaker panel and INST LTS circuit breaker on circuit panel assembly. Additionally, disengage the NAV COM 1 circuit breaker for airplanes with the KR-87 ADF System.
  - (2) Loosen single hex screw, located in recessed hole on face of GPS receiver, counterclockwise. Continue turning hex screw until unit is free to be removed from avionics radio panel rack.
  - (3) Pull GPS receiver from radio panel rack and remove from airplane.
- B. Install GPS Receiver (Refer to Figure 201).
  - (1) Place GPS receiver in radio panel rack and slide forward, engaging fixed electrical connectors and coax connector.
  - (2) Secure unit to avionics radio panel rack by turning hex screw in a clockwise direction until tight.
  - (3) Restore electrical power to airplane. Engage GPS circuit breaker on avionics circuit breaker panel and INST LTS circuit breaker on circuit panel assembly. Additionally, engage NAV COM 1 circuit breaker for airplanes with the KR-87 ADF System.

##### 3. KA-92 GPS Antenna Removal and Installation

- A. Remove GPS Antenna (Refer to Figure 201).
  - (1) Remove electrical power from airplane. Disengage the GPS circuit breaker on the avionics circuit breaker panel.
  - (2) Remove screws securing GPS antenna to fuselage skin.
  - (3) Carefully lift GPS antenna and disconnect coax connector from GPS antenna.

**NOTE:** Secure coax cable using a tie strap, tape, or other suitable material, to prevent connector from slipping through the opening in the fuselage once it has been disconnected from GPS antenna.

- (4) Remove GPS antenna and gasket from airplane.
- B. Install GPS Antenna (Refer to Figure 201).
  - (1) Place GPS antenna gasket in position on fuselage skin.
  - (2) Position GPS antenna at coax connector opening in fuselage and connect coax connector to GPS antenna.
  - (3) Remove material used to secure coax cable.
  - (4) Secure GPS antenna to fuselage skin with screws.
  - (5) Restore electrical power to airplane. Engage the GPS circuit breaker on the avionics circuit breaker panel.

## ANEXO R

### Información del Service Manual para la instalación del TRANSPONDER EQUIPMENT

#### CESSNA AIRCRAFT COMPANY MODEL 206/T206 MAINTENANCE MANUAL

#### KT-76C TRANSPONDER - MAINTENANCE PRACTICES

##### 1. General

- A. The KT-76C (Mode C) Transponder is installed in the avionics panel radio rack. The CI-105 Transponder Antenna is installed on the bottom of the fuselage.

##### 2. KT-76C Transponder Removal and Installation

- A. Remove Transponder (Refer to Figure 201).
- (1) Remove electrical power from airplane. Disengage XPNDR circuit breaker on avionics circuit breaker panel and INST LTS circuit breaker on circuit panel assembly.
  - (2) Loosen single hex screw, located in recessed hole on face of transponder, counterclockwise. Continue turning hex screw until unit is free to be removed from avionics radio panel rack.
  - (3) Pull transponder from avionics radio panel rack and remove from airplane.
- B. Install Transponder (Refer to Figure 201).
- (1) Place transponder in avionics radio panel rack and slide forward, engaging fixed electrical connector and coax connector.
  - (2) Secure unit to avionics radio panel rack by turning hex screw in a clockwise direction until tight.
  - (3) Restore electrical power to airplane. Engage XPNDR circuit breaker on avionics circuit breaker panel and INST LTS circuit breaker on circuit panel assembly.

##### 3. CI-105 Transponder Antenna Removal and Installation

- A. Remove Transponder Antenna (Refer to Figure 201).
- (1) Remove electrical power from airplane. Disengage XPNDR circuit breaker on avionics circuit breaker panel.
  - (2) Remove antenna access plate to gain access to antenna.
  - (3) Remove nuts and washers securing transponder antenna to fuselage.

**NOTE:** Identify locations of washers for use during transponder antenna installation.

- (4) From outside of airplane, support transponder antenna and remove coax connector from transponder antenna.
  - (5) Remove transponder antenna from airplane.
- B. Install Transponder Antenna (Refer to Figure 201).
- (1) Position transponder antenna at opening in fuselage for coax connector. Connect coax connector to transponder antenna.
  - (2) Place transponder antenna studs through fuselage and secure to fuselage with nuts and washers.
  - (3) Verify proper electrical bonding of doubler surface and transponder antenna.
  - (4) Install antenna access plate.
  - (5) Restore electrical power to airplane. Engage XPNDR circuit breaker on avionics circuit breaker panel.

## ANEXO S

### Información del Service Manual para la instalación del AUDIO PANEL

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

#### AUDIO PANEL - MAINTENANCE PRACTICES

##### 1. General

- A. The audio panel is installed in the center of the instrument panel and incorporates audio integrating functions, intercom functions and marker beacon indicators in a single unit.
- B. Maintenance practices for the audio panel consist of removal/installation of the audio panel and the intercom jacks.
- C. For the removal/installation of the overhead speaker, refer to Chapter 25, Interior Upholstery - Maintenance Practices.

##### 2. Audio Panel Removal/Installation

**NOTE:** Removal and installation procedures are typical for airplanes with standard avionics and airplanes with Garmin G1000.

- A. Remove the Audio Panel (Refer to Figure 201).
  - (1) Make sure the AVIONIC switch is in off position.
  - (2) On the face of the audio panel, turn the recessed screw counterclockwise until the lock releases the unit from the back of the tray.
  - (3) Carefully pull the audio panel out from the tray and disconnect the electrical connectors from the audio panel.
- B. Install Audio Panel (Refer to Figure 201).
  - (1) Place the audio panel in the install position and slide forward into mounting tray.

**NOTE:** Ensure audio panel is properly connected to electrical connectors at rear of mounting tray.
  - (2) Turn recessed mounting screw on face of audio panel clockwise until audio panel is secured to mounting tray.
  - (3) Do a check to make sure the audio panel operates correctly. For airplanes with Garmin G1000, refer to the Garmin Line Maintenance Manual.

##### 3. Intercom Jacks Removal/Installation

- A. Remove Pilot/Front Passenger Intercom Jacks (Refer to Figure 201).
  - (1) Ensure avionic and master switches are in the OFF position.
  - (2) To gain access to backside of jacks, remove interior sidewall panel located between instrument panel and forward door post. Refer to Chapter 25, Interior Upholstery - Maintenance Practices.
  - (3) Loosen and remove jamnuts securing jacks to interior panel.
  - (4) Carefully label all wires to microphone jack (small plug) and headphone jack (large plug).
  - (5) Cut wires near solder point at each jack.
- B. Install Pilot/Front Passenger Intercom Jacks (Refer to Figure 201).
  - (1) Remove all traces of old solder from jacks.
  - (2) Reconnect and solder wires to jacks. Ensure all wires are soldered to correct pins on jacks.
  - (3) Secure jacks to sidewall panel using jamnuts.
  - (4) Reinstall sidewall panel. Refer to Chapter 25, Interior Upholstery - Maintenance Practices.
- C. Remove Rear Passenger Intercom Jacks (Refer to Figure 201).
  - (1) Ensure avionics and master switches are in the OFF position.
  - (2) Remove rear seat. Refer to Chapter 25, Rear Seats - Maintenance Practices.
  - (3) Remove rear sidewall panel. Refer to Chapter 25, Interior Upholstery - Maintenance Practices.
  - (4) Carefully label all wires to microphone jack (small plug) and headphone jack (large plug).
  - (5) Cut wires near solder point at each jack.
  - (6) Loosen and remove jamnuts securing jacks to rear sidewall panel.
- D. Install Rear Passenger Intercom Jacks (Refer to Figure 201).
  - (1) Remove all traces of old solder from jacks.



## ANEXO T

### Información del Service Manual para la instalación del NAV/COM

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

#### COMMUNICATIONS - MAINTENANCE PRACTICES

##### 1. General

- A. Maintenance practices for the NAV/COM units have procedures for the removal and installation of the different components.
- B. The dual navigation/communications (NAV/COM/) radio is in the instrument panel.
- C. For airplanes with the Garmin G1000, the center of the Garmin G1000 is the GIA 63 Integrated Avionics Unit (IAU), which is in the tailcone. The GIA 63 operates as a primary communications center that connects all of the Line Replaceable Units (LRUs) with the Primary Function Display (PFD) and Multi-Function Display (MFD). The GIA 63 has the GPS receiver, VHF NAV/COM receivers, and system integration microprocessors. The GIA 63W has the Wide Area Augmentation System (WAAS) installed. The GIA 63 transmits directly to the PFD and MFD by a High-Speed Data Bus (HSDB) Ethernet connection. Software and configurations are sent from the displays through the GIA 63 to the LRU's in the system.

##### 2. Troubleshooting

- A. For troubleshooting procedures of the GIA 63 Integrated Avionics Units in airplanes with Garmin G1000, refer to the Garmin G1000 Line Maintenance Manual.

##### 3. NAV/COM Radio Removal/Installation

**CAUTION:** Do not interchange the KX-155A and the KX-165A NAV/COM radios. The wiring is not the same for the two different radios. If these radios are interchanged and used with the same wiring, damage can occur to the KX-155A and/or the KX-165A NAV/COM radios.

**NOTE:** The airplane has dual NAV/COM units installed. One NAV/COM unit has glideslope. The removal and installation is typical.

**NOTE:** The procedures that follow are for airplanes with standard avionics.

- A. Remove the NAV/COM with the Glide Slope (Refer to Figure 201).
  - (1) Make sure the NAV/COM power is OFF.
  - (2) Disengage the NAV COM 1 and/or NAV COM 2 circuit breaker.
  - (3) On the face of the NAV/COM unit, turn the mounting screw counterclockwise until locking paw releases the unit from the back of the tray.
  - (4) Hold the NAV/COM unit and gently pull it out of the tray.
  - (5) Pull the NAV/COM panel out from the mounting tray to disconnect the COM 1 electrical connectors and/or COM 2 connectors from the back of the NAV/COM panel.
- B. Install the NAV/COM with the Glide Slope (Refer to Figure 201).
  - (1) Put the NAV/COM panel in the tray and push it in position.
  - (2) Connect the electrical connectors and/or to rear of NAV/COM.
  - (3) Slide the NAV/COM unit into tray. Make sure the NAV/COM panel is correctly connected to the electrical connectors at the rear of the tray.
  - (4) Turn the screw on face of NAV/COM clockwise until the NAV/COM unit is attached in the tray.
  - (5) Engage the NAV COM 1 and/or NAV COM 2 circuit breaker.
  - (6) Set the MASTER switch in the ON position.
  - (7) Turn the NAV/COM power ON and make sure the electronic display illuminates.
  - (8) Set the MASTER and NAV/COM switches in the OFF position.

## ANEXO U

### Información del Service Manual para la instalación del AUTO PILOT

#### CESSNA AIRCRAFT COMPANY MODEL 206/T206 MAINTENANCE MANUAL

#### AUTOPILOT - MAINTENANCE PRACTICES

##### 1. General

- A. A single-axis autopilot featuring heading hold is installed as standard equipment on the base model airplane. Heading hold is based on turn coordinator and directional gyro input and can incorporate GPS, VOR or Localizer input on demand.
- B. A dual-axis autopilot is available as an option. The two-axis system provides heading, vertical speed and altitude hold selection. Altitude alerting and altitude preselection are optional features with the two-axis autopilot system.

##### 2. KC-140 (Single-Axis) Autopilot Flight Computer Removal/Installation

- A. Remove Autopilot (Single-Axis) Flight Computer (Refer to Figure 201).
  - (1) Ensure that power is OFF to autopilot flight computer.
  - (2) Loosen mounting screw on face of autopilot flight computer.
  - (3) Pull autopilot flight computer out and away from mounting tray.
- B. Install Autopilot Computer (Refer to Figure 201).
  - (1) Slide autopilot computer forward into mounting tray.
  - (2) Tighten mounting screw on face of autopilot computer.
  - (3) Turn power ON to autopilot controller.
  - (4) Push HDG button to engage autopilot in Heading Mode.
  - (5) Move heading bug on directional gyro left and right of current heading to verify proper deflection of ailerons.
- C. Remove Roll Servo (Refer to Figure 202).
  - (1) Remove access plate 610AB. Refer to Chapter 6, Access/Inspection Plates - Description and Operation.
  - (2) Disconnect electrical connector from roll servo.
  - (3) Release cable tension, loosen roll servo cable at turnbuckle.
  - (4) Remove bolts securing roll servo to bracket assembly.
  - (5) Remove roll servo from airplane.
- D. Inspect Roll Servo (Refer to Figure 202).
  - (1) Remove servo cover.

**CAUTION:** Any disassembly/assembly of the servo must be done at a static-safe workstation. The inspector and bench should be grounded.

- (a) Remove the two screws that hold the cover on the unit, and carefully slide the cover off over the wiring harness.
- (b) Place the servo (without the cover) on the bench so that the inner parts of the unit will not be damaged.
- (2) Inspect solenoid/clutch.
  - (a) Inspect the operation of the solenoid. The plunger should move freely in and out of the solenoid body. There should be no dirt, contamination, or corrosion around the solenoid plunger. This could impede the actuation of the solenoid.
  - (b) The release spring should pull the plunger out of the solenoid and against its stop freely and without hesitation. With hands clear of the solenoid plunger and spring, the pinion gear should spin with no interference from the clutch gears.
- (3) Perform general inspection.
  - (a) Inspect the electrical wiring for evidence of wear or damage to the insulation. This could cause electrical shorting and unit malfunction.
  - (b) Inspect the entire servo for any loose hardware or other abnormalities.
- (4) Install cover.
  - (a) Carefully slide the cover back on over the wiring harness and onto the unit to its original position.

## ANEXO V

### Información del Service Manual para la instalación del AIRSPEED INDICATOR, ALTIMETER INDICATOR y VERTICAL SPEED INDICATOR

#### CESSNA AIRCRAFT COMPANY MODEL 206/T206 MAINTENANCE MANUAL

#### 6. Blind Encoder Removal/Installation (On airplanes without Garmin G1000)

**NOTE:** The blind encoder is behind the stationary instrument panel on the the right forward fuselage at WL 6.50, at FS 12.35.

##### A. Blind Encoder Removal (Refer to Figure 202).

- (1) Remove electrical power from the airplane. Disengage the XPNDR and GPS circuit breakers on the avionics circuit breaker panel.
- (2) Disconnect the static tube from the blind encoder.
- (3) Disconnect the electrical connector from the blind encoder.
- (4) Loosen the knurl nut that attaches the blind encoder to the mounting tray.
- (5) Remove the blind encoder from the airplane.

##### B. Blind Encoder Installation (Refer to Figure 202).

- (1) Put the blind encoder in position in the mounting tray and attach it with the knurl nut.
- (2) Connect the static tube to the blind encoder.
- (3) Connect electrical connector to the blind encoder.
- (4) Connect electrical power to the airplane. Engage the XPNDR and GPS circuit breakers on the avionics circuit breaker panel.
- (5) Do a check for leaks. Refer to Static Pressure System Inspection and Leak Test.

#### 7. Vertical Speed Indicator Removal/Installation

##### A. Vertical Speed Indicator (VSI) Removal (Refer to Figure 203).

- (1) Remove electrical power from the airplane. Disengage the INST LTS circuit breaker on the circuit panel assembly.
- (2) Remove the screws that attach the pilot center panel assembly to the structure to get access to the rear of the VSI. Refer to Chapter 31, Instrument and Control Panels - Maintenance Practices.
- (3) Disconnect the static tube and the vertical speed connector from the VSI.
- (4) Remove the screws that attach the VSI to the pilot center panel assembly.
- (5) Remove the VSI from the airplane.

##### B. Vertical Speed Indicator (VSI) Installation (Refer to Figure 203)

- (1) Put the VSI in position behind the pilot center panel assembly and attach it with the screws.
- (2) Connect the static tube and the vertical speed connector to the VSI.
- (3) Attach the pilot center panel assembly to the structure with the screws. Refer to Chapter 31, Instrument and Control Panels - Maintenance Practices.
- (4) Connect electrical power to the airplane. Engage the INST LTS circuit breaker on the circuit panel assembly.
- (5) Do a check for leaks. Refer to Static Pressure System Inspection and Leakage Test.

#### 8. Altimeter Indicator Removal/Installation

##### A. Altimeter Indicator Removal (Refer to Figure 203).

- (1) Make sure that the MASTER and AVIONIC switches are in the off position.
- (2) Disengage the INST LTS circuit breaker on the circuit panel.
- (3) Remove the screws that hold the altimeter to the panel.
- (4) Carefully pull the panel out to get access to the back of the altimeter.
- (5) Disconnect the static tubes from the tee on the altimeter indicator.
- (6) Disconnect the connector from the altimeter.
- (7) Remove the screws that attach the altimeter to the panel.
- (8) Remove the altimeter from the airplane.

##### B. Altimeter Indicator Installation (Refer to Figure 203).

- (1) Install the altimeter to the panel with the screws.
- (2) Connect the static tubes to the altimeter.
- (3) Install the panel to the structure with the screws.
- (4) Engage the INST LTS circuit breaker on the circuit panel.
- (5) Do a check for leaks. Refer to Static Pressure System Inspection and Leakage Test.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

**9. Airspeed Indicator Removal/Installation**

- A. Airspeed Indicator Removal (Refer to Figure 203).
- (1) Make sure that the MASTER and AVIONICS switches are in the off position.
  - (2) Disengage the INST LTS circuit breaker on the circuit breaker panel.
  - (3) Remove the screws that hold the airspeed indicator to the panel.
  - (4) Disconnect the pitot tube from the airspeed indicator.
  - (5) Disconnect the static tube from the airspeed indicator.
  - (6) Disconnect the electrical connector (JI009) from the airspeed indicator.
  - (7) Remove the screws that attach the airspeed indicator to the panel
  - (8) Remove the airspeed indicator from the airplane.
- B. Airspeed Indicator Installation (Refer to Figure 203).
- (1) Install the airspeed indicator to the panel with the screws.
  - (2) Connect the pitot tube to the airspeed indicator.
  - (3) Connect the static tubes to the airspeed indicator.
  - (4) Connect the connector to the airspeed indicator.
  - (5) Install the panel to the structure with the screws.
  - (6) Engage the INST LTS circuit breaker on the circuit panel assembly.
  - (7) Do a check for leaks. Refer to Pitot System Inspection and Leakage Test.

**10. Static Pressure System Inspection and Leakage Test**

- A. The procedure that follows gives instruction for the inspection and the test of the static pressure system if the altimeter has been tested and inspected in accordance with current Federal Aviation Regulations.
- (1) Make sure that the static system is free from entrapped moisture and restrictions.
  - (2) Make sure that no alterations or deformations of the airframe surface have been made that can affect the relation between air pressure in the static pressure system and the true ambient air pressure for a flight configuration.
  - (3) Seal one static source port with pressure sensitive tape. This seal must be air tight.
  - (4) Close the static pressure alternate source valve.

**CAUTION:** When you apply or release suction, do not exceed the range of the vertical speed indicator or the airspeed indicator.

- (5) Attach a source of suction to the remaining static pressure port.
- (6) Slowly apply suction until the altimeter shows a 1000-foot increase in altitude.
- (7) Cut off the suction source to keep a closed system for one minute. Leakage must not exceed 100 feet of altitude loss as shown on the altimeter.
- (8) If the leakage rate is in the permitted limits, slowly release the suction source and remove the tape from the static port.

**NOTE:** If the leakage rate is more than the maximum allowable, first tighten all connections, then do the leakage test again. If the leakage rate is still more than the maximum allowable, do the procedure that follows.

- (9) Disconnect the static pressure lines from the airspeed indicator and the vertical speed indicator. Use the correct fittings to connect the lines to make the altimeter the only instrument still connected into the static pressure system.
- (10) Do the leakage test again to see if the static pressure system or the bypassed instruments is the cause of the leakage. If instruments are damaged, they must be repaired by an applicable rated repair station or replaced. If the static pressure system is the cause of the leakage, use the procedure that follows to find the leakage.
- (11) Attach a source of positive pressure to the static source opening.

## ANEXO W

### Información del Service Manual para la instalación del HORIZON GYRO, DIRECTION GYRO y TURN COORDINATOR

#### CESSNA AIRCRAFT COMPANY MODEL 206/T206 MAINTENANCE MANUAL

#### GYROSCOPES - MAINTENANCE PRACTICES

##### 1. General

- A. Three gyroscopic instruments give attitude and direction. These instruments are the horizon gyro (attitude indicator), directional gyro, and turn coordinator (roll rate gyro).

##### 2. Horizon Gyro Removal and Installation

- A. Horizon Gyro Removal (Refer to Figure 201).

**CAUTION:** Make sure that the gyro rotor has fully stopped before you move the instrument. The gyro rotor will not stop for approximately 15 minutes after the electrical power or vacuum source is removed. Damage to the instrument will occur if the instrument is moved before the gyro rotor has stopped.

**CAUTION:** Be careful with the gyroscopic instruments. Do not hit, shake, or put the instruments on a hard surface. Put soft material between the gyroscopic instruments and any hard surface. Damage to the instruments will occur if the instruments are not carefully moved. The manufacturer's warranty can become void if the gyro is not kept in its initial condition as received from the manufacturer.

- (1) Put the MASTER switch and the AVIONICS switch in the off position.
- (2) Remove the screws from the center panel.

**CAUTION:** Make sure that you put soft material between the horizon attitude gyro and the control column before you remove the gyro. If you put the sub panel on the control column without any protection, you can damage the horizon attitude gyro and/or the other instruments in the sub panel. Be very careful when you remove the sub panel so that you do not hit the gyro.

- (3) Carefully pull the panel out to get access to the back of the horizon gyro
- (4) Identify and tag the hoses which are attached to the horizon gyro.
- (5) Loosen the clamps and remove the hoses from the horizon gyro.
- (6) Disconnect the horizon gyro connector.
- (7) Put female plugs over the ports and put a connector cap on the electrical connector.
- (8) Remove the screws that attach the horizon gyro to the center panel.

**CAUTION:** Put a cover on the applicable hose or port, or on the applicable electrical connector when the gyroscopic instrument is out of the airplane or is to be shipped. Damage to the instrument will occur from contamination if a cover is not used.

- (9) Remove the horizon gyro from the airplane.

- B. Horizon Gyro Installation (Refer to Figure 201).

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

**CAUTION:** Do not remove the horizon attitude gyro from the box in which it was shipped until it is ready to be installed into the airplane. This will minimize the possibility of accidentally causing damage to the gyro.

**CAUTION:** Remove all plugs from the horizon attitude gyro before you install it in the airplane.

**CAUTION:** Be careful with the gyroscopic instruments. Do not hit, shake, or put the instruments on a hard surface. Put soft material between the gyroscopic instruments and any hard surface. Damage to the instruments will occur if the instruments are not carefully moved. The manufacturer's warranty can become void if the gyro is not kept in its initial condition as received from the manufacturer.

- (1) Attach the horizon gyro to the center panel with the screws.
- (2) Make sure that the horizon altitude gyro is installed level in the panel.
- (3) Remove the female plugs from the ports and remove the connector cap from the electrical connector.
- (4) Make sure that the vacuum lines and the static lines have no kinks in them.
- (5) Identify and connect the hoses to the horizon gyro. Tighten the clamps to the elbows or adapter as necessary.
- (6) Connect the horizon gyro connector.
- (7) Install the center panel with screws.
- (8) Put the MASTER switch and the AVIONICS switch in the ON position.
- (9) Engage the INST LTS circuit breaker on the circuit breaker panel assembly.
- (10) Do an operational check of the horizon attitude gyro to make sure that it operates correctly.

**3. Horizon Attitude Gyro Operational Check**

A. Horizon Attitude Gyro Operational Check.

- (1) Start the airplane engine.
- (2) Let the engine run for no less than 3 minutes.
- (3) Make sure that the vacuum gage shows between 4.5 and 5.5 inches Hg.
- (4) Make sure that the horizon bar becomes stable at the correct position for the attitude of the airplane, or becomes stable at the correct position, begins to vibrate, and then slowly stops vibration altogether.
- (5) Taxi in a straight line. Make sure that the horizon bar stays in the horizontal position while you taxi.
- (6) Do a 360-degree turn. Do not turn sharply as you make the turn. Make sure that the horizon bar does not tip more than 4 degrees from the horizontal during the turn.
- (7) If the horizontal gyro precession is more than 4 degrees from a heading in either direction during a 10-minute period, or does not operate within one or more of the limits given in steps 4 through 6 of this operational check, you must repair the system and/or replace the gyro.

**4. Directional Gyro Removal and Installation (Airplanes without Garmin G1000)**

A. Directional Gyro Removal (Refer to Figure 201).

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

**CAUTION:** Make sure that the gyro rotor has fully stopped before you move the instrument. The gyro rotor will not stop for approximately 15 minutes after the vacuum source is removed. Damage to the instrument will occur if the instrument is moved before the gyro rotor has stopped.

**CAUTION:** Be careful with the gyroscopic instruments. Do not hit, shake, or put the instruments on a hard surface. Put soft material between the gyroscopic instruments and any hard surface. Damage to the instruments will occur if the instruments are not carefully moved. The manufacturer's warranty can become void if the gyro is not kept in its initial condition as received from the manufacturer.

- (1) Put the MASTER switch and the AVIONICS switch in the off position.
- (2) Disengage the INST LTS circuit breaker on circuit panel assembly and the AUTO PILOT circuit breaker on avionics circuit breaker panel.
- (3) Remove the screws that connect the pilot center panel assembly to the structure to get access to the back of the directional gyro.

**CAUTION:** Make sure that you put soft material between the directional gyro and the control column before you remove the gyro. If you put the sub panel on the control column without any protection, you can damage the directional gyro and/or the other instruments in the sub panel. Be very careful when you remove the sub panel so that you do not hit the gyro.

- (4) Identify and tag two hoses connected to directional gyro.
- (5) Loosen the clamps and remove the hoses from the directional gyro.
- (6) Disconnect the directional gyro connector and the electrical connector from the directional gyro.
- (7) Put female plugs over the ports and put a connector cap on the electrical connector.
- (8) Remove the screws that connect the directional gyro to the pilot center panel assembly.
- (9) Remove the directional gyro from the airplane.

**CAUTION:** Put a cover on the applicable hose or port, or on the applicable electrical connector when the gyroscopic instrument is out of the airplane or is to be shipped. Damage to the instrument will occur from contamination if you do not use a cover.

- (10) Remove the directional gyro from the airplane.

B. Directional Gyro Installation (Refer to Figure 201).

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

**CAUTION:** Do not remove the directional gyro from the box in which it was shipped until it is ready to be installed into the airplane. This will minimize the possibility of accidentally causing damage to the gyro.

**CAUTION:** Remove all plugs from the directional gyro before you install it in the airplane.

**CAUTION:** Be careful with the gyroscopic instruments. Do not hit, shake, or put the instruments on a hard surface. Use soft material between the gyroscopic instruments and any hard surface. Damage to the instruments will occur if the instruments are not carefully moved. The manufacturer's warranty can become void if the gyro is not kept in its initial condition as received from the manufacturer.

- (1) Put the directional gyro on the back of the pilot center panel assembly and attach with screws.
- (2) Remove the female plugs from the ports and remove the connector cap from the electrical connector.
- (3) Identify and connect the hoses to the directional gyro. Tighten the clamps to attach the hoses to the elbows.
- (4) Connect the directional gyro connector and the electrical connector to the directional gyro.
- (5) Install the pilot center panel assembly and attach with screws.
- (6) Put the MASTER switch and the AVIONICS switch in the ON position.
- (7) Engage the INST LTS circuit breaker on the circuit breaker panel assembly and the AUTO PILOT circuit breaker on the avionics circuit breaker panel.
- (8) Do an operational check of the directional gyro to make sure that it operates correctly. Refer to Directional Gyro Operational Check.

**5. Directional Gyro Operational Check**

**A. Directional Gyro Operational Check.**

**NOTE:** The permitted limits for gyro drift on the ground or in flight is 4 degrees from a fixed heading, during a 10-minute period.

- (1) Start the airplane engine. The suction gage must read 4.5 to 5.5 in. Hg.
- (2) Make sure that the vacuum system operates correctly.
  - (a) The vacuum gage must show between 4.5 and 5.5 inches Hg.
- (3) Align the airplane into the wind.
- (4) Allow the directional gyro to stabilize for at least one minute.
- (5) Set the directional gyro to the north (N).
- (6) Make sure that the directional gyro dial drift is not more than 4 degrees in a 10-minute period.
- (7) Do steps 5 through 6 again for each cardinal heading (North, West, South, and East).
- (8) If the directional gyro dial drift is not satisfactory at any heading, repair the system and/or replace the gyro.
- (9) Stop the airplane engine.

**NOTE:** After you stop operation of the airplane, it is usual for the directional gyro dial to continue to turn. This is not a cause to remove the gyro.

**6. Turn Coordinator Removal and Installation (Airplanes without Garmin G1000)**

**A. Turn Coordinator Removal (Refer to Figure 201).**



CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

**CAUTION:** Make sure that the gyro rotor has fully stopped before you move the instrument. The gyro rotor will not stop for approximately 15 minutes after the vacuum source is removed. Damage to the instrument will occur if the instrument is moved before the gyro rotor has stopped.

**CAUTION:** Be careful with the gyroscopic instruments. Do not hit, shake, or put the instruments on a hard surface. Put soft material between the gyroscopic instruments and any hard surface. Damage to the instruments will occur if the instruments are not carefully moved. The manufacturer's warranty can become void if the gyro is not kept in its initial condition as received from the manufacturer.

- (1) Put the MASTER switch and the AVIONICS switch in the off position.
- (2) Disengage the INST LTS and the TURN COORD circuit breakers on circuit breaker panel assembly and the AUTO PILOT circuit breaker on the avionics circuit breaker panel.
- (3) Remove the screws that attach the pilot center panel assembly to the structure to get access to the back of the turn coordinator.

**CAUTION:** Make sure that you put soft material between the turn coordinator and the control column before you remove the turn coordinator. If you put the sub-panel on the control column without any protection, you can damage the turn coordinator and/or the other instruments in the sub-panel. Be very careful when you remove the sub-panel so that you do not hit the turn coordinator.

- (4) Disconnect the turn coordinator connector and the electrical connector from the turn coordinator.

**CAUTION:** Put a cover on the applicable electrical connector when the gyroscopic instrument is out of the airplane or is to be shipped. Damage to the instrument will occur from contamination if a cover is not used.

- (5) Put connector caps on the turn coordinator avionics connector and electrical connector.
- (6) Remove the screws that attach the turn coordinator to the pilot center panel assembly.
- (7) Remove the turn coordinator from the airplane.

**B. Turn Coordinator Installation (Refer to Figure 201).**

**CAUTION:** Do not remove the turn coordinator from the box in which it was shipped until it is ready to be installed into the airplane. This will minimize the possibility of accidentally causing damage to the gyro.

**CAUTION:** Remove all plugs from the turn coordinator before you install it in the airplane.

**CAUTION:** Be careful with the gyroscopic instruments. Do not hit, shake, or put the instruments on a hard surface. Put soft material between the gyroscopic instruments and any hard surface. Damage to the instruments will occur if the instruments are not carefully moved. The manufacturer's warranty can become void if the gyro is not kept in its initial condition as received from the manufacturer.

- (1) Put the turn coordinator on the back of the pilot center panel assembly and attach with screws.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

- (2) Remove the connector caps from the turn coordinator avionics connector and the electrical connector.
  - (3) Connect the turn coordinator connector and the electrical connector to the turn coordinator.
  - (4) Install the pilot center panel assembly and attach with screws.
  - (5) Put the MASTER switch and the AVIONICS switch in the ON position.
  - (6) Engage the INST LTS and the TURN COORD circuit breakers on the circuit breaker panel assembly and the AUTO PILOT circuit breaker on the avionics circuit breaker panel.
- C. Set the Autopilot Roll Null (if autopilot is installed).
- (1) Do the autopilot preflight test. Refer to the Pilot's Operating Handbook. If the autopilot does not complete the preflight test satisfactorily, do not continue to set the autopilot roll null.
  - (2) Disconnect the roll servo connector from the aircraft harness.
  - (3) Apply a ground to pin K of the harness connector.
  - (4) Connect the digital multimeter across the harness connector at pins D and L to monitor the servo drive voltage.
  - (5) Push the autopilot AP button on the autopilot flight computer to engage it.
    - (a) The default ROL mode must be selected. For example, the HDG, NAV, or APR modes are not engaged.
    - (b) Use a DMM to measure the DC voltage across pins D and L of the roll servo harness connector.
    - (c) Adjust the pot until a value of 0 volts  $\pm 0.020$  or  $-0.020$  volts is measured.  
1 If the pot movement is at its maximum stop before the servo drive is nulled, disengage the autopilot, turn the pot fully to the opposite stop, and engage the autopilot.
    - (d) The roll null adjustment range simulates a four-turn pot that lets the procedure of setting the pot adjustment range.
  - (e) Continue to turn the pot to null the voltage.
  - (6) Connect the airplane roll servo harness connector to the servo connector.
- D. Do an operational check of the turn coordinator to make sure that it operates correctly.

7. Turn Coordinator Removal and Installation (Airplanes with Garmin G1000)

- A. Turn Coordinator Removal (Refer to Figure 202).

**CAUTION:** Make sure that the gyro rotor has fully stopped before you move the instrument. The gyro rotor will not stop for approximately 15 minutes after the vacuum source is removed. Damage to the instrument will occur if the instrument is moved before the gyro rotor has stopped.

**CAUTION:** Be careful with the gyroscopic instruments. Do not hit, shake, or put the instruments on a hard surface. Use soft material between the gyroscopic instruments and any hard surface. Damage to the instruments will occur if the instruments are not carefully moved. The manufacturer's warranty can become void if the gyro is not kept in its initial condition as received from the manufacturer.

- (1) Put the MASTER switch and the AVIONICS switch in the off position.
- (2) Disengage the AUTO PILOT and STDBY INST LTS circuit breakers on the circuit breaker panel
- (3) Remove the Multi-Function Display (MFD). Refer to Chapter 34, Control Display Unit - Maintenance Practices.
- (4) Remove the screws that attach the turn coordinator to the structure.
- (5) Move the turn coordinator to get access to the electrical connector (PI307).

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

**CAUTION:** Put a cover on the applicable electrical connector when the gyroscopic instrument is out of the airplane or is to be shipped. Damage to the instrument will occur from foreign object debris if a cover is not used.

- (6) Disconnect the electrical connector and remove the turn coordinator from the airplane.
- (7) Put connector caps on the avionics connector and the electrical connector

B. Turn Coordinator Installation (Refer to Figure 202).

**CAUTION:** Do not remove the turn coordinator from the box in which it was shipped until it is ready to be installed into the airplane. This will minimize the possibility of accidentally causing damage to the gyro.

**CAUTION:** Remove all plugs from the turn coordinator before you install it in the airplane.

**CAUTION:** Be careful with the gyroscopic instruments. Do not hit, shake, or put the instruments on a hard surface. Put soft material between the gyroscopic instruments and any hard surface. Damage to the instruments will occur if the instruments are not carefully moved. The manufacturer's warranty can become void if the gyro is not kept in its initial condition as received from the manufacturer.

- (1) Remove the connector caps from the turn coordinator avionics connector and the electrical connector.
  - (2) Connect the electrical connector to the turn coordinator.
  - (3) Install the turn coordinator in position.
  - (4) Attach the turn coordinator with screws to the structure.
  - (5) Install the MFD. Refer to Chapter 34, Control Display Unit - Maintenance Practices.
  - (6) Put the MASTER switch and the AVIONICS switch in the ON position.
  - (7) Engage the AUTO PILOT and STDBY INST LTS circuit breakers on the circuit breaker panel
- C. Set the autopilot roll null if autopilot is installed. Refer to Autopilot - Maintenance Practices.
- D. Do an operational check of the turn coordinator to make sure that it operates correctly.

## ANEXO X

### Información del Service Manual para la instalación del ADF

**CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
MODEL 206/T206  
MAINTENANCE MANUAL**

#### **KR-87 ADF SYSTEM - MAINTENANCE PRACTICES**

##### **1. General**

- A. This section gives removal and installation procedures for the KI-227 Automatic Direction Finder (ADF) indicator, KR-87 ADF receiver, and KA-44B ADF antenna.
- B. On airplanes without Garmin G1000, the KR-87 ADF receiver is installed in the avionics panel radio rack. The KA-44B ADF antenna is installed on the bottom fuselage below the cabin at FS 152.20 and RBL 1.00. Use the KR-87 ADF receiver to tune the KR-87 system. Indications are shown on the KI-227 ADF indicator, located to the left of the receiver on the inboard pilot panel assembly below the navigation indicators.
- C. On airplanes with Garmin G1000, the KR-87 ADF receiver is installed on the instrument panel to the right of the Multi-Function Display (MFD). The KA-44B ADF antenna is installed on the bottom fuselage below the cabin at FS 152.20 and RBL 1.00. To tune the KR-87 ADF system, use the KR-87 ADF receiver. All indications are shown on the G1000 Primary-Flight Display (PFD).

##### **2. KR- 87 ADF Receiver Removal and Installation (Airplanes without Garmin G1000)**

- A. ADF Receiver Removal (Refer to Figure 201).
  - (1) Remove electrical power from airplane. Disengage ADF circuit breaker on avionics circuit breaker panel and INST LTS circuit breaker on circuit panel assembly.
  - (2) Loosen the single locking screw located in the recessed hole on the face of the receiver.
  - (3) Pull the ADF receiver from the radio rack and remove from airplane.
- B. ADF Receiver Installation (Refer to Figure 201).
  - (1) Put the ADF receiver in the radio rack and slide it forward to engage the fixed electrical plug.
  - (2) Tighten the single locking screw located in the recessed hole on the face of the receiver.
  - (3) Connect electrical power to the airplane as needed and turn the master switch to ON. Engage the ADF circuit breaker on the avionics circuit breaker panel.
  - (4) Do an operational test of the ADF receiver.
  - (5) Remove electrical power from the airplane and turn the master switch to off. Disengage the ADF circuit breaker on the avionics circuit breaker panel.

##### **3. KR-87 ADF Receiver Removal/Installation (Airplanes with Garmin G1000)**

- A. ADF Receiver Removal (Refer to Figure 202).
  - (1) Remove electrical power from the airplane and turn the master switch to off. Disengage the ADF circuit breaker on the avionics circuit breaker panel.
  - (2) Loosen the single locking screw located in the recessed hole on the face of the receiver.
  - (3) Carefully pull the ADF receiver and the bezel from the instrument panel to disengage the electrical connector (P1602) from the ADF receiver.
  - (4) Remove the ADF receiver, with the bezel, from the airplane.
- B. ADF Receiver Installation (Refer to Figure 202).
  - (1) Carefully put the bezel on the rear of the ADF receiver and pull it forward evenly until it is in position directly behind the face of the ADF receiver.
  - (2) Put the ADF receiver in position in the instrument panel and slide it forward to engage the electrical connector (P1602) with the ADF receiver.
  - (3) Tighten the single locking screw located in the recessed hole on the face of the receiver.
  - (4) Connect electrical power to the airplane as needed and turn the master switch to ON. Engage the ADF circuit breaker on the avionics circuit breaker panel.
  - (5) Do an operational test of the ADF receiver.
  - (6) Remove electrical power from the airplane and turn the master switch to off. Disengage the ADF circuit breaker on the avionics circuit breaker panel.

## ANEXO Y

### Información del Service Manual para la instalación del VACCUM PUMP

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

#### VACUUM SYSTEM - MAINTENANCE PRACTICES

#### 1. Description and Operation

##### A. Description and Operation

- (1) The vacuum system has a filter, vacuum gage, vacuum instruments, regulator valve, vacuum manifold, low vacuum annunciator switches, engine-driven vacuum pumps and related plumbing.
- (2) On airplanes without Garmin G1000, the source of vacuum air is in the cabin and is pulled through the system by the engine-driven vacuum pumps. This air goes through the gyro filter at the cabin inlet source before it goes through the vacuum gage and gyro instruments. The vacuum is controlled by the regulator valve. The regulator valve is on the aft side of the firewall. The vacuum air is then pulled through the vacuum manifold and past the low vacuum annunciator switches and then into the vacuum pumps.
- (3) On airplanes without Garmin G1000, vacuum pressure is measured by the low vacuum annunciator switches in the engine compartment. The vacuum gage in the instrument panel shows the vacuum pressure.
  - (a) The vacuum gage gives a direct indication of the system vacuum in inches of mercury (In. Hg.).
  - (b) The low vacuum annunciator switches are part of the panel annunciator warning system.
    - 1 If the left vacuum switch (SN012) senses a vacuum below 3.0 In. Hg., the VAC annunciator will show L VAC.
    - 2 If the right vacuum switch (SN011) senses a vacuum below 3.0 In. Hg., the VAC annunciator will show VAC R.
    - 3 If both switches sense a vacuum below 3.0 In. Hg., the VAC annunciators will show L VAC R.
  - (c) For more information on the maintenance practices for the panel-mounted annunciator (UI005), refer to Chapter 31, Annunciator Panel - Maintenance Practices.
- (4) On airplanes with Garmin G1000, the source of vacuum air is in the cabin and is pulled through the system by the engine-driven vacuum pump. The vacuum pressure is measured by a vacuum transducer. The air goes through the gyro filter at the cabin inlet source before it goes through the horizon gyro indicator. The vacuum is controlled by the regulator valve. The regulator valve and the vacuum transducer are on the aft side of the firewall.

#### 2. Vacuum Pump Removal/Installation

**NOTE:** The removal/installation is typical for each vacuum pump.

##### A. Remove the Vacuum Pump (Refer to Figure 201 and Figure 202).

- (1) Remove the engine cowl. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.
- (2) Disconnect the hoses from the inlet and outlet ports of the vacuum pump.
- (3) Cap the hoses and vacuum pump ports to keep out foreign material.
- (4) Remove the nuts, lock washers, and flat washers that attach the shroud and vacuum pump to the engine.
- (5) Remove the shroud and vacuum pump from the studs on the engine.
- (6) Remove the elbow from the pump.
- (7) Discard any damaged fittings or nuts with rounded corners.

##### B. Install the Vacuum Pump (Refer to Figure 201).

- (1) Before you install a new vacuum pump, purge the vacuum pump hoses in the system to remove foreign particles that may have been deposited in the hoses by the previous vacuum pump.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

**CAUTION:** Do not set the pump directly in a vise. If you clamp the vise across the center, the carbon rotor in the pump can be damaged. Protect the pump mount flange with soft metal or wood. Never install a vacuum pump that has been dropped.

- (2) Use a jaw protected vise to set the vacuum pump in a position with the drive coupling turned down.

**CAUTION:** Do not use Teflon tape, pipe dope, or thread lubricants of any type.

- (3) Install the elbow fitting in the pump hand tight.

**CAUTION:** Do not turn the elbow fitting more than 1.5 turns beyond the hand tight position.

- (4) Use only a box end wrench to tighten fittings to desired position.

**CAUTION:** Do not use any cork-type gaskets when you install the vacuum pump.

- (5) Set the new mount pad gasket on the studs.  
(6) Make sure the surfaces are clean and free of any old gasket material.  
(7) Set the vacuum pump and shroud on the studs.

**CAUTION:** Do not apply grease to the splines of the vacuum pump.

- (8) Make a torque wrench to install the pump and shroud to the engine.  
(a) The wrench length must be 2.25 inches (57.15 mm) from the center of the box end to the center of the socket.  
(b) Weld a 0.375 inch (9.525 mm) drive to a 0.4375 inch (11.1125 mm) wrench with a 12 point cut-out in the box end of the wrench.  
(9) Install the pump and shroud to the engine with the flat washers, new lockwashers, and nuts.  
(10) Use the torque wrench adapter and torque the mount nuts in a cross pattern to 70 inch-pounds, +10 or -10 inch-pounds (6.8 N.m, +1.1 or -1.1 N.m).  
(11) Connect the hoses to the inlet and outlet ports of the vacuum pump.  
(12) Connect the drain hose to the elbow.  
(13) Set the tube in a position so the exhaust is not directed toward the magnetos or electrical wires.  
(14) Operate the engine and examine the indication on the vacuum gage. Refer to the Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual.  
(15) Adjust the indication on the vacuum gage, if necessary. Refer to the vacuum pressure adjustment/test.  
(16) Install the upper engine cowls. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.

### 3. Vacuum Manifold Removal/Installation

**NOTE:** The procedures that follow are for airplanes with standard avionics.

- A. Remove the Vacuum Manifold (Refer to Figure 201).  
(1) Remove the engine cowls. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.  
(2) Remove the hoses from the vacuum manifold.  
(3) Identify with a tag and disconnect electrical connectors from vacuum manifold.  
(4) Loosen the nut that attaches the vacuum manifold to the nipple in the firewall.  
(5) Remove the vacuum manifold from the airplane.
- B. Install the Vacuum Manifold (Refer to Figure 201).  
(1) Set the vacuum manifold on the nipple in the firewall and attach it with the nut.  
(2) Connect the electrical connectors to the vacuum manifold.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

- (3) Connect the hoses to the vacuum manifold and attach it with the clamps.
- (4) Install the upper engine cowling. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.

**4. Vacuum Regulator Filter Removal/Installation**

- A. Remove the Filter to the Vacuum Regulator (Refer to Figure 201).
  - (1) Remove the pilot seat. Refer to Chapter 25, Front Seats - Maintenance Practices.
  - (2) Reach behind the radio stack and stretch the foam element over the top retaining bezel to remove the filter.
  - (3) Remove the filter from the airplane.
- B. Install the Vacuum Regulator Filter (Refer to Figure 201).
  - (1) Reach behind the radio stack and stretch the foam element over the top of the retaining bezel to install the filter.
  - (2) Make sure that the foam element is installed correctly on the retaining bezel.
  - (3) Install the pilot seat. Refer to Chapter 25, Front Seats - Maintenance Practices.

**5. Gyro Filter Removal/Installation**

- A. Remove the Gyro Filter (Refer to Figure 201).
  - (1) Remove the bolt and retainer from the mount.
  - (2) Remove the gyro filter.
- B. Install the Gyro Filter (Refer to Figure 201).
  - (1) Set the gyro filter and retainer on the mount and install the bolt.

**6. Vacuum Gage Removal/Installation**

**NOTE:** The procedures that follow are for airplanes with standard avionics.

**NOTE:** The vacuum gage and ammeter are incorporated into a single instrument.

- A. Remove the Vacuum Gage (Refer to Figure 201).
  - (1) Disconnect the vacuum and air hoses from the vacuum gage.
  - (2) Disconnect the electrical connector from the ammeter.
  - (3) Remove the screws that attach the vacuum gage to the instrument panel and remove the vacuum gage.
- B. Install the Vacuum Gage (Refer to Figure 201).
  - (1) Install vacuum gage to the instrument panel and attach with screws.
  - (2) Connect the electrical connector to the ammeter.
  - (3) Connect the vacuum and air hoses to the vacuum gage.

**7. Vacuum Transducer Removal/Installation**

**NOTE:** Only airplanes with the Garmin G1000 have a vacuum transducer.

- A. Remove the Vacuum Transducer (Refer to Figure 201).
  - (1) Remove the center panel. Refer to Chapter 31, Instrument and Control Panels - Maintenance Practices.
  - (2) Remove the screw and clamp that hold the vacuum transducer in position.
  - (3) Remove the vacuum transducer.
- B. Install the Vacuum Transducer (Refer to Figure 201).
  - (1) Install the vacuum transducer.
  - (2) Install the screw and clamp that hold the vacuum transducer in position.
  - (3) Install the center panel. Refer to Chapter 31, Instrument and Control Panels - Maintenance Practices.

## ANEXO Z

### Información del Service Manual para la instalación del TACOMETER

CESSNA AIRCRAFT COMPANY  
**MODEL 206/T206**  
MAINTENANCE MANUAL

#### TACHOMETER - MAINTENANCE PRACTICES

##### 1. Description and Operation

- A. In airplanes that do not have the Garmin G1000, engine speed (RPM) is measured by a cockpit mounted indicator. Maintenance is only the removal/installation of the tachometer and drive cable.

##### 2. Tachometer and Drive Cable Removal/Installation

**NOTE:** The procedures that follow are for airplanes with standard avionics.

- A. Remove Tachometer and Drive Cable (Refer to Figure 201).
- (1) On the backside of the instrument panel, disconnect the drive cable from the tachometer.
  - (2) Disconnect the electrical connector from the backside of the tachometer.
  - (3) Remove the screws that attach the tachometer to the instrument panel and remove the tachometer.
  - (4) Remove the upper engine cowling. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.
  - (5) Disconnect the drive cable at the rear of the accessory case.
  - (6) Remove the two screws that attach the firewall shield to the firewall.
  - (7) Remove the drive cable through the firewall.
- B. Install the Tachometer and Drive Cable (Refer to Figure 201).
- (1) Install the drive cable through the firewall.
  - (2) Connect the drive cable to the accessory case housing. Torque the tach drive shaft to 100 in-lbs.
  - (3) Install the firewall shield to the firewall with screws.
  - (4) Install the tachometer to the instrument panel with four screws.
  - (5) Connect the electrical connector to the tachometer.
  - (6) Connect the drive cable to the backside of the tachometer.
  - (7) Install the upper engine cowling. Refer to Chapter 71, Cowls - Maintenance Practices.

##### 3. Tachometer Sending Unit Removal/Installation

**NOTE:** The procedures that follow are for airplanes with Garmin G1000.

- A. Remove the Tachometer Sending Unit (Refer to Figure 202).
- (1) Make sure that the MASTER switch is in the off position.
  - (2) Remove the top cowl. Refer to Chapter 71, Cowl - Maintenance Practices.
  - (3) Disconnect the electrical connector (PN025 or JN028).
  - (4) Loosen the knurled nut.
  - (5) Remove the tachometer sending unit from the airplane.
- B. Install the Tachometer Sending Unit (Refer to Figure 202).
- (1) Put the tachometer sending unit in position on the airplane.
  - (2) Tighten the knurled nut.
  - (3) Connect the electrical connector (PN025 or JN028).

**NOTE:** If irregular tachometer indications have occurred, the use of Stabilant 22 contact enhancer on the electrical connector (PN025) can possibly decrease the occurrence of these indications.

- (4) Install the side cowl. Refer to Chapter 71, Cowl - Maintenance Practices.



## ANEXO AA

### CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD DE LA AERONAVE CESSNA T206H CON MATRICULA HC-CPS Y CERTIFICADO DE FINALIZACIÓN DEL TRABAJO DE TITULACIÓN

	<b>REPUBLICA DEL ECUADOR</b> <b>DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL</b> <b>CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD ESTANDAR</b>		No. 2266-UTO
1. MATRICULA <i>REGISTRATION</i>	2. MARCA Y MODELO <i>MANUFACTURER AND MODEL</i>	3. NUMERO DE SERIE <i>SERIAL NUMBER</i>	4. CATEGORIA <i>CATEGORY</i>
<b>HC-CPS</b>	<b>CESSNA T206H</b>	<b>T20608071</b>	<b>NORMAL</b>
<p>5. AUTORIDAD Y BASE PARA LA EMISION / <i>AUTHORITY AND BASIS FOR ISSUANCE</i>          Este CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD es emitido de acuerdo a las Regulaciones Técnicas de Aviación Civil (RDAC) vigentes emitidas por la DAC del Ecuador, y certifica que a la fecha de su emisión, la aeronave involucrada ha sido inspeccionada y reúne las condiciones establecidas en su Certificado Tipo, cumpliendo con las exigencias establecidas en el Anexo 8 de OACI excepto como lo anotado a continuación. / <i>This AIRWORTHINESS CERTIFICATE is issued in accordance with current Technical Civil Aviation Regulations (RDAC) Publisher by Ecuadorian CAA, and certifies that as of the date of issuance the aircraft to which issued has been inspected and found to conform to the type certificate, and has been shown to meet requirements provided by ICAO Annex 8 except as noted herein.</i>          EXCEPCIONES / <i>EXCEPTIONS</i></p>			
<p>6. TERMINOS Y CONDICIONES / <i>TERMS AND CONDITIONS</i>          A menos que sea suspendido, revocado, cancelado o finalizado el periodo indicado por la DAC, este CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD es efectivo siempre y cuando el mantenimiento, mantenimiento preventivo y alteraciones sean ejecutados de acuerdo con las partes 21, 43 y 91 de las Regulaciones Técnicas de Aviación Civil vigentes de la Republica de Ecuador. / <i>Unless sooner surrendered, suspended, revoked or a termination date is otherwise established by the DAC, this AIRWORTHINESS CERTIFICATE is effective as long as the maintenance, preventive maintenance and alterations are performed in accordance with parts 21, 43, and 91 of current Technical Civil Aviation Regulation (RDAC) published by Ecuadorian CAA.</i>          La responsabilidad de su cumplimiento es del propietario u operador de la misma. / <i>The accomplishment of this paragraph is responsibility of the owners or the operator.</i></p>			
7. LUGAR Y FECHA DE EMISIÓN <i>DATE AND PLACE OF ISSUANCE</i>	8. FECHA DE VENCIMIENTO <i>EXPIRATION DATE</i>	9. INSPECTOR DAC ECUADOR / <i>DAC INSPECTOR</i>	
<b>QUITO, 15-Agosto-2016</b>	<b>14-Agosto-2017</b>	<b>Wilson Rocha Y.</b> 1462MM	
<p>10. Cualquier alteración, raspadura o enmienda será penada por la DAC. Este certificado debe ser llevado siempre a bordo y debe presentarse a cualquier CAA que lo solicite. / <i>Any alteration reproduction or misuse of this certificate will be punished by the DAC. This Certificate must be carried on board and will be showed at any CAA that requires it.</i></p>			
<p>11. Fecha de vencimiento del seguro, ver certificado adjunto / <i>Insurance expiration date see attached certificate.</i></p>			

DAC FORM 8100-2



A petición verbal de la parte interesada:

Yo, **Tigo. Arévalo Rodríguez Esteban Andrés** en calidad de **DIRECTOR DE MANTENIMIENTO** de la compañía **AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A.**, me permito informar lo siguiente:

El proyector de graduación elaborado por el Señor: **REMACHE CANDO ELVIS MICHAEL** con el tema: **"REHABILITACIÓN DEL SISTEMA AVIÓNICO EN LA AERONAVE CESSNA T206H CON EL NÚMERO DE SERIE T20608071 DE LA COMPAÑÍA AERO SARAYAKU TAYJASARUTA S.A. UBICADA EN LA CIUDAD DE SHELL-MERA"**

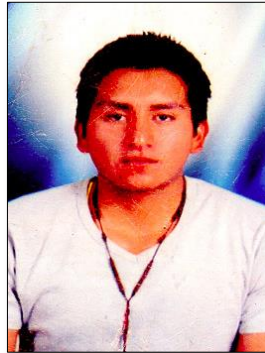
Ha sido efectuado en forma satisfactoria y el mismo que cuenta con todas las garantías de funcionamiento, por lo cual existiendo este aval respalda el trabajo el trabajo realizado por el mencionado estudiante y además agradeciendo a la **UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS ESPE**, por ayudar al desarrollo de la aviación en el Ecuador.

Atentamente,

  
**Andrés Arévalo**  
**JEFE DE MANTENIMIENTO**  
**AEROSARAYAKU**



## HOJA DE VIDA



### DATOS PERSONALES:

---

**Nombres y apellidos:** REMACHE CANDO ELVIS MICHAEL  
**Documento de identidad:** 050368516-6  
**Fecha de nacimiento:** 10 de Octubre de 1993  
**Lugar de nacimiento:** Cotopaxi – Latacunga – La Matriz  
**Estado civil:** Soltero  
**Dirección:** Barrio San Felipe – Calle Paraguay y 10 de Agosto  
**Teléfono:** 0999297208  
**E-mail:** remachecando93@gmail.com

### FORMACIÓN ACADÉMICA:

---

**Estudios Primarios:** Escuela “Simon Bolivar”  
**Estudios Secundarios:** Instituto Tecnológico Superior “Ramon Barba Naranjo”  
**Universitarios:** Unidad de Gestion de Tecnologias-ESPE  
Carrera de Electrónica Mención Instrumentación y Aviónica

## **CURSOS:**

---

- Licencia de Mecánico en Mantenimiento 2822MM
- Licencia de Conducción tipo C y E

## **EXPERIENCIA PROFESIONAL O PRÁCTICAS PREPROFESIONALES:**

---

- Técnico- Pasante. *Ejercito Ecuatoriana, Grupo de Aviación del Ejercito N° 43 "Portoviejo"*  
Año: 2015 200 horas
- Pasante- Ayudante en Mantenimiento, *Compañía Aero Sarayaku S.A*  
Año: 2016 200 horas

## **REFERENCIAS PERSONALES:**

---

- Nombre: Joel Tipantuña  
Técnico de Mantenimiento de la Compañía Agro Aéreo  
Dirección: Quevedo-Km 5 Vía a Valencia  
Teléfono: 0999002666
- Nombre: Andrés Arévalo  
Docente de la Universidad De las Fuerzas Armadas-ESPE  
Dirección: Av. Javier Espinosa y Av. Amazonas  
Teléfono: 0984615479
- Nombre: Henry Cando  
Ingeniero en Diseño Gráfico Computarizado  
Dirección: Calle 10 de agosto y México  
Teléfono: 0998287217

---

**Remache Elvis**

**C.C.: 050368516-6**

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS-ESPE  
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**

**HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS**

**DEL CONTENIDO DE LA PRESENTE INVESTIGACIÓN SE  
RESPONSABILIZA EL AUTOR**

---

REMACHE CANDO ELVIS MICHAEL

C.C: 050368516-6

DIRECTOR DE LA CARRERA DE ELECTRÓNICA MENCIÓN  
INSTRUMENTACIÓN Y AVIÓNICA

---

ING. PABLO PILATASIG

Latacunga, 04 de Abril del 2018