



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA

**CARRERA DE INGENIERÍA EN ELECTRÓNICA, AUTOMATIZACIÓN Y
CONTROL**

**PROYECTO DE GRADO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO EN ELECTRÓNICA, AUTOMATIZACIÓN Y CONTROL**

AUTOR: CHRISTIAN RENÉ ZABALA TABANGO

**TEMA: ANÁLISIS DE LOS SISTEMAS DE AVIÓNICA, CONTROL
ELECTRÓNICO Y ELÉCTRICO DE LA AERONAVE MODELO RV-10 Y
DESARROLLO DEL MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNÉS ELÉCTRICO Y
ELECTRÓNICO**

DIRECTOR: ING. HUGO ORTIZ

CODIRECTOR: ING. PABLO MOLINA

SANGOLQUÍ, DICIEMBRE - 2013

CERTIFICACIÓN

Certificamos que el presente proyecto de grado titulado “ANÁLISIS DE LOS SISTEMAS DE AVIÓNICA, CONTROL ELECTRÓNICO Y ELÉCTRICO DE LA AERONAVE MODELO RV-10 Y DESARROLLO DEL MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNÉS ELÉCTRICO Y ELECTRÓNICO”, ha sido desarrollado en su totalidad por el señor Christian René Zabala Tabango con C.I.: 1600347510 bajo nuestra dirección.

Ing. Hugo Ortiz

DIRECTOR

Ing. Pablo Molina

CODIRECTOR

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

CHRISTIAN RENÉ ZABALA TABANGO

El proyecto denominado “ANÁLISIS DE LOS SISTEMAS DE AVIÓNICA, CONTROL ELECTRÓNICO Y ELÉCTRICO DE LA AERONAVE MODELO RV-10 Y DESARROLLO DEL MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNÉS ELÉCTRICO Y ELECTRÓNICO ”, ha sido desarrollado en base a una investigación exhaustiva respetando los derechos intelectuales de terceros, conforme consta de acuerdo a las citas bibliográficas colocadas según normativa APA Sixth Edition, y cuyas fuentes se incorporan en la bibliografía final.

Sangolquí, Diciembre 2013

Christian René Zabala Tabango

C.I.: 1600347510

AUTORIZACIÓN

Yo, Christian René Zabala Tabango autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE, la publicación en el repositorio digital del proyecto de tesis titulado “ANÁLISIS DE LOS SISTEMAS DE AVIÓNICA, CONTROL ELECTRÓNICO Y ELÉCTRICO DE LA AERONAVE MODELO RV-10 Y DESARROLLO DEL MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNÉS ELÉCTRICO Y ELECTRÓNICO” cuyo contenido, ideas y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

Christian René Zabala Tabango

C.I.: 1600347510

DEDICATORIA

Para:

Mi Dios, estrella en el firmamento a la que sigo perseverante, gloria a él.

Mis Padres; René y Gladys, consejos oportunos, comprensión y guía sabia.

Mi Esposa; Marlyn, amante fiel y compañera inseparable de camino con quien disfruto compartir la vida.

Mis Hijos; Kaleb y Dayme, fuente de motivación infinita quienes alegran mi vida.

“El comienzo de la sabiduría es el temor del Señor”

Salmo 9:10

AGRADECIMIENTO

A mi Dios en primer lugar, por haberme guiado por el camino de la felicidad hasta ahora. Después a mis padres por siempre haberme dado su fuerza y apoyo incondicional, quienes me han ayudado y llevado hasta donde estoy ahora.

A la empresa FOR AVIATION que compartió su información y confió en mí, para llevar a cabo este proyecto. Luego al personal de ALAS DE SOCORRO, quienes colaboraron conmigo para que esta tesis no pierda rumbo y cumpla los objetivos propuestos.

Al Ing. Hugo Ortiz, director y al Ing. Pablo Molina, codirector de esta tesis quién me ayudó en los momento más importantes. Por último a mis compañeros de apoyo y amigos, que supieron extenderme una mano cuando más lo necesitaba y hemos disfrutado de momentos alegres.

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN.....	II
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	III
AUTORIZACIÓN	IV
DEDICATORIA.....	V
AGRADECIMIENTO.....	VI
ÍNDICE DE CONTENIDOS	VII
ÍNDICE DE FIGURAS.....	XIV
ÍNDICE DE TABLAS	XXI
RESUMEN.....	XXII
CAPÍTULO I.....	1
GENERALIDADES.....	1
1.1 ANTECEDENTES.....	1
1.2 DEFINICIÓN DEL PROBLEMA.....	2
1.2.1 Justificación	2
1.2.2. Importancia.....	3
1.3 OBJETIVOS.....	3
1.3.1 General.....	3
1.3.2 Específicos.....	4
1.4 ALCANCE	4
CAPITULO II.....	5
AVIÓN EXPERIMENTAL RV-10	5
2.1 INTRODUCCIÓN A LA AVIÓNICA.....	5
2.2 CASCO	7

2.2.1 Fuselaje	7
2.2.2 Alas	8
2.2.3 Alerones.....	8
2.2.4 Flap.....	9
2.2.5 WING TIP.....	10
2.2.6 Estabilizador horizontal.....	10
2.2.7 Elevadores.....	11
2.2.8 Estabilizador vertical	11
2.2.9 Timón.....	12
2.2.10 Tren de aterrizaje.....	12
2.2.11 Trenes Principales	13
2.2.12 Sistemas de frenos	14
2.2.13 Sistemas de luces.....	14
2.2.13.1 Luces de Navegación.....	15
2.2.13.2 Luces de Posicionamiento	15
2.2.14 Controles de vuelo	16
2.2.14.1 Controles Mecánicos.....	16
2.2.14.2 Piloto automático	16
2.2.14.3 Trims	16
2.3 Sistemas de Instrumentación (García de la Cuesta, 2009)	17
2.3.1 Instrumentos de Vuelos	17
2.3.2 Instrumentos de Navegación	18
2.3.2.1 V.O.R	18
2.3.2.2 G.P.S.....	18
2.3.3 Instrumentos de Comunicación.....	18

2.3.3.1 Transponder.....	18
2.3.3.2 Radios (VHF)	19
2.4 Planta Motriz (Muñoz, 2000).....	19
2.4.1 Instrumentos del motor	20
2.4.2 Sistemas de Enfriamiento	20
2.4.2.1. Sistema de lubricación.....	20
2.4.3 Sistema de combustible.....	21
2.4.4. Controles del Motor	22
2.4.4.1 Presión Manifold (acelerador).....	22
2.4.4.2 Mezcla.....	23
CAPÍTULO III.....	24
MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNES ELÉCTRICO Y ELECTRÓNICO PARA EL VERTICAL POWER.....	24
3.1 FAMILIARIZACIÓN CON LOS SISTEMAS.....	24
3.1.1 Descripción	24
3.1.2 Instrucciones de Seguridad.....	28
3.2 MATERIALES Y HERRAMIENTAS.....	29
3.2.1 Identificación de partes y componentes.....	29
3.2.2 Modo de Empleo de Herramientas	30
3.2.3 Terminales.....	32
3.2.4 Prolongadores de Línea	34
3.3 VERTICAL POWER.....	35
3.3.1 Análisis y Descripción	36
3.3.2 Datos Técnicos y Físico	45

3.3.3 Diagrama eléctrico de instalación del equipo Vertical Power VP-	
200	46
3.3.4 Instrucciones para Instalación de Terminales y Conexiones.....	46
CAPÍTULO IV	49
MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNÉS ELÉCTRICO Y	
ELECTRÓNICO PARA LOS SISTEMAS DE INSTRUMENTACIÓN	49
4.1 INSTRUMENTOS DE NAVEGACIÓN	49
4.1.1 INDICADOR OMNIDIRECCIONAL DE ALTA FRECUENCIA	
(V.O.R).....	50
4.1.1.1 Análisis y Descripción.	50
4.1.1.2 Datos técnicos y físicos.	52
4.1.1.3 Diagrama eléctrico de instalación	54
4.1.1.4 Instrucciones para la instalación de terminales y conexiones.....	54
4.1.2 G.P.S.....	55
4.1.2.1 Análisis y Descripción	55
4.1.2.2 Datos técnicos y físicos.....	56
4.1.2.3 Diagrama eléctrico de instalación	57
4.1.2.4 Instrucciones para la instalación de terminales y conexiones.....	57
4.1.3 TRANSPONDER.....	58
4.1.3.1 Análisis y Descripción	58
4.1.3.2 Datos técnicos y físicos.....	60
4.1.3.3 Diagrama eléctrico de instalación	61
4.1.3.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones	61
4.1.4 ELT	62
4.1.4.1 Análisis y Descripción	62

	XI
4.1.4.2 Datos técnicos y físicos.....	63
4.1.4.3 Diagrama eléctrico de instalación	64
4.1.4.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones	64
4.1.4 EQUIPO DE COMUNICACIÓN.....	66
4.1.4.1 Análisis y Descripción	66
4.1.4.2 Datos técnicos y físicos	70
4.1.5.3 Diagrama eléctrico de instalación	71
4.1.5.4 Instrucciones para la instalación de terminales y conexiones.....	71
4.2 INSTRUMENTOS DE VUELO	73
4.2.1. Análisis y Descripción	73
4.2.2 Datos técnicos y físicos.....	81
4.2.3 Diagrama eléctrico de instalación.....	82
4.2.4 Instrucciones para la instalación de terminales y conexiones	82
CAPÍTULO V	84
MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNÉS ELÉCTRICO Y	
ELECTRÓNICO PARA LA PLANTA MOTRIZ Y CONTROLES DE	
VUELO	84
5.1 INSTRUMENTOS DEL MOTOR.....	84
5.1.1 Análisis y Descripción	84
5.1.2 Datos técnicos y físicos.....	95
5.1.3 Diagrama eléctrico de instalación.....	96
5.1.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones.....	96
5.2 CONTROLES DE VUELO.....	98
5.2.1 Análisis y Descripción	98

5.2.2 Datos técnicos y físicos	102
5.2.3 Diagrama eléctrico de instalación.....	103
5.2.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones	103
5.3 TRIMS.....	105
5.3.1 Análisis y Descripción	105
5.3.2 Datos técnicos y físicos.....	106
5.3.3 Diagrama eléctrico de instalación.....	106
5.3.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones	106
CAPÍTULO VI	108
MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNÉS ELÉCTRICO Y ELECTRÓNICO PARA LOS SISTEMAS DE ENCEDIDO Y LUCES.....	108
6.1 SISTEMAS DE LUCES	108
6.1.1 Análisis y Descripción	108
6.1.2 Datos técnicos y físicos.....	112
6.1.3 Diagrama eléctrico de instalación.....	113
6.1.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones	113
6.2. BATERÍA	114
6.2.1 Análisis y Descripción.	114
6.2.2 Datos técnicos y físicos.....	120
6.2.3 Diagrama eléctrico de instalación.	121
6.2.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones	122
6.3 PROTECCIONES	124
6.3.1 Análisis y Descripción	124
6.3.2 Datos técnicos y físicos:.....	129
6.3.3 Diagrama eléctrico de instalación.	129

6.3.4 Plantilla para instalación de terminales y conexiones.....	129
CAPÍTULO VII	132
EVALUACIÓN Y DIAGNÓSTICO.....	132
7.1. EVALUACIÓN	132
7.2. DIAGNÓSTICO Y REVISIÓN.....	133
7.3. SOLUCIÓN DE PROBLEMAS.....	134
CAPÍTULO VIII	137
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	137
8.1. CONCLUSIONES.....	137
8.2. RECOMENDACIONES.....	140
GLOSARIO.....	142
BIBLIOGRAFÍA	¡ERROR! MARCADOR NO DEFINIDO.
ANEXOS.....	¡ERROR! MARCADOR NO DEFINIDO.

Índice de Figuras

FIGURA 2.1. CASCO DE AERONAVE RV-10 (VANS AIRCRAF, 2003)	7
FIGURA 2.2. ALA DERECHA RV-10 (VANS AIRCRAF, 2003)	8
FIGURA 2.3. ESTRUCTURA DEL ALERÓN IZQUIERDO (VANS AIRCRAF, 2003).....	9
FIGURA 2.4. ESTRUCTURA DEL FLAP DEL MODELO RV-10 (VANS AIRCRAF, 2003).....	9
FIGURA 2.5. WING TIP (VANS AIRCRAF, 2003)	10
FIGURA 2.6. ESTABILIZADOR HORIZONTAL MODELO RV-10 (VANS AIRCRAF, 2003).....	10
FIGURA 2.7. ELEVADOR IZQUIERDO (VANS AIRCRAF, 2003)	11
FIGURA 2.8. ESTABILIZADOR VERTICAL Y HORIZONTAL (COLA) (VANS AIRCRAF, 2003).....	11
FIGURA 2.9. TIMÓN DE COLA (VANS AIRCRAF, 2003)	12
FIGURA 2.10. DETALLE DE TREN DE NARIZ RV-10 (VANS AIRCRAF, 2003)	13
FIGURA 2.11. TREN DE ATERRIZAJE (VANS AIRCRAF, 2003).....	13
FIGURA 2.12. SISTEMA DE FRENOS DEL RV-10. (VANS AIRCRAF, 2003)	14
FIGURA 2.13. SISTEMA DE LUCES EN BORDE DE ALA IZQUIERDA (VANS AIRCRAF, 2003)	14
FIGURA 2.14. SISTEMA AUTOMÁTICO DE TRIM (RAY ALLEN, 2010).....	16
FIGURA 2.15. INSTRUMENTOS DE VUELO (SE DEFINEN LAS CATEGORÍAS POR LÍNEAS DE COLORES) (GARCÍA DE LA CUESTA, 2009)	17
FIGURA 2.16. MOTOR DEL RV-10 (VANS AIRCRAF, 2003)	19
FIGURA 2.17. INDICADORES DE PRESIÓN Y TEMPERATURA DE ACEITE (MUÑOZ, 2000).....	20
FIGURA 2.18. TANQUE DE COMBUSTIBLE DEL RV-10.....	21

Figura 2.19. Indicadores de cantidad de combustible (Muñoz, 2000).....	21
FIGURA 2.20. MANDOS DE LA PROPULSIÓN (MUÑOZ, 2000)	22
FIGURA 2.21. MANIFOLD DE PRESIÓN (MUÑOZ, 2000).....	22
FIGURA 2.22. TACÓMETRO (MUÑOZ, 2000).....	23
FIGURA 2.23. SISTEMA DE CABLES DE CONTROL INSTALADOS. (VANSAIRCRAF, 2003).....	23
FIGURA 3.1. UBICACIÓN DE EQUIPOS EN ESTACIONES DE CABLEADO EN EL FUSELAJE (VANSAIRCRAF, 2003)	25
FIGURA 3.2. MAZOS (ATADOS DE VARIOS CABLES EN UNA AERONAVE). (MARTINEZ, 2007).....	30
FIGURA 3.3. TIPOS DE LAZOS (MARTINEZ, 2007)	31
FIGURA 3.4. PASOS PARA ATAR UN LAZO. (MARTINEZ, 2007)	32
FIGURA 3.5. TERMINAL DE UNIÓN. (NUCKOLLS, 1993)	32
FIGURA 3.6. CRIMPADO PARA PROLONGADORES DE LÍNEA. (NUCKOLLS, 1993).....	33
FIGURA 3.7. CRIMPADOR PARA TERMINALES TIPO BARRETE. (NUCKOLLS, 1993).....	33
FIGURA 3.8. PELADOR DE CABLE AWG. (NUCKOLLS, 1993).....	33
FIGURA 3.9. PELADOR DE CABLE COAXIAL. (NUCKOLLS, 1993).....	33
FIGURA 3.10. PROLONGACIÓN DE LÍNEAS. (NUCKOLLS, 1993)	34
FIGURA 3.11. CABLE COAXIAL PARA ANTENA. (NUCKOLLS, 1993).....	35
FIGURA 3.12. CONECTOR D-SUB. (NUCKOLLS, 1993)	35
FIGURA 3.13. FOTOGRAFÍA DE SOLDADURA EN UN D-SUB 15. (NUCKOLLS, 1993).....	35

FIGURA 3.14. CARGA DE UN DISPOSITIVO CON SU PROPIO PIN. (VERTICAL POWER, 2007)	37
FIGURA 3.15. MONITOR VP-200 QUE INDICA LA CORRIENTE TOTAL CON O SIN SENSOR DE CORRIENTE. (VERTICAL POWER, 2007)	38
FIGURA 3.16. MONITOR VP-200 (DISPLAY UNIT). (VERTICAL POWER, 2007).....	40
FIGURA 3.17. UNIDAD DE CONTROL VP-200 (CONTROL UNIT). (VERTICAL POWER, 2007)	41
FIGURA 3.18. PANEL DE CONTROL VP-200 (SWITCH PANEL). (VERTICAL POWER, 2007)	41
FIGURA 3.19. CONTROL REMOTO VP-200. (VERTICAL POWER, 2007).....	42
FIGURA 3.20. SISTEMA ELÉCTRICO TRADICIONAL. (VERTICAL POWER, 2007).....	42
FIGURA 3.21. SISTEMA ELÉCTRICO CON EL VERTICAL POWER. (VERTICAL POWER, 2007)	43
FIGURA 3.22. CABLEADO BÁSICO DE UN VERTICAL POWER. (VERTICAL POWER, 2007)	43
FIGURA 3.23. CABLEADO BÁSICO EN CASCADA ENTRE DOS VERTICAL POWER. (VERTICAL POWER, 2007).....	44
FIGURA 3.24. CONFIGURACIONES DEL BACKBONE DEL VERTICAL POWER. (VERTICAL POWER, 2007).....	45
FIGURA 4.1. SISTEMAS E INSTRUMENTOS DE NAVEGACIÓN ACTUALES. (ADVANCED COMPANY, 2008).....	50
FIGURA 4.3. PANTALLA DEL EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	52

FIGURA 4.4. CONFIGURACIONES DE PANTALLAS EN EL EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	53
FIGURA 4.5 EQUIPO (GARMIN INTERNATIONAL, GTX 327 INSTALLATION MANUAL, 2006)	59
FIGURA 4.6 LOCALIZACIÓN DE LA ANTENA.....	60
FIGURA 4.7. ANTENA UHF	70
FIGURA 4.8. SISTEMAS E INSTRUMENTOS DE NAVEGACIÓN (ADVANCED COMPANY, 2008).....	74
FIGURA 4.10. INDICADOR DE ACTITUD (HORIZONTE ARTIFICIAL) (ILLAN G., 2010).....	75
FIGURA 4.11. COORDINADOR DE GIRO TRADICIONAL VS SLIP BALL -EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	76
FIGURA 4.12 COORDINADOR DE GIRO TRADICIONAL (ILLAN G., 2010)	77
FIGURA 4.13. VELOCÍMETRO TRADICIONAL VS AIRSPEED –EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	78
FIGURA 4.14. ALTÍMETRO VS EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	80
FIGURA 4.15. VARIÓMETRO TRADICIONAL VS VERTICAL SPEED-EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	81
FIGURA 5.1 INSTRUMENTOS DEL MOTOR (VANS AIRCRAF, 2003)	84
FIGURA 5.2. DISPLAY MANÓMETROS EN EL EFIS EF-3400 (ADVANCED COMPANY, 2008).....	86
FIGURA 5.3 SENSOR DE PRESIÓN ACEITE E INDICADOR EN EL EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	86
FIGURA 5.4 SENSOR DE PRESIÓN DE COMBUSTIBLE E INDICADOR EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	87

FIGURA 5.5 SENSOR MANIFOLD PRESSURE E INSTALACIÓN DEL SENSOR (ADVANCED COMPANY, 2008) Y (VANS AIRCRAF, 2003).....	88
FIGURA 5.6 SENSOR DE TEMPERATURA MOTOR- CTH (ADVANCED COMPANY, 2008).....	90
FIGURA 5.7 INDICADOR DE CHT Y EGT EN EL EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	90
FIGURA 5.8 SENSOR DE TEMPERATURA ESCAPE- EGT (ADVANCED COMPANY, 2008).....	91
FIGURA 5.9 SENSOR DE TEMPERATURA ACEITE E INDICADOR EN EL EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	92
FIGURA 5.10 SENSOR RPM INSTALADO EN EL MAGNETO (ADVANCED COMPANY, 2008).....	93
FIGURA 5.11 INDICADOR DE VELOCIDAD EN EL EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	94
FIGURA 5.12 SENSOR FLUJO COMBUSTIBLE INDICADOR EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008).....	94
FIGURA 5.13 SENSORES EGT Y CHT (ADVANCED COMPANY, 2008).....	95
FIGURA 5.16 VISTA FRONTAL DEL PILOTO AUTOMÁTICO TRUTRAK (SYSTEMS, 2007).....	98
FIGURA 5.22 UBICACIÓN DE SERVOS PARA AUTO PILOTO. (NUCKOLLS, 1993).....	99
FIGURA 5.21 EMPENAJE RV-10 (VANS AIRCRAF, INSTALACIÓN WING TIPS, 2003).....	105
LOS SERVOS MOTORES TRIM SON ACTUADORES QUE SERÁN INSTALADOS EN EL TRIM DEL ALERÓN, Y EN EL TRIM ELEVADOR.....	106

LA DESCRIPCIÓN DE LAS ESPECIFICACIONES TÉCNICAS Y FÍSICAS PARA MAYOR INFORMACIÓN REFERIRSE AL ANEXO 20 Y 21.....	106
LA INSTALACIÓN DE LOS TRIMS SE REALIZA CON LOS DIAGRAMAS TANTO DE LOS TRIM SERVO COMO DEL STICK GRIP DE ACUERDO AL ANEXO 21.....	106
FIGURA 6.1 LUCES DE ATERRIZAJE (WHELEN ENGINEERING Co.).....	108
FIGURA 6.2 LUCES DE STROBE EN EL WINTIP A LA IZQUIERDA (WHELEN ENGINEERING Co.).....	109
FIGURA 6.3 LUCES DE BEACOME UBICADO ESTABILIZADOR VERTICAL (WHELEN ENGINEERING Co.).....	110
FIGURA 6.4 STROBE UBICADO EN TIMÓN DEL RV-10 (WHELEN ENGINEERING Co.).....	111
FIGURA 6.5 VISTA DE INSTALACIÓN DEL MÓDULO DE LUCES STROBE (WHELEN ENGINEERING Co.).....	111
FIGURA 6.6 LUCES PARA EL INTERIOR DE LA CABINA (WHELEN ENGINEERING Co.).....	112
FIGURA 6.10 DIAGRAMA DE INSTALACIÓN DE LUCES CON EL VERTICAL POWER...	113
FIGURA 6.11 BATERÍA CONCORDE CB24-11M (CONCORDE BATTERY, 2009)	115
FIGURA 6.12 MONITOREO DE LA CORRIENTE A TRAVÉS DEL VERTICAL POWER. (VERTICAL POWER, 2007).....	117
FIGURA 6.13 ALTERNADOR. (NUCKOLLS, 1993).....	118
FIGURA 6.14 ESQUEMA BÁSICO, CONTACTOR-BATERÍA. (WHELEN ENGINEERING Co.).....	121
FIGURA 6.20 CABLES DESCARGA ESTÁTICA EN UN AVIÓN (WHELEN ENGINEERING Co.).....	126
FIGURA 6.21 PORTA FUSIBLE Y BREACKERS. (NUCKOLLS, 1993).....	127

FIGURA 6.22 SISTEMA ALTERNO POR DISPOSITIVO EN EL VERTICAL POWER. (VERTICAL POWER, 2007)	128
FIGURA 6.23 INTERRUPTOR DEL SWTCH PANEL-SP. (VERTICAL POWER, 2007)	128
FIGURA 6.24 ESQUEMA BÁSICO SWITCH, FUSIBLE Y BATERÍA. (VERTICAL POWER, 2007)	128

Índice de Tablas

Tabla 4.1. Frecuencias de Emisión de las distintas Radios	69
---	----

RESUMEN

El presente trabajo muestra los resultados de análisis de la aeronave RV-10: en su estructura, sus características operacionales, su sistema de instrumentación, su sistema de navegación y vuelo; con el fin de comprender básicamente el funcionamiento de cada subsistema que interactúa mediante el arnés eléctrico y electrónico. Del análisis y comprensión del funcionamiento se verificó que existen equipos, como el EFIS AF-3400 que reemplaza e integra a todos los instrumentos analógicos tradicionales y el VERTICAL POWER VP-200 que integra y administra el sistema de energía garantizando de esta manera sistemas con mayor control y carga visual en un vuelo seguro. Dentro de la experiencia obtenida el EFIS EF-3400 muestra características con potencial a nivel de navegación, vuelo y control del sistema del motor, por lo cual el montaje e instalación requiere de instrucciones claras y delicadas. Finalmente el conocimiento de toda la aeronave y sus subsistemas han permitido desarrollar y presentar un manual específico de instalación del arnés y demás instrumentos relacionados, en la aeronave RV-10, manual que no existía en el mercado mundial.

Palabras Claves.-

- Vertical Power VP-200
- EFIS AF-3400.
- Arnés eléctrico.
- Manual.
- Aeronave RV-10.

CAPÍTULO I

GENERALIDADES

ANTECEDENTES

Gracias a la revolución industrial y a la disminución de barreras comerciales, el Ecuador se está incorporando a la tecnología manufacturera en el área de aeronáutica comercial civil, área atractiva para visionarios en proyectos y negocios.

Es así que, una fábrica ensambladora de aviones para cuatro pasajeros modelo RV-10 se encuentra funcionando en Shell provincia de Pastaza. En dos años y medio se ha venido implementando y desarrollando un proceso total de ensamblaje, instalación y acabados, aportando así al país con plazas de trabajo en distintas áreas. Únicamente las instalaciones para instrumentación aeronáutica se las realiza en los Estados Unidos.

Además podemos destacar que en estos dos años y medio se han ensamblado diez aviones con un promedio de tres por año enviados en contenedores a U.S.A., destacando así el auge de la empresa a nivel de aviación.

De tal manera que la compañía ha visto el crecimiento inmediato de la misma, razón por la cual pone su mira en la capacidad humana, logística y técnica de nuestra gente para facilitar el proceso de ensamblaje total en el país, por eso la

necesidad de realizar un manual de instalación del arnés eléctrico y electrónico de la aeronave modelo RV-10.

1.2 DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

1.2.1 Justificación

Es necesaria la realización de este proyecto dado que por tratarse de un avión del tipo experimental no existen manuales específicos para el modelo RV-10.

Teniendo como base un manual de instalación de todos los sistemas eléctricos y electrónicos de la aeronave se facilitará el entendimiento e instalación a un técnico nacional autorizado con conocimientos de aviónica, lo cual abaratará los costos y tiempo en el proceso de ensamblaje de las aeronaves.

A través de este manual estaremos en posibilidad de comprender e instalar el arnés para la correcta operación de los sistemas de aviónica, control electrónico y eléctrico de la aeronave -conociendo que la aviónica son todos los sistemas electrónicos instalados en las aeronaves para su mando y control en operaciones: despegue, vuelo y decolaje de tal manera que el tiempo de envío y la entrega final al cliente disminuiría. Además que las aeronaves *saldrán volando* de Ecuador con menores costos de fabricación, que es el principal objetivo de la empresa, pues el mercado para F.O.R Aviation está directamente ligado con U.S.A.

Adicionalmente, se tiene una proyección futura para que el manual sirva en la instalación del arnés eléctrico para nuevas aeronaves de TIPO CARGA (que están siendo adquiridas), de así convenir a los intereses de dicha empresa.

1.2.2. Importancia

Para la empresa el principal objetivo es disminuir los costos de inversión y tiempo en el proceso de ensamblaje al prescindir del contrato de técnicos externos (extranjeros) a la fábrica. Cabe señalar que el manual no existe como tal en el mercado y al ser elaborado dicho manual se beneficiará la empresa.

De tal forma la empresa tendría mayor utilidad económica al realizar las instalaciones de instrumentación aeronáutica en las aeronaves modelo RV-10 en el país con personal nacional, ya que se lo está realizando en U.S.A. teniendo un alto costo en dicho país; además aportaría de esta manera al desarrollo de fuentes económicas al usar técnicos nacionales.

La empresa se consolidará como tal al ser las aeronaves ensambladas íntegramente en el país, contribuyendo aún más al desarrollo industrial y tecnológico del país, considerándose que es una empresa del tipo de exportación. Además que causa un impacto socio-económico, en la zona de ensamblaje, pues crea fuentes de trabajo a muchas familias

Complementariamente, este manual podrá servir como material de referencia para otras empresas de aviación del país.

1.3 OBJETIVOS

1.3.1 General

Analizar los sistemas de aviónica, control electrónico y eléctrico de la aeronave modelo RV-10 y desarrollar el manual de instalación del arnés eléctrico y electrónico.

1.3.2 Específicos

- Analizar las características operacionales de la aeronave RV-10.
- Analizar y Comprender los sistemas de Instrumentación.
- Analizar la parte estructural del RV-10.
- Comprender el funcionamiento de la Planta Motriz.
- Analizar y Comprender la operación de cada subsistema del RV-10 que interactúa mediante el arnés.
- Analizar y Comprender el uso de las herramientas adecuadas.
- Aportar al desarrollo industrial y eficiencia productiva de F.O.R Aviation presentando al mercado un arnés acorde a las exigencias y estándares tecnológicos de calidad de la industria aeronáutica desarrollada en el Ecuador.

1.4 ALCANCE

Este proyecto plantea satisfacer una necesidad presente en F.O.R. AVIATION. Dicha necesidad será cubierta mediante la elaboración de un manual de instalación del ARNES ELÉCTRICO Y ELECTRÓNICO para la correcta operación de los sistemas de aviónica, control electrónico y eléctrico de la aeronave modelo RV-10.

El manual de instalación del arnés eléctrico y electrónico incluirá: los procedimientos de instalación de un arnés eléctrico y electrónico para el debido funcionamiento de los sistemas de aviónica, control eléctrico y electrónico de la aeronave de cuatro pasajeros modelo RV-10, además contendrá los debidos esquemas eléctricos-electrónicos, esquemas de conexión, así como el correcto uso de herramientas para la instalación.

CAPÍTULO II

AVIÓN EXPERIMENTAL RV-10

2.1 INTRODUCCIÓN A LA AVIÓNICA

En estos tiempos la cantidad de electrónica que se ha introducido en las aeronaves ha sido impresionante, donde el acrónimo aviónica es usado para designar el campo de la electrónica aplicada a la aviación.

Desde la aparición del motor a reacción ha sido el cambio más radical que la aviación ha experimentado con la aplicación de la tecnología digital a las cabinas de vuelo, con el objetivo de: reducir la carga de trabajo en cabina, mejorar la seguridad, para que de esta manera se pueda aumentar la rentabilidad de la operación.

La tecnología digital que se ha introducido en las aeronaves en los años recientes, es grande con relación a equipos de sistemas de navegación, aproximación, aterrizaje, instrumentación general, etc. Podemos mencionar que los únicos instrumentos (básicamente) redondos convencionales son el anemómetro, el altímetro y el horizonte, dejando visualmente libre de instrumentos y equipos dentro de la cabina principalmente.

La visión y concepto de la aviónica ha ido evolucionando y sectorizando varias aplicaciones electrónicas según el tiempo sigue transcurriendo, lo cual se ve reflejado ya en las grandes aeronaves con reducción de personal en las cabinas de vuelo.

Se está trabajando ya para que los pilotos puedan sintonizar por ejemplo una estación de radio seleccionando sencillamente al aeropuerto, utilizando la base de datos electrónica o dando una instrucción por mando de voz, de esta manera el programa de búsqueda localizara la frecuencia necesaria.

La aviónica actual presenta en su mayoría los indicadores y sistemas de manera gráfica o visual a través de mapas para reglas de vuelo visual (VFR), cartas y mapas para reglas de vuelo por instrumentos (IFR), así como imágenes de calles de rodaje de la superficie de los aeropuertos, más material meteorológico en enlace ascendente, y muchas bondades más dependiendo de los fabricantes y necesidades de la compañía aérea.

Se ha mencionado el tema de reducir los espacios dentro de una cabina de un avión ligero así como de una aeronave de mayor capacidad y efectivamente las bondades que presenta la aplicación de los sistemas de aviónica permiten crear un espacio libre de equipos, es decir que un solo equipo puede manejar varios sistemas. Para el caso de nuestra aeronave principalmente se instalara dos equipos; uno para el sistema de encendido, energía (Vertical Power), y otro para sistemas de navegación, comunicaciones y control (EFIS).

De esta manera se indica que en estos años la tecnología digital ha ido desarrollándose a pasos agigantados, lo que ha permitido que los aviones lleguen no en un futuro muy lejano a ser literalmente máquinas voladoras.

2.2 CASCO

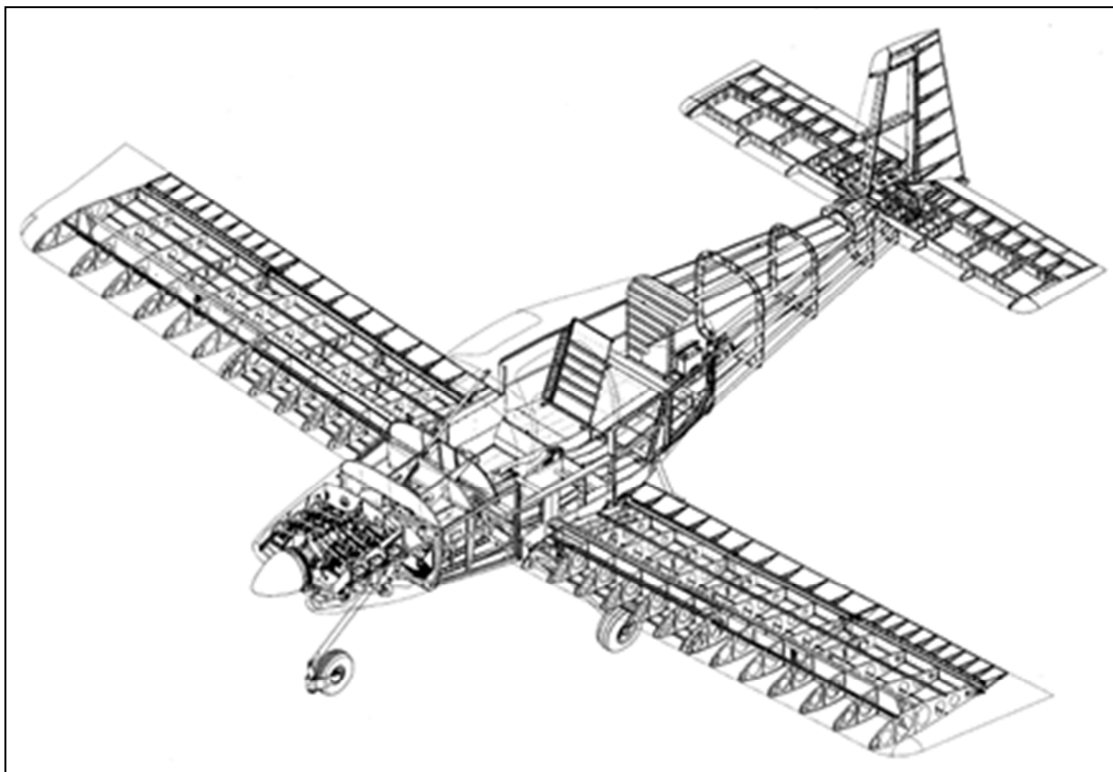


Figura 2.1. Casco de aeronave RV-10 (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

2.2.1 Fuselaje

El fuselaje es la parte más importante en la infraestructura de un avión, en la cual se sitúan diversas partes externas del avión (por ser la estructura central), sistemas y equipos de mando-control que sirven para dirigir el avión. En la Figura 2.1 se observa claramente la estructura del fuselaje del RV-10. Además, el fuselaje dispone de un par de puertas izquierda y derecha para el ingreso del piloto y pasajeros que permiten el ingreso al avión, así como para el compartimiento de carga.

2.2.2 Alas

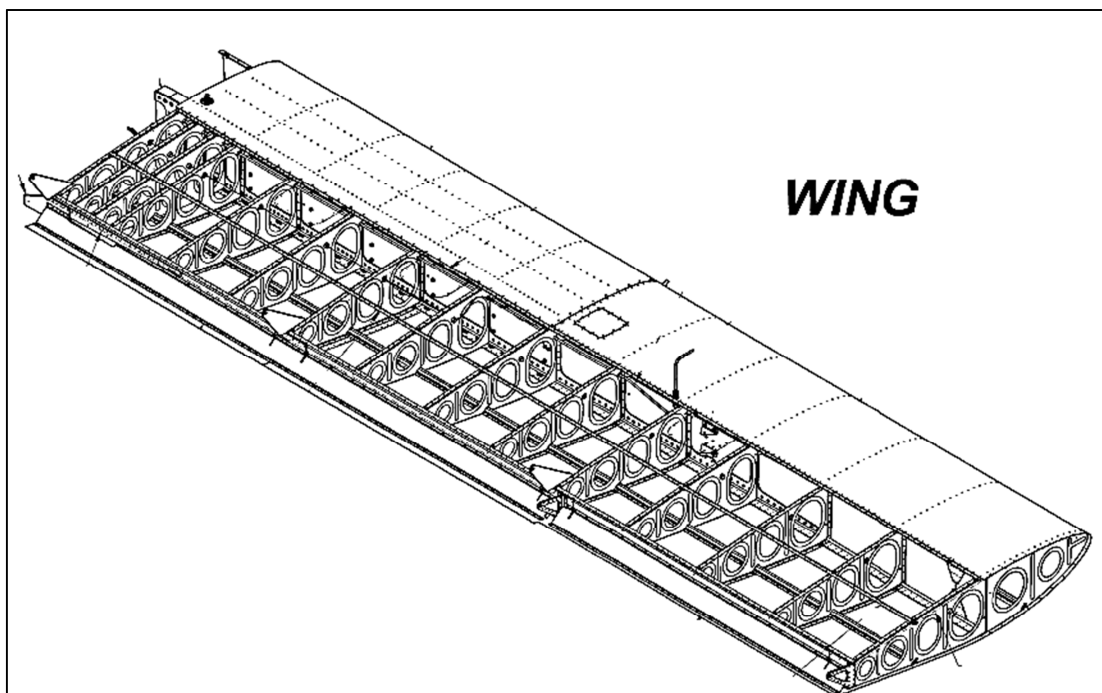


Figura 2.2. Ala derecha RV-10 (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

Las alas son el sustento del avión para mantenerse en el aire una vez realizado el despegue. En la Figura 2.2 se observa el interior de un ala y donde se encuentra normalmente el tanque de combustible. En aeronáutica se denomina ala a un cuerpo de perfil aerodinámico, capaz de generar tipos de alas según su posición: a la baja y alta. El RV-10 tiene en su diseño el tipo de ala baja como indica la Figura 2.1.

2.2.3 Alerones

Es un dispositivo del ala que se encuentra ubicado en la parte posterior del ala, es decir, después de los Flaps, que se encarga de controlar el movimiento de balance, por lo que los alerones son los responsables de realizar el movimiento del avión sobre su eje longitudinal o giros laterales (izquierdo o derecho), en la Figura 2.3, se observa el alerón del RV-10.

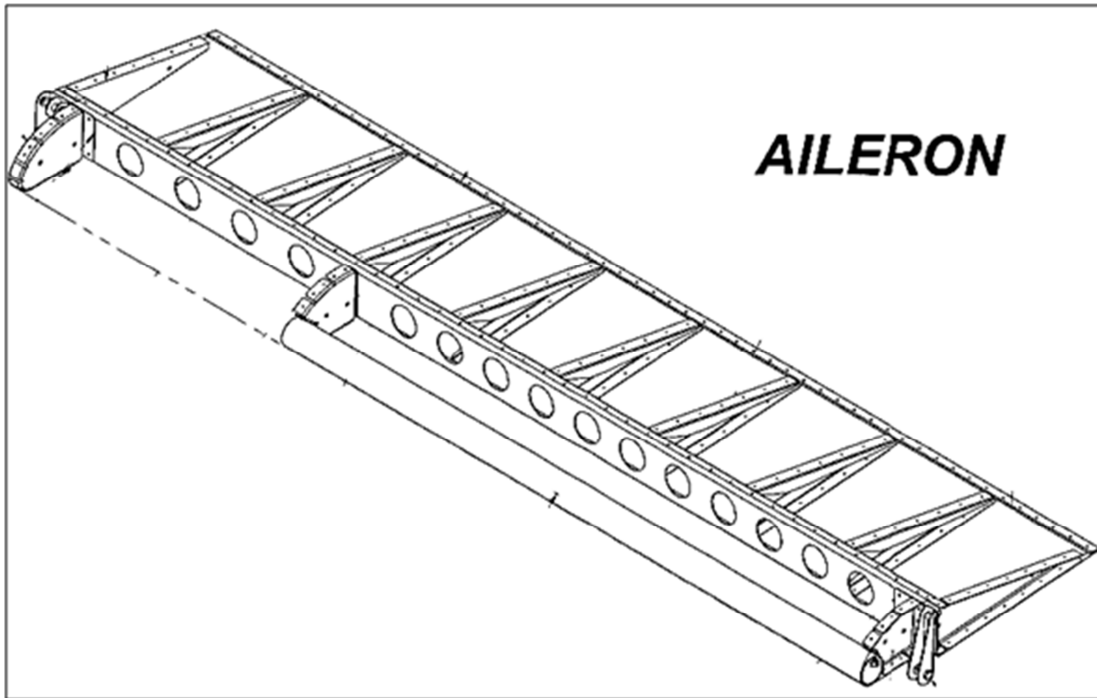


Figura 2.3. Estructura del alerón izquierdo (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

2.2.4 Flap

Es un dispositivo que se encuentra en el borde interno de ambas alas del avión, el cual actúa como hipersustentador pasivo, además de ser una especie de freno. En la Figura 2.4 se observa un flap del RV-10.

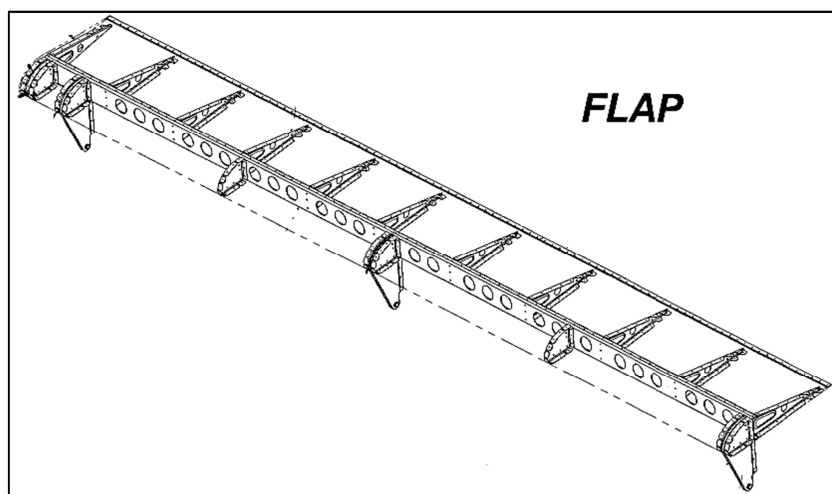


Figura 2.4. Estructura del flap del modelo RV-10 (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

2.2.5 WING TIP

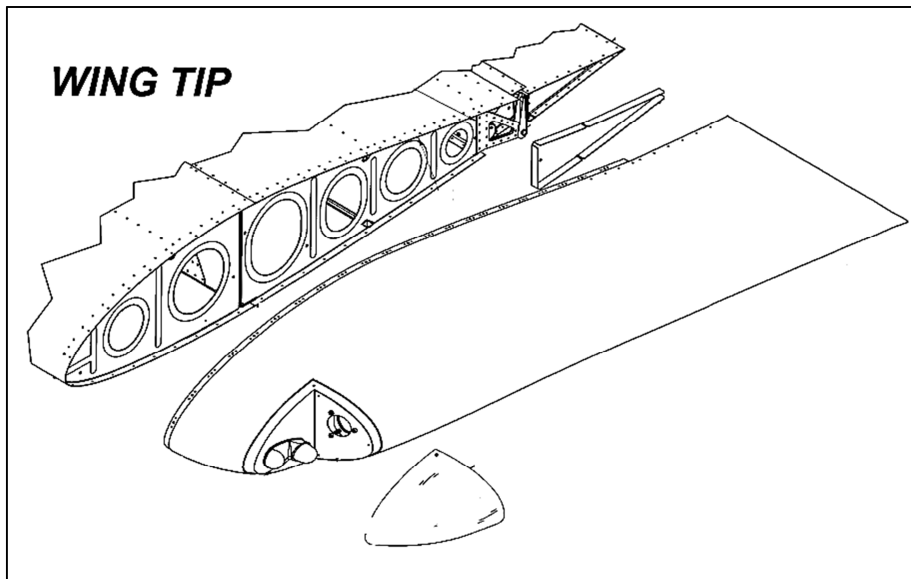


Figura 2.5. Wing tip (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

El Wing Tip es un dispositivo del ala que se encuentra al borde exterior de la misma y que permite reducir los torbellinos que se generan en esta parte del ala, mejorando el rendimiento del vuelo, en este lugar también se encuentran ubicadas las luces, como indica la Figura 2.5.

2.2.6 Estabilizador horizontal

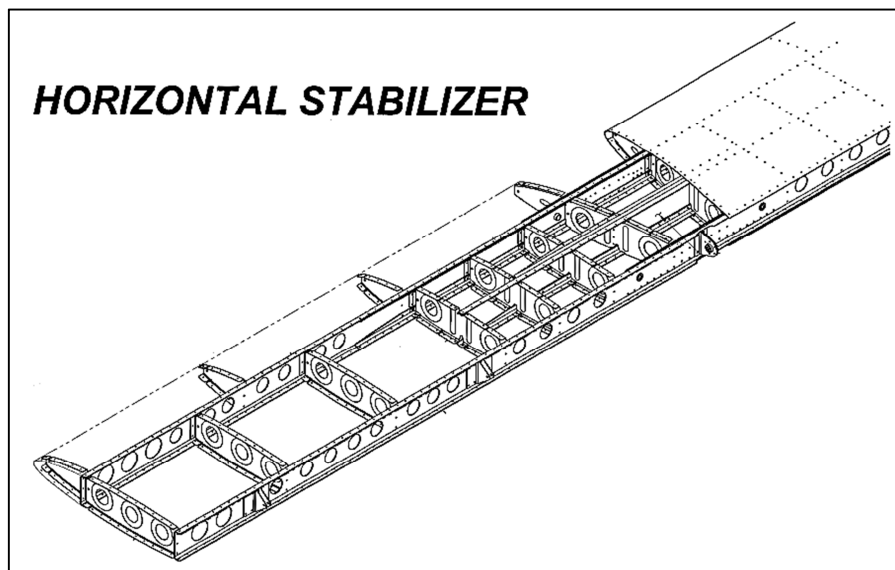


Figura 2.6. Estabilizador horizontal modelo RV-10 (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

El estabilizador horizontal es una parte externa del avión y que normalmente se sitúa en la cola del avión, como se visualiza en la Figura 2.6.

2.2.7 Elevadores

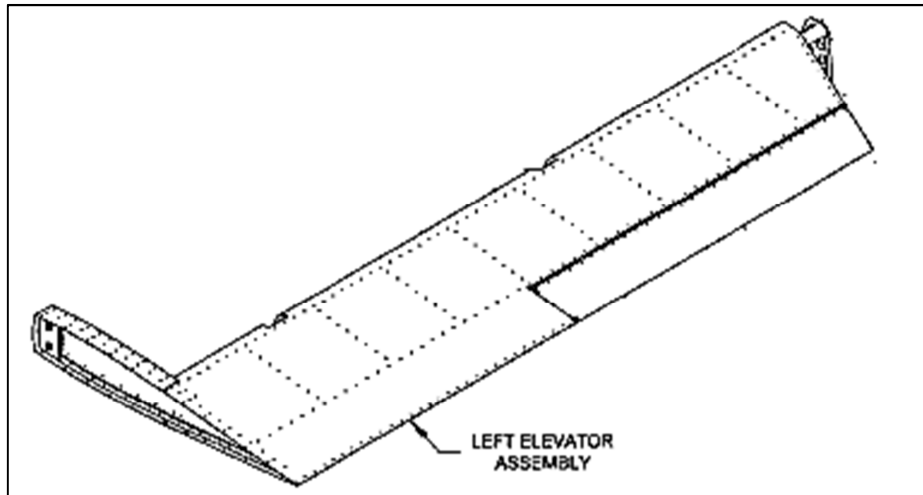


Figura 2.7. Elevador izquierdo (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

Los elevadores son los que controlan directamente la altura y el nivel vertical de la aeronave, siendo la parte móvil del estabilizador horizontal, en la Figura 2.7 se presenta el estabilizador izquierdo del RV-10.

2.2.8 Estabilizador vertical

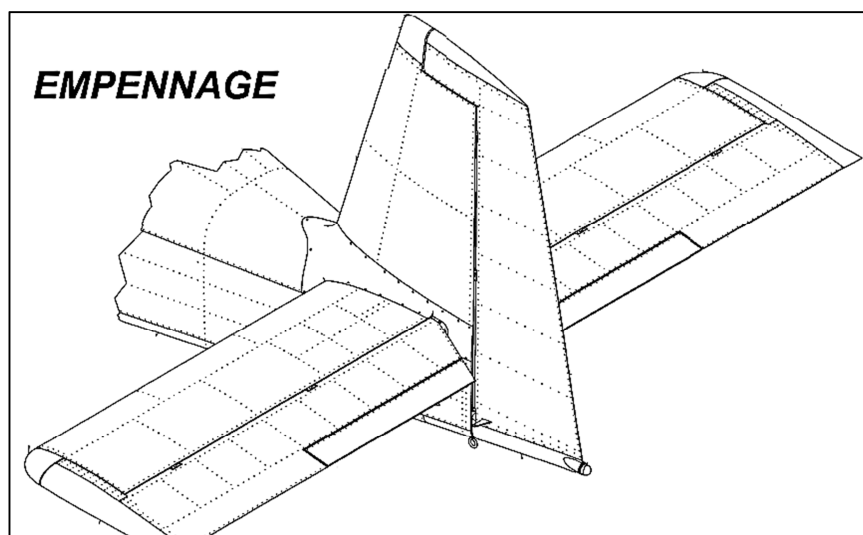


Figura 2.8. Estabilizador vertical y horizontal (Cola) (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

El estabilizador vertical está situado en la cola del avión, como indica la figura 2.8.

Al igual que el estabilizador horizontal nos permite una mejor estabilidad y también control vertical.

2.2.9 Timón

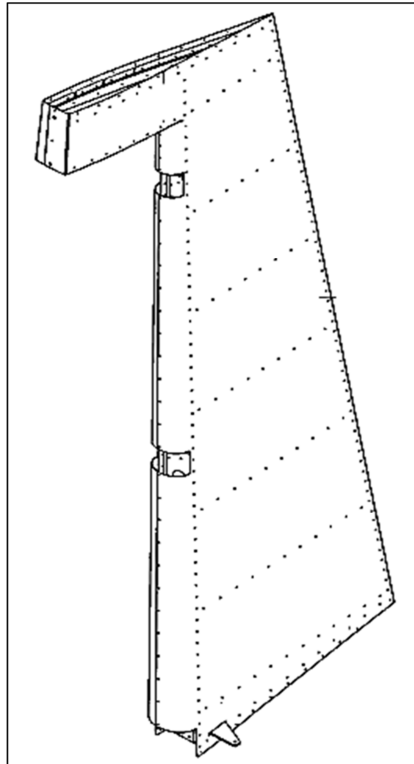


Figura 2.9. Timón de cola (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

El timón de cola es la parte móvil del estabilizador vertical y permite realizar giros en el eje horizontal, como se muestra en la figura 2.9.

2.2.10 Tren de aterrizaje

Es la parte del avión capaz de absorber (mediante su propio sistema de amortiguamiento) toda la energía cinética al realizar principalmente el aterrizaje. En el RV-10 está ubicado en la parte inferior de la cabina (bajo la puerta izquierda y derecha) y en la pared de fuego (firewall) el tren delantero, como se observa en la figura 2.10.

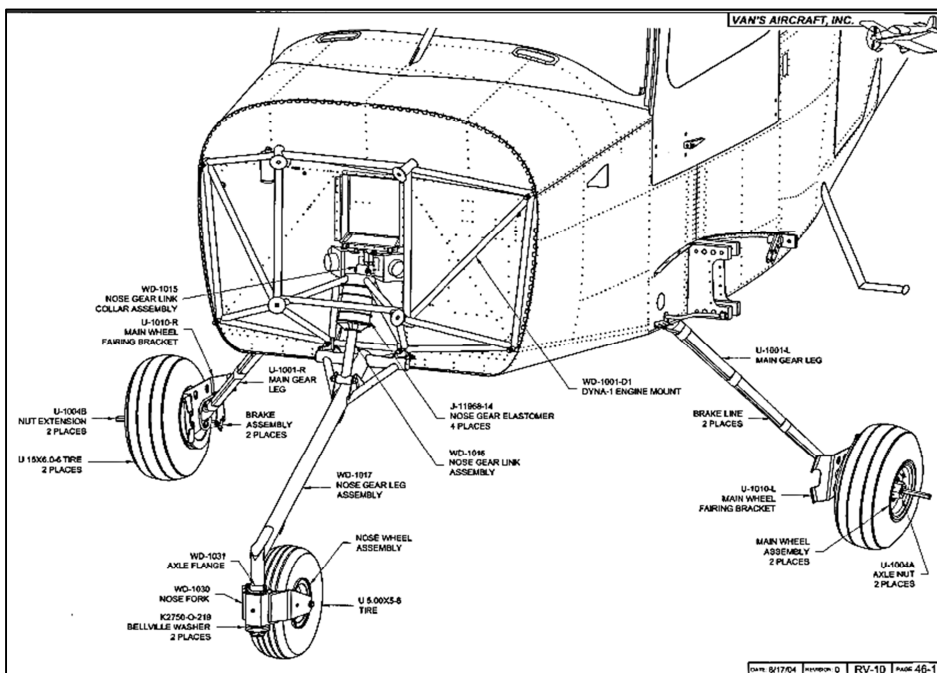


Figura 2.10. Detalle de tren de nariz RV-10 (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

2.2.11 Trenes Principales

Son los trenes fijos, los cuales durante el vuelo del avión se encuentran expuestos a las corrientes de aire, como podemos observar en la figura 2.11.

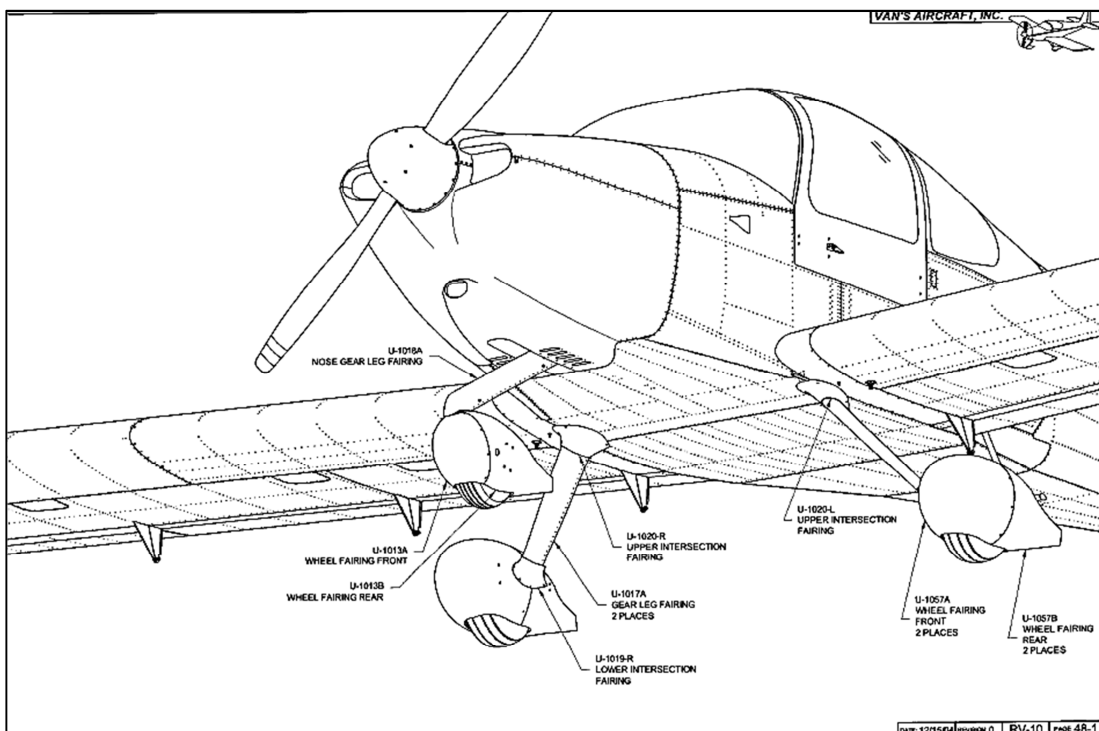


Figura 2.11. Tren de aterrizaje (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

2.2.12 Sistemas de frenos

El sistema de frenos, utilizado en el RV-10 es de disco, está alimentado con un sistema hidráulico a través de cañerías que va desde los pedales del piloto y copiloto hasta el tren izquierdo y derecho de los trenes principales, el tren delantero no lo tiene.

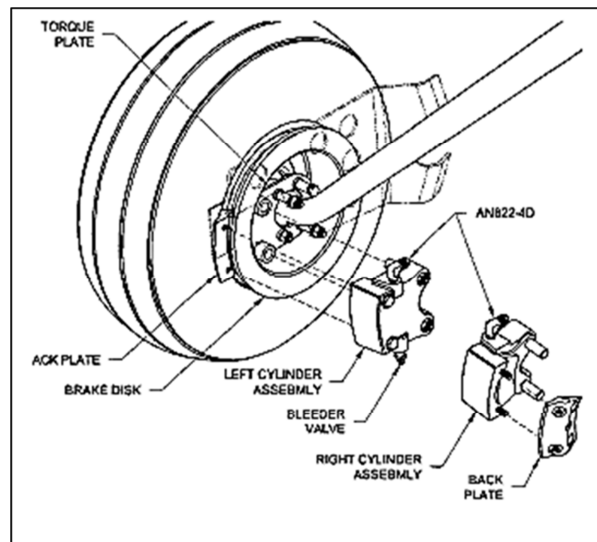


Figura 2.12. Sistema de frenos del RV-10. (Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003)

2.2.13 Sistemas de luces

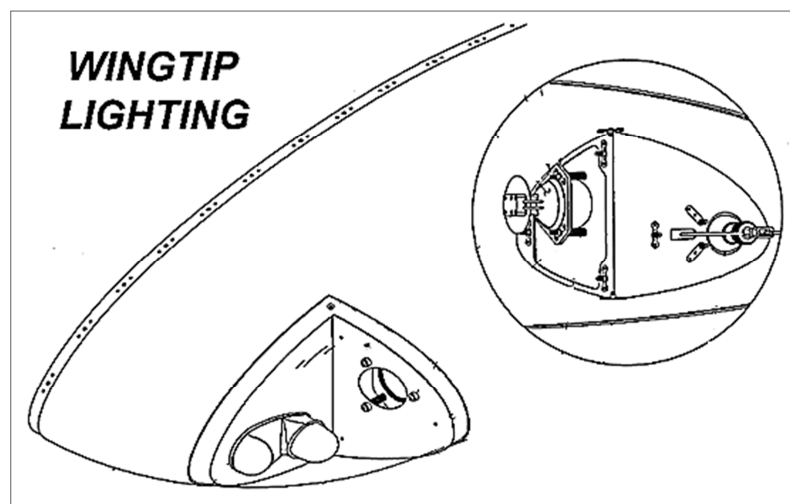


Figura 2.13. Sistema de luces en borde de ala izquierda (Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003)

El sistema de iluminación de un avión cumple dos funciones principales; la iluminación exterior e interior del avión. Es decir, podemos iluminar los instrumentos, equipos, cabina de pilotaje, etc. Además se usan las luces para aterrizar, para seguridad y posicionamiento. Se puede observar en la figura 2.13, la ubicación de las distintas luces externas del RV-10.

2.2.13.1 Luces de Navegación

También llamadas *luces de paso*, su uso normal se lo emplea de noche en las rutas comerciales, como elemento de seguridad. Se sitúa en el borde de ataque del ala izquierda y usa un lente de color rojo. El RV-10 si lo posee.

2.2.13.2 Luces de Posicionamiento

Por normas, estas luces tienen los siguientes colores y ubicación en el avión.

- Roja, externa del ala izquierda, abertura de 110°.
- Verde, externa del ala derecha, abertura de 110°.
- Blanca, cola, abertura 140°.

Las luces de colores son lámparas claras con filtros de color adecuado.

Se suelen usarse en un conmutador con las posiciones “continua” o “intermitente”, para esto se intercalan en el circuito una unidad de destello, que entra a funcionar cuando se coloca el conmutador en intermitente.

El propósito de las luces de aterrizaje es iluminar la pista durante un aterrizaje nocturno. Son de elevada potencia y se usa un reflector con un cierto ángulo indicado por el piloto para su mejor visión. La ubicación de las luces es variable. El RV-10 si lo posee.

2.2.14 Controles de vuelo

El sistema de control del avión tiene su base sobre sus tres ejes; donde tiene acción el timón de profundidad, timón de dirección, y de un sistema de torsión de las alas que producía el alabeo. Para ejercer este control se dispone de partes mecánicas y móviles.

Lo que permitirá al piloto mayor sustentación (o no-sustentación) y facilitando la acción de ciertas maniobras, es decir, podría ser automatizado el sistema de control.

2.2.14.1 Controles Mecánicos

Tenemos al Timón de dirección la cual ejerce la mayor parte del control (en los flaps, elevadores y alerones) y a los pedales los cuales controlan el timón.

2.2.14.2 Piloto automático

El *piloto automático* es un sistema que permite en el caso de nuestro avión, controlar de manera automática el vuelo de la aeronave sin la ayuda de un ser humano.

El piloto automático se diseñó para llevar a cabo, algunas de las tareas del piloto y aliviar esta situación.

2.2.14.3 Trims



Figura 2.14. Sistema Automático de Trim (RAY ALLEN, 2010)

Es un tipo de control compensatorio y están ubicados en los extremos del estabilizador horizontal. En la figura 2.14, se puede apreciar un sistema automático que se instala principalmente para el sistema de Trims.

En el RV-10 utilizamos en los flaps, en los trims de los estabilizadores horizontales y en el timón.

2.3 SISTEMAS DE INSTRUMENTACIÓN (García de la Cuesta, 2009)



Figura 2.15. Instrumentos de vuelo (se definen las categorías por líneas de colores) (García de la Cuesta, 2009)

En la figura 2.15 podemos observar varios sistemas de instrumentación útiles para realizar un vuelo por instrumentos en situaciones adversas, dándole al piloto tiempo para consultar los mapas, las cartas de navegación y similares.

2.3.1 Instrumentos de Vuelos

Los instrumentos de vuelo son un conjunto de mecanismos equipados en una aeronave y que permiten ejercer el vuelo en condiciones seguras. Existen algunos instrumentos principales como: la brújula, el altímetro y variómetro (VSI), el ADI antes indicador de horizonte artificial, y el indicador de situación horizontal.

2.3.2 Instrumentos de Navegación

Los instrumentos de navegación, suelen ser receptores de radio que se sintonizan con las estaciones emisoras en tierra. El ADF o radiogoniómetro automático es el más sencillo, y el más complejo recibe el nombre de VOR, o emisor ondas VHF omnidireccional. Toda aeronave certificada para operar en condiciones de baja visibilidad, de acuerdo con las Reglas de Vuelo Instrumental o IFR, necesita disponer de esta clase de equipos por duplicado.

2.3.2.1 V.O.R

Es un tipo radiofaro VHF omnidireccional (VOR), el cual es de mucha ayuda para direccionar las aeronaves a un punto específico, como la pista o los aeropuertos; puesto que es una ayuda de navegación de corto alcance con equipos de menor potencia. Sirven como ayuda para los descensos instrumentales.

2.3.2.2 G.P.S

Es el instrumento de vuelo ya incorporado en la navegación, puede ofrecer similares ayudas al de las emisoras clásicas de radionavegación puesto que no requiere mantenimiento para las emisoras en tierra ni en la aeronave.

2.3.3 Instrumentos de Comunicación

2.3.3.1 Transponder

El Transpondedor, es un instrumento de comunicación el cual ayuda a la aeronave, piloto y estación terrena a mantener ubicado al avión, con datos vitales como el número del vuelo, su altitud y su velocidad, a través de un eco secundario en una pantalla en la estación terrena.

Actualmente permiten incluir información relativa a acontecimientos anormales registrados en el avión, tales como averías de radio, situaciones de emergencia, o de interferencias ilícitas en el vuelo.

2.3.3.2 Radios (VHF)

Estos sistemas de navegación radioeléctricas, están compuestos por un equipo transmisor en tierra que envía señales, un equipo receptor que recibe estas señales en el avión, e instrumentos específicos presentan las señales recibidas en forma de indicadores.

2.4 PLANTA MOTRIZ (Muñoz, 2000)

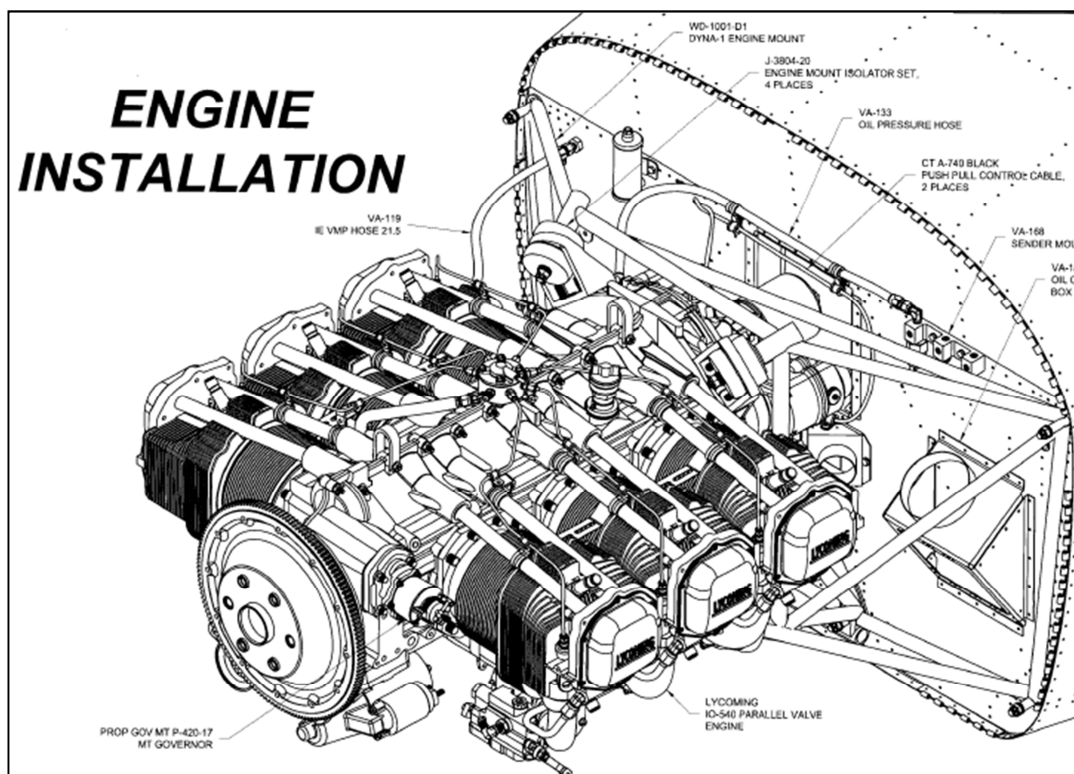


Figura 2.16. Motor del RV-10 (Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003)

En la figura 2.16 se observa el motor utilizado para en Avión RV-10, para cuatro personas.

Un motor alternativo o de émbolo, actualmente solo se ha limitado a avionetas, siendo de este tipo el que utiliza el RV-10, debido a su elevado peso, su eficiencia se reduce drásticamente al aumentar la altura y velocidad de vuelo.

2.4.1 Instrumentos del motor

Los instrumentos de motor, incluyen medidores de combustible, temperatura, presión de aceite, temperatura de los gases, presión-manifold y tacómetro, algunos instrumentos pueden ser opcionales y otros de uso obligatorio, puesto que permiten estar pendientes del funcionamiento del motor y de otros sistemas mecánicos.

2.4.2 Sistemas de Enfriamiento

Este sistema permite mantener a temperatura deseada el motor, para lo cual, existen dispositivos para monitorear y controlar la temperatura a través de sensores, en el caso del RV-10 con el EMS. Existen diferentes sistemas termodinámicos para enfriamiento como aceite, agua y anticongelantes.

2.4.2.1. Sistema de lubricación

El sistema de lubricación tiene como función mantener las partes que se encuentran en constante contacto o fricción, como es el caso de las partes internas del motor del avión, donde de forma continua una película de aceite está separando las partes internas; y además, refrigerar mediante el propio lubricante las partes del motor a las que no puede acceder el sistema de refrigeración.



Figura 2.17. Indicadores de presión y temperatura de aceite (Muñoz, 2000)

Igualmente el RV-10 es monitoreado y controlado por el EFIS AF-3400 como se muestra en la figura 2.17, donde los indicadores muestran la temperatura y la presión.

2.4.3 Sistema de combustible

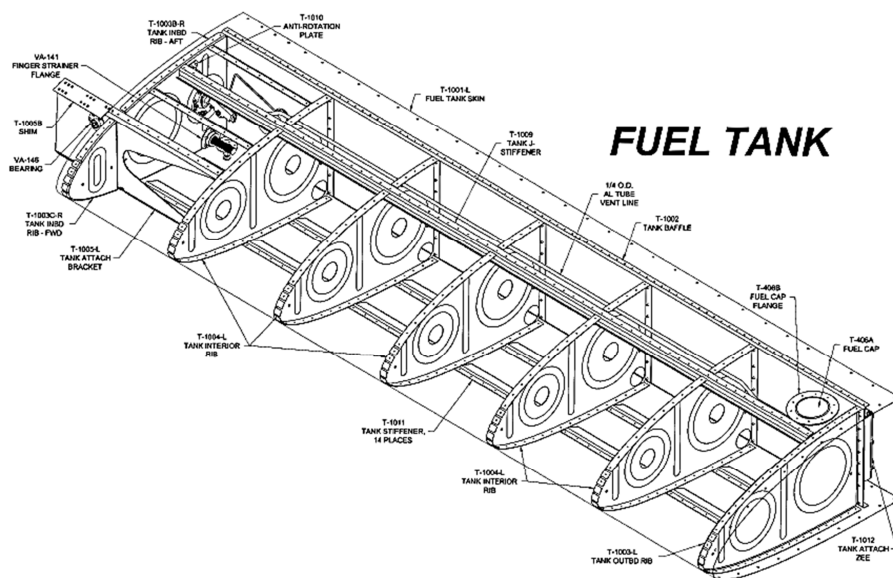


Figura 2.18. Tanque de combustible del RV-10.

Básicamente el sistema de almacenaje de combustible en el RV-10, está situado en un tanque de aluminio ubicado en la parte inicial de cada ala, dicho tanque posee un sensor de nivel.

Para el caso del RV-10 el sistema de cañerías de combustible cuenta con una bomba ya que las alas están ubicadas por debajo del nivel.

Es controlado por una palanca manual para situaciones de emergencia.



Figura 2.19. Indicadores de cantidad de combustible (Muñoz, 2000)

En la figura 2.19 se puede apreciar dos tipos de indicadores estándar.

2.4.4. Controles del Motor

Se refiere a los controles de propulsión, como los dispositivos (motor y hélice) que desarrollan la fuerza que da lugar a esta propulsión, siendo estos, los que controlan el motor y la hélice.

2.4.4.1. Presión Manifold (acelerador)

Estos controles ayudan al piloto a controlar la propulsión y son: la palanca de gases y la palanca de paso de la hélice. Solo se dispone del mando de paso de la hélice, si el avión está equipado con hélice de paso variable o de velocidad constante.

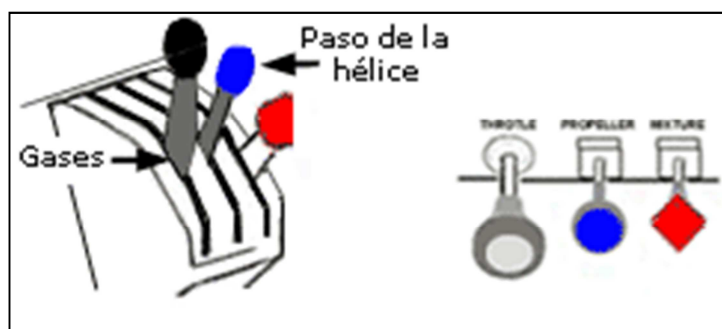


Figura 2.20. Mandos de la propulsión (Muñoz, 2000)

En la figura 2.20 podemos observar los mandos o controles de propulsión.



Figura 2.21. Manifold de presión (Muñoz, 2000)

Los instrumentos que dan información sobre la propulsión son: el tacómetro y el indicador de presión de admisión (manifold pressure) como muestra la figura 2.21 y 2.22.



Figura 2.22. Tacómetro (Muñoz, 2000)

2.4.4.2. Mezcla

El Control de la mezcla, es el que regula la mezcla de aire y combustible que entra en los cilindros adicionales, que debe estar dentro de unos parámetros adecuados.

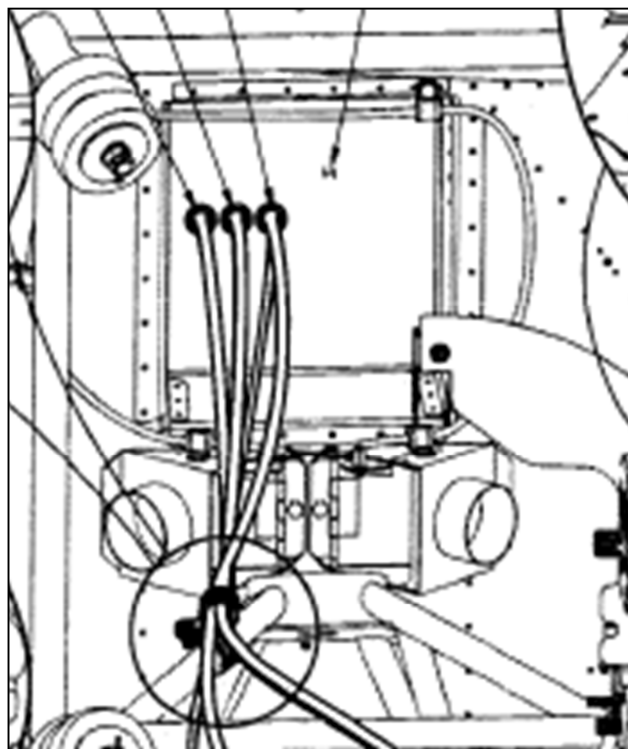


Figura 2.23. Sistema de Cables de Control instalados. (Vansaircraf, RV-10

Installation Guide, 2003)

Gran parte de este trabajo se lo realizará una sola vez, con los nuevos sistemas de control instalados en el RV-10.

CAPÍTULO III

MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNES ELÉCTRICO Y ELECTRÓNICO PARA EL VERTICAL POWER

3.1 FAMILIARIZACIÓN CON LOS SISTEMAS

3.1.1 Descripción

Se debe mencionar que existe un conjunto de sistemas que conforman el funcionamiento de una aeronave respecto a los equipos eléctricos como:

1. Sistema Generador de Corriente, es la base de la generación eléctrica de una aeronave, la cual deberá generar hasta el doble de la potencia suficiente para todos los equipos de avión. Tenemos dos sistemas de generación; la continua que normalmente es 28 VDC y la alterna que normalmente está a 115/200 VAC a 400Hz.
2. Sistema de Tratamiento de la Generación Eléctrica, básicamente, consta de elementos que ayudan a generar corriente alterna así como continua.

3. Sistema de Distribución, principalmente, encargado de la distribución de energía a través de cables, conjuntamente, con otros elementos como barras, relés, disyuntores, solenoides, etc.
4. Sistema de Indicación, formado por un grupo de equipos visibles en la cabina que realizan la detección, de la mayoría de los sistemas de la aeronave.
5. Sistema Consumidor, este realiza los análisis de carga, espacio y tipo de equipos.

Ubicación del Cableado

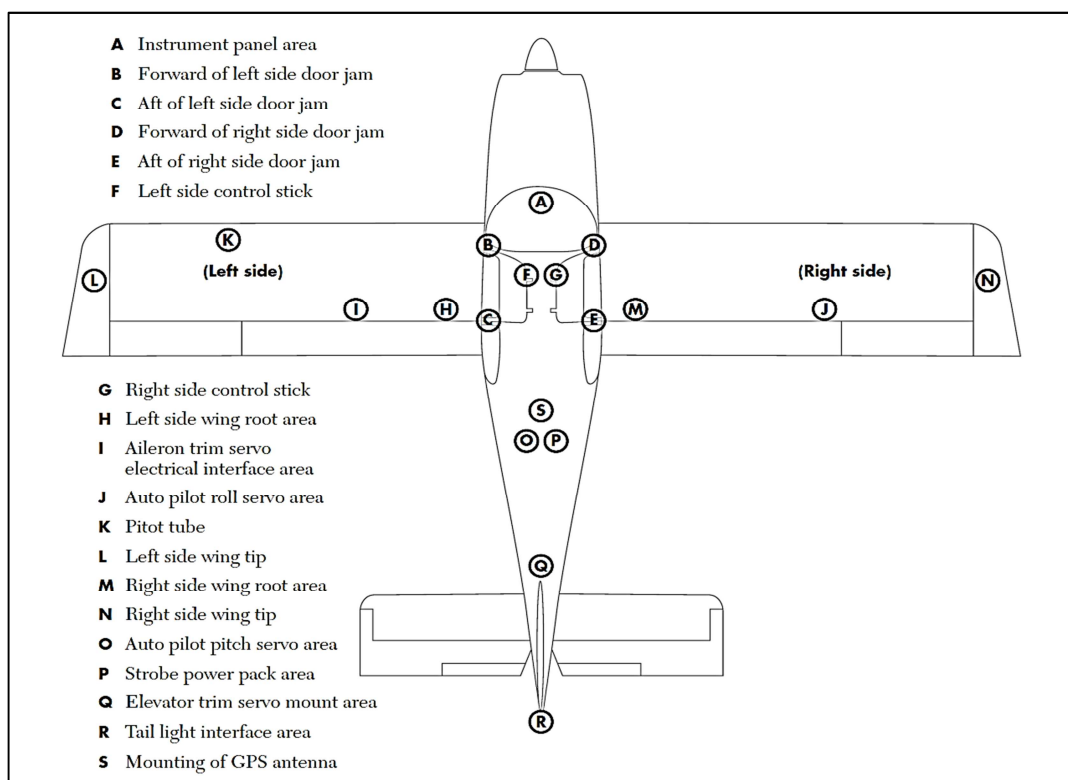


Figura 3.1. Ubicación de equipos en estaciones de cableado en el fuselaje (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

Los arneses eléctricos deben ser hechos a la medida, son diseñados específicamente en base a las ubicaciones básicas mostradas en la figura 3.1.

Se asume que el constructor o técnico se enfocará en las diversas partes del equipo y en las posiciones específicas al momento de instalar.

Como parte de la familiarización de los sistemas y estaciones de Cableado (Wiring stations) se ha introducido una referencia para cada estación del RV-10, la figura 3.1, la cual requerirá que se pase el arnés (conjunto de cableado), por la estructura del avión y simplemente enchufemos el conector del arnés una vez crimpado en cada pin. Éste es un proceso fácil y sencillo, posterior, a la identificación de los lugares básicos para la ubicación de los equipos o elementos.

Los siguientes elementos de la aeronave serán instalados en sus proximidades:

Estación A:

Todo lo asociado y especificado a los circuitos con breakers.

Todo lo asociado y especificado con los Masters switchs eléctricos.

Bus de tierra apropiado a la capacidad.

Identificadores Luminosos.

Equipos integrados de Aviónica, Alineación de tierra/cambio rápido a esclavo.

Ayudas, GPS, (equipos opcionales)

Trim Relay Deck del alerón.

Trim Position sensor del alerón.

Trim Relay Deck del aleron

Trim Position sensor del alerón.

Estación B: El Microswitch de aviso de puerta abierta (frente-izquierdo).

Estación C: El Microswitch de aviso de puerta abierta (atrás-izquierdo).

Estación D: El Microswitch de aviso de puerta abierta (frente-derecho).

Estación E: El Microswitch de aviso de puerta abierta (atrás-derecho).

Estación F:

Switch de silencio del EFIS.

Switch de Auto Pilot CWS

Estación G:

Switch de silencio del EFIS.

Switch de Auto Pilot CWS

Estación H: Conector CPC de ala izquierda.

Estación I: Servo Motor del Trim del Alerón.

Estación J: Servo Motor Roll del Auto Pilot.

Estación K: Tubo Pitot Heat.

Estación L:

Luces de Navegación del Ala Izquierda.

Ubicación del OAT (Outside Air Temperature).

Luces de Aterrizaje del Ala Izquierda (Landing Light).

Estación M: Conector CPC de ala derecha

Estación N:

Luces de Navegación del Ala Derecha.

Luces de Aterrizaje del Ala Derecha. (Landing Light).

Estación O: Servo Motor Pitch del Auto Pilot

Estación P: Caja de Potencia de la Luz Estroboscópica.

Estación Q: Servo Motor para el Trim del Elevador (Elevator trim).

Estación R: Luces de Navegación del cono de cola (Tail Navigation Light).

3.1.2 Instrucciones de Seguridad

Todo equipo eléctrico de abordaje debe cumplir las siguientes características:

- Mínimo peso
- Mínimo volumen
- Mantenimiento fácil y económico
- Seguridad (Soportar temperatura extremas, variaciones de presión, aceleraciones, vibraciones, humedad, polvo).
- Verificar cuidadosamente la operación correcta de cada dispositivo eléctrico, incluyendo los flaps y trims.
- No permitir volar la aeronave hasta que la instalación eléctrica haya sido verificada para su correcta operación. Verifique la operación correcta durante cada Modo.
- Para los sistemas como el EFIS, Vertical Power y otros NO desconecte el sistema mientras la actualización del software está en curso.
- Monitoree los datos importantes, NO autorice el vuelo de la aeronave si cualquier error ocurre.
- Inspeccione que todas las unidades funcionen, y luego reintente el proceso importante de reajuste.
- Si cualquier componente del hardware (la Unidad de Control, la Unidad de Despliegue, el Panel del Interruptor) es reemplazado, usted debe hacer una Actualización Software y luego un reajuste. Esto

asegura que todos los componentes tienen el mismo software y los mismos ajustes. El no hacer esto puede causar comportamiento poco confiable del sistema. Utilice una memoria flash tipo USB, la cual debería ser llevada en la aeronave en todo momento con el último archivo aplicativo del software y el último archivo que contenga los ajustes hechos.

- La corriente alterna o continua usada, tiene un efecto especialmente nocivo sobre los equipos electrónicos, ya que sus conductores radian energía electromagnética, como si fueran antenas de radio. Para evitar estas interferencias, se emplea la técnica de apantallamiento en este tipo de conductores; es decir, el conductor aislado se envuelve por una malla de conductor de cobre estaño o similar. Energía radiada por un conductor la recibe la pantalla trenzada y se envía a la masa o tierra (GRD) del avión, donde no puede ocasionar ninguna interferencia
- En la utilización de los cables hay que tomar en cuenta que cuanto mayor es el calibre, menor es la sección del conductor.

3.2 MATERIALES Y HERRAMIENTAS

3.2.1 Identificación de partes y componentes

En la identificación de partes, componentes y herramientas es necesario que el técnico revise una serie de dispositivos esenciales dentro de los circuitos eléctricos, tales como, las electroválvulas, las electrobombas, los

interruptores, los actuadores, los relés, los solenoides, los limitadores; así como la utilización de herramientas (Nuckolls, 1993).

3.2.2 Modo de Empleo de Herramientas

La utilización de herramientas y métodos de instalación, el técnico la deberá revisar en la bibliografía de aviación (Nuckolls, 1993).

A continuación se mencionará herramientas y puntos básicos de instalación del arnés las cuales se utilizará en cada instalación de los sistemas de cada capítulo.

Instalación de los Conductores

El cableado de avión puede ir instalado al aire o a la vista, con los cables atados formando “mazos” (grupos de cable) sin ningún tipo de protección externa o pueden ir encerrados en conductos o canales rígidos o flexibles.

La figura 3.2, nos indica cómo se encuentran distribuidos estéticamente, lo cual ayuda a realizar un buen mantenimiento y fácil identificación de las averías.

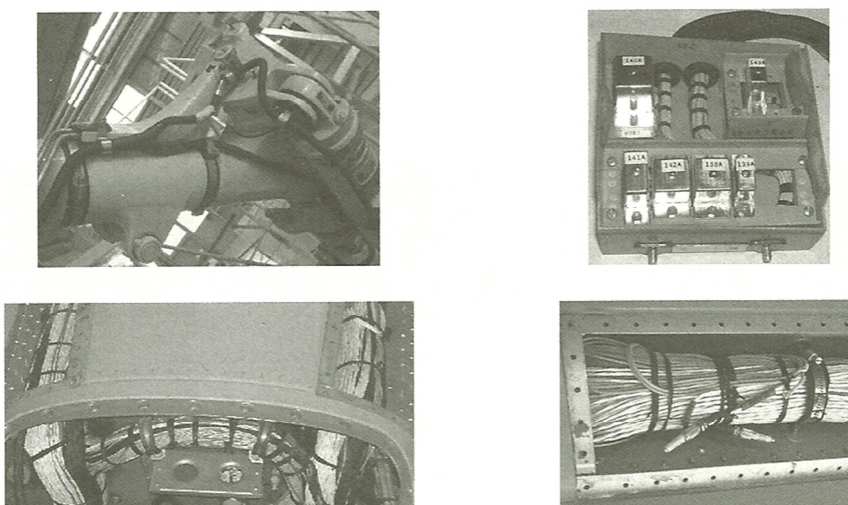


Figura 3.2. Mazos (atados de varios cables en una aeronave). **(Martínez, 2007)**

Los grupos de cables para el RV-140 lo hemos realizado de acuerdo a la distribución del Vertical Power, EFIS; lo cual facilita la distribución tanto del sistema eléctrico, así como el cableado de BUS de Datos entre sistema y sistema. Estos atados lo realizamos con piola/hilo con cera especial para cableado dentro de aviación, la cera ayuda a la sujeción de los cables mediante un amarrado especial.

También se utiliza correas plásticas o con el nombre de bandas tipo "TYRAP", ha tenido tal aceptación en muy poco tiempo se ha extendido y actualmente presume de ser el sistema más empleado, ya que se colocan rápidamente alrededor de los mazos y dejan una instalación muy bien preparada.

En la figura 3.3 se muestran diferentes tipos de atados que se suelen utilizar:

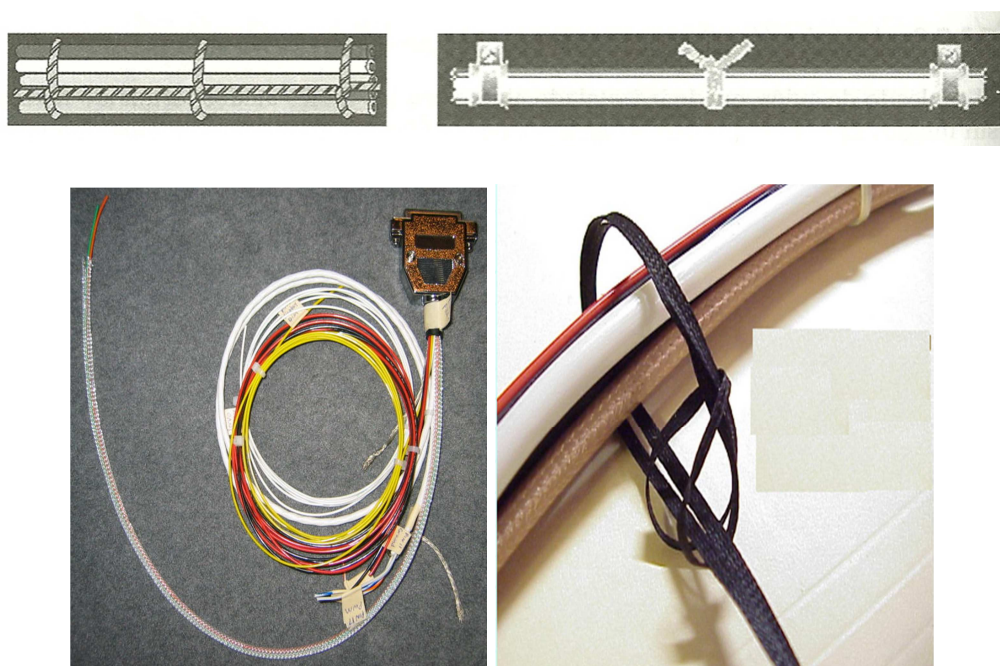


Figura 3.3. Tipos de lazos (Martinez, 2007)

Como se observa, los lazos puntuales se utilizan cuando la separación entre abrazaderas supera los 30 centímetros.

El proceso de realización de un lazo puntual o nudo simple, se detalla en la figura 3.4 adjunta, al igual que un enlazado de un solo punto.

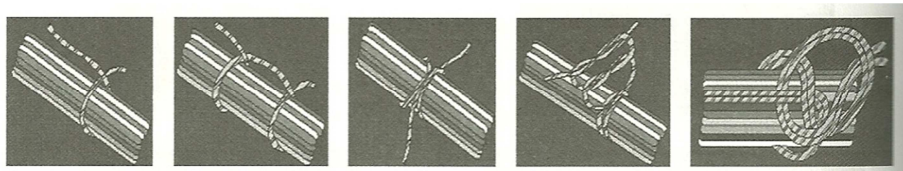


Figura 3.4. Pasos para atar un lazo. **(Martinez, 2007)**

3.2.3 Terminales

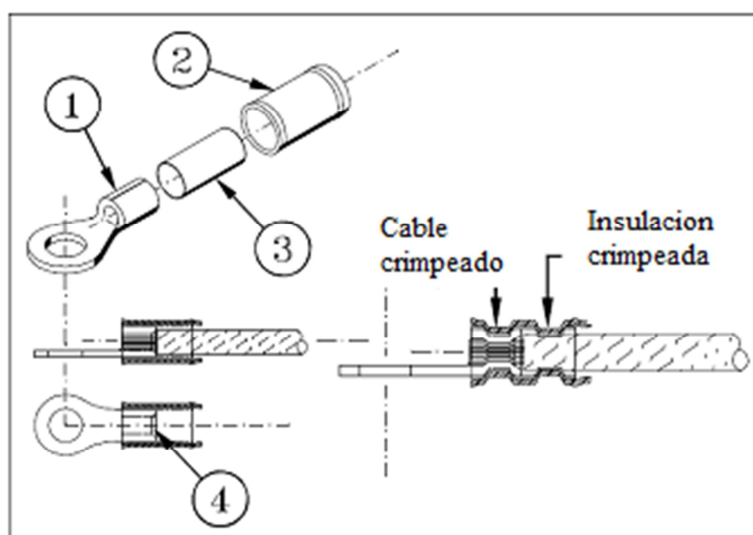


Figura 3.5. Terminal de unión. **(Nuckolls, 1993)**

El proceso de unión del terminal con el extremo del cable es muy sencillo, ya que se dispone de una herramienta, crimpador, que presionan el barrilete contra el conductor pelado y dotan al conjunto de una conducción muy homogénea, como se observa en la figura 3.5.

Las figuras 3.6 - 3.9, son herramientas básicas utilizadas para conectores por presión, adicional para corte de cobertura del cable.

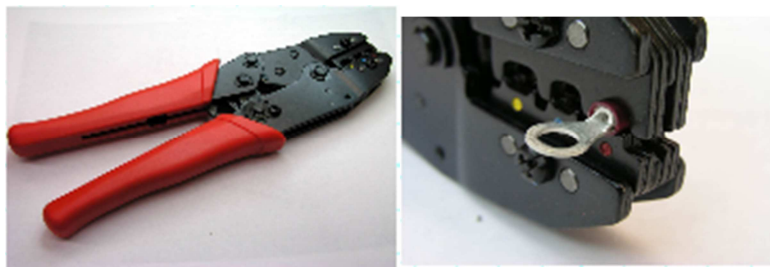


Figura 3.6. Crimpado para Prolongadores de Línea. **(Nuckolls, 1993)**

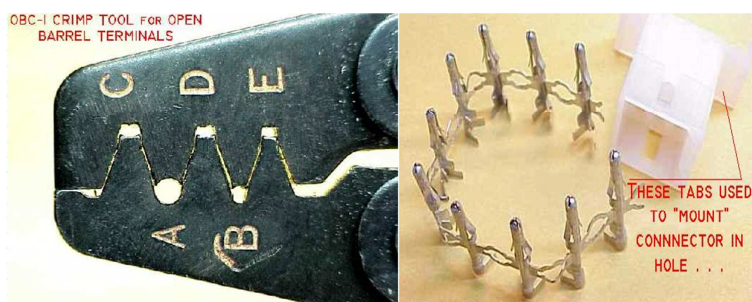


Figura 3.7. Crimpador para terminales tipo Barrete. **(Nuckolls, 1993)**

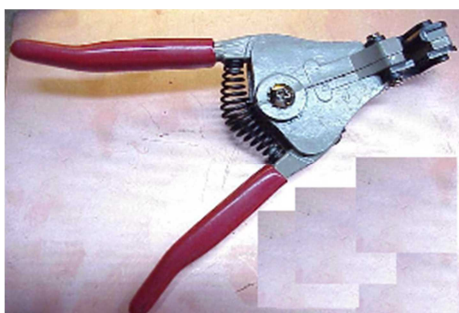


Figura 3.8. Pelador de Cable AWG. **(Nuckolls, 1993)**



Figura 3.9. Pelador de Cable Coaxial. **(Nuckolls, 1993)**

3.2.4 Prolongadores de Línea

Muy utilizados para empalmar dos o más conductores en los que no se requiere desconexión, y por tanto queda una conexión permanente.

El prolongador en línea consiste en dos barriletes de presión unidos en serie. Los extremos de los conductores ya pelados se introducen en las aberturas y posteriormente se crimpean. Para finalizar y aislar la unión del conjunto se superpone manguito termo-retráctil, como se observa en la figura 3.10.

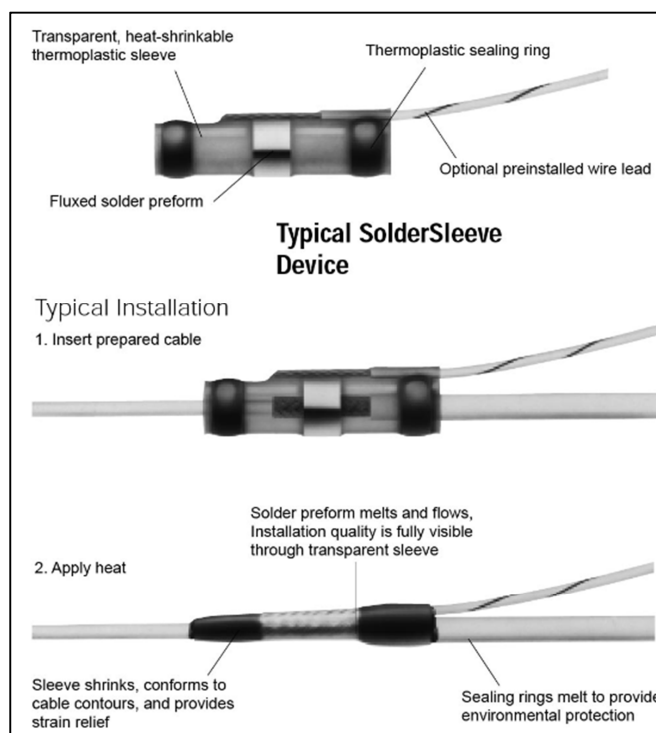


Figura 3.10. Prolongación de líneas. (Nuckolls, 1993)

En las figuras 3.11-3.13 vemos la terminación de instalación de conectores tanto para cable AWG y Coaxial como Conectores DSUB.

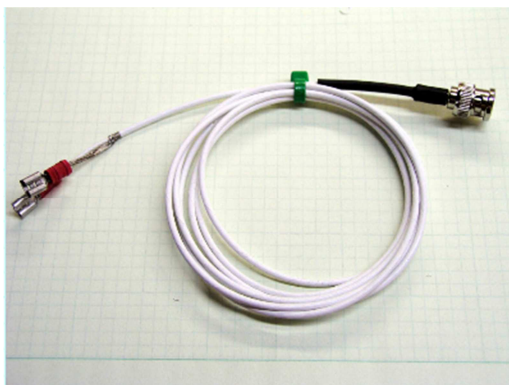


Figura 3.11. Cable Coaxial Para antena. **(Nuckolls, 1993)**

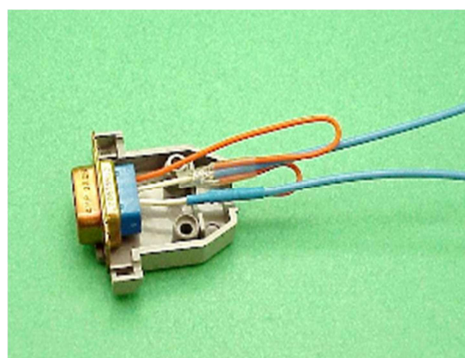


Figura 3.12. Conector D-sub. **(Nuckolls, 1993)**

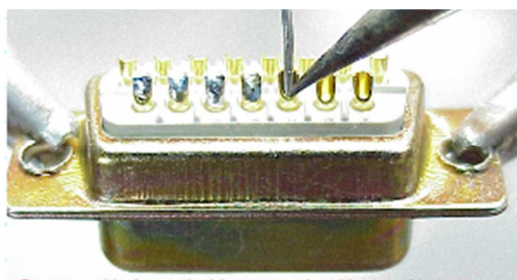


Figura 3.13. Fotografía de soldadura en un D-sub 15. **(Nuckolls, 1993)**

3.3 VERTICAL POWER

Con una ligera introducción y familiarización con la infraestructura, sistemas herramientas y materiales previos nos centraremos en la instalación por sistemas y equipos, iniciando con el sistema de distribución de energía Vertical Power.

3.3.1 Análisis y Descripción

El técnico deberá inicialmente revisar los sistemas eléctricos tradicionales que forman parte de una aeronave, para a continuación realizar un análisis con el sistema integrado del Vertical Power.

La disposición de los distintos componentes que integran el sistema eléctrico debe ser la apropiada para cubrir las necesidades eléctricas de la aeronave, siempre dentro de estrictos márgenes de fiabilidad y seguridad. De la distribución, tipo y valor de las cargas eléctricas asociadas al sistema, dependerá la configuración que se adopte en el diseño.

Básicamente el *vertical power* es un controlador de los dispositivos eléctricos en una aeronave de la serie VP-200. Hay que mencionar que si bien es cierto que la serie VP-200 simplifica la vida bastante al constructor o técnico, no es simplemente una solución el de enchufar y listo. El constructor o técnico todavía deberá instalar alambres para los componentes que son eléctricamente accionados y éste cableado toma alguna planificación cuidadosa. Muchas de las características solo se controlan usando los menús de esquema en vez de componentes que contienen conexiones de hilos, además se puede fácilmente cambiar cosas en el futuro por la flexibilidad del mismo.

La serie VP-200 contiene diez Modos, el tipo de Modo determina qué información puede ser mostrada y qué dispositivos automáticamente encienden o apagan completamente. Los Modos son definidos como Pre

vuelo, Antes del Encendido, Encendido, Después del Encendido, el Taxeo, Carrerilla, Despegue /subida, Crucero, Aterrizaje, y la Maniobra.

La carga que proporciona puede ser una luz/lámpara, radio, un aparato receptor GPS, un contactor, o EFIS, simplemente para nombrar a unos cuantos, ésta carga va a través de un alambre/cable a un punto de energía de la Unidad de Control.

El Vertical Power usa el concepto de un dispositivo para organizar las cargas eléctricas en la aeronave, siendo un dispositivo un agrupamiento de una a cuatro cargas eléctricas. Por ejemplo, la figura 3.14 muestra un dispositivo llamado como Luz de Aterrizaje (Landing Lt), puede ser definido como una sola carga en un solo pin, o como cuatro cargas que cada una enlazada a su propio pin de energía.

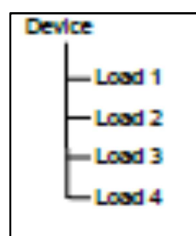


Figura 3.14. Carga de un dispositivo con su propio pin. **(VERTICAL POWER, 2007)**

En una instalación eléctrica previamente diseñada, debería funcionar dentro de los límites del sistema de cargas, pero no deberían presentar novedades por sobrecargar al alternador.

El voltímetro, que está incorporado en la serie VP-200 (nuestro VERTICAL POWER) y otros avionics modernos, puede proveer la

información que uno necesita ver si su alternador funciona correctamente. Cuando el alternador trabaja correctamente, el voltaje del BUS dará 14.0 V. Cuando no está en marcha el voltaje, el BUS da un voltaje de 12.5 V (es el doble para un sistema del 28v) o menos. Si el voltaje del BUS está en 14v y lentamente declina, y luego se utiliza más amperios que el alternador puede dar abasto, la batería reduce drásticamente el voltaje que entrega y su tiempo de vida útil.

Se puede ver en la figura 3.15 el despliegue con y sin un sensor de corriente en el alternador primario instalado.

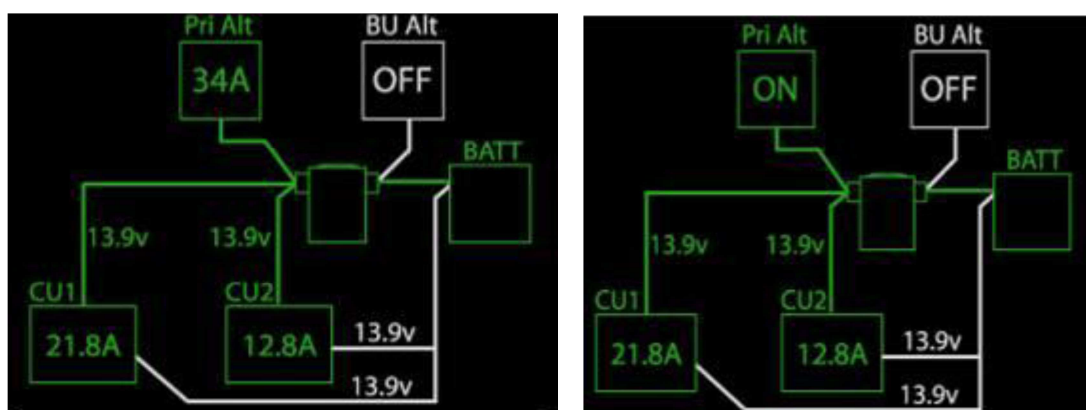


Figura 3.15. Monitor VP-200 que indica la corriente total con o sin sensor de corriente. (VERTICAL POWER, 2007)

Con el sensor del amperímetro instalado, la corriente es exhibida en la caja del alternador, y también la corriente real es mostrada a través de los dispositivos, la cual está en cada monitor. Sin el amperímetro instalado, el alternador está simplemente encendido, y se puede ver el voltaje.

El Vertical Power provee los siguientes componentes para el VP-200:

- Unidad de Despliegue (Display Unit), esta unidad está montada en el panel de instrumentos y es su interfaz primaria, como muestra la figura 3.16. Tiene cinco botones suaves y una manija rotativa. La pantalla de color de alta resolución es legible en la luz del día (puede ser dimmable/variable). Los datos de una Unidad de Datos del Motor (optativo de VP) y un GPS pueden ser opcionales y provistos por el por usuario/técnico los cuales son conectados directamente al Display Unit. La unidad realiza funciones de alto nivel como el modo de determinación de alertas audibles, el despliegue de estados del dispositivo (on, off, o falla), el sistema eléctrico y el estatus del motor.

- La unidad acepta hasta ocho entradas de interruptores externos, cada una de las cuales puede ser usado para indicar el estado de la puerta del equipaje o de la cabina en el caso del RV-10; O la acción del interruptor de encendido remoto o manual para un dispositivo. Seis puertos seriales I/O son incluidos así como también una salida audio.

- Control Unit., esta unidad va montada detrás del panel de instrumentos o en alguna otra posición en la cabina del piloto fuera del contacto con el agua y el extremo calor (en el RV-10 va puesto en un plate de aluminio en la parte del copilota, justamente detrás del tablero), la figura 3.17 indica una unidad de Control (Vertical Power).

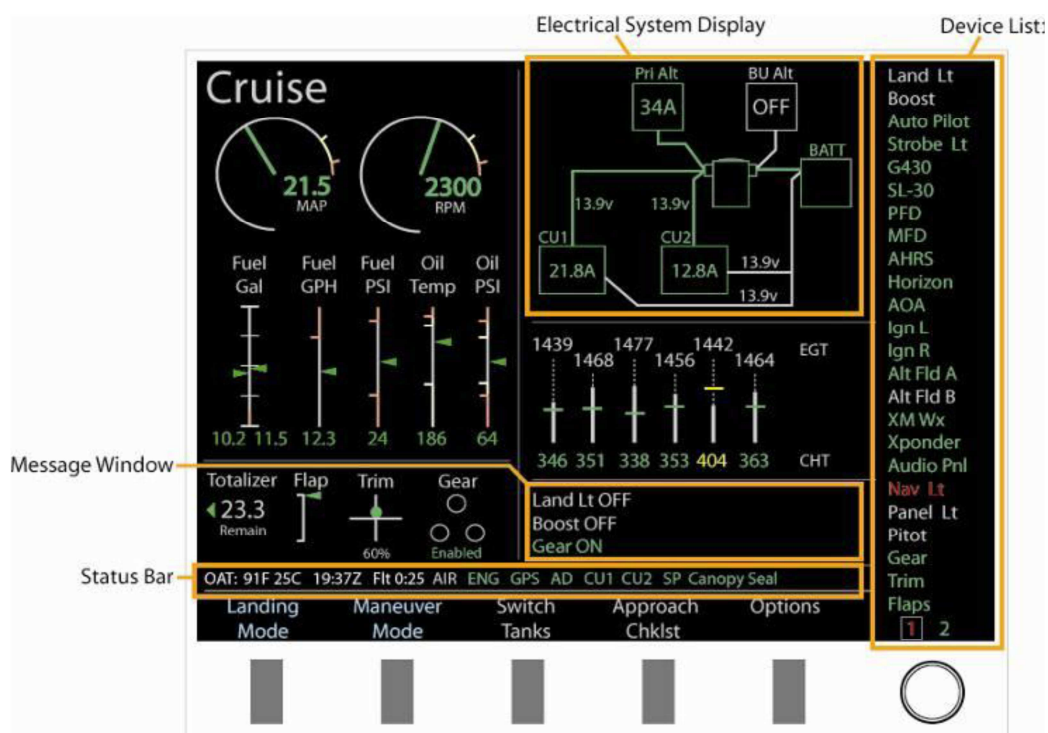


Figura 3.16. Monitor VP-200 (Display Unit). (VERTICAL POWER, 2007)

Tiene ocho conectores que se usan para intercambiar datos con otros componentes de serie VP-200 así como también proveerle la energía a los dispositivos eléctricos en la aeronave. Un terminal de cobre grande acepta la corriente de la batería (por el contactor de la batería). La unidad le puede proveer corriente de 60 amperios continuos a los dispositivos de la aeronave. Maneja funciones de bajo nivel, como la operación de flap y trim, el control de velocidad del trim, variación de intensidad de luz, capacidad de encendido suave, cambio de voltaje/corriente, y la protección de circuitos (la sobre-corriente, el sobre-voltaje, y el corto circuito). Comprueba el estado de la instalación eléctrica de la aeronave 50 veces por segundo. Hay ocho entradas de interruptores externos las cuales pueden ser usadas para los flaps y trims así como también para otra función de un interruptor externo.



Figura 3.17. Unidad de Control VP-200 (Control Unit). **(VERTICAL POWER, 2007)**

- Switch Panel, esta unidad se instala en el panel de instrumentos cerca del Piloto y tiene interruptores para el sistema de encendido y energía. Tres interruptores pueden ser configurados (por seteo en el menú) para controlar cualquier dispositivo, y las etiquetas adhesivas son incluidas para etiquetar los interruptores. Cada interruptor tiene una luz LED para indicar el estatus y/o la información de alerta. Un sensor indicador de nivel ambiental de luz es apartado en el bisel. Podemos observar en la figura 3.18 este elemento externo del Vertical Power.



Figura 3.18. Panel de Control VP-200 (Switch Panel). **(VERTICAL POWER, 2007)**

- Control Remoto. Este dispositivo manual pequeño es similar a un control de alarma que viene con los vehículos modernos, como indica la figura 3.19. Tiene cinco botones. La serie VP-200 permite encender o apagar con solo presionar un botón, además los otros cuatro botones restantes pueden ser establecidos a fin de controlar dispositivos individuales en la aeronave.



Figura 3.19. Control Remoto VP-200. (VERTICAL POWER, 2007)

Visión general del Sistema. La arquitectura de la serie VP-200 se constituye en los métodos probados time-tested, pero incorpora el moderno switching (sistemas integrados de interruptores) y la tecnología de circuitos de protección. Los diagramas de la figura 3.20-3.21 presentan una instalación de un sistema eléctrico tradicional que se compara con una instalación eléctrica del Vertical Power VP-200.

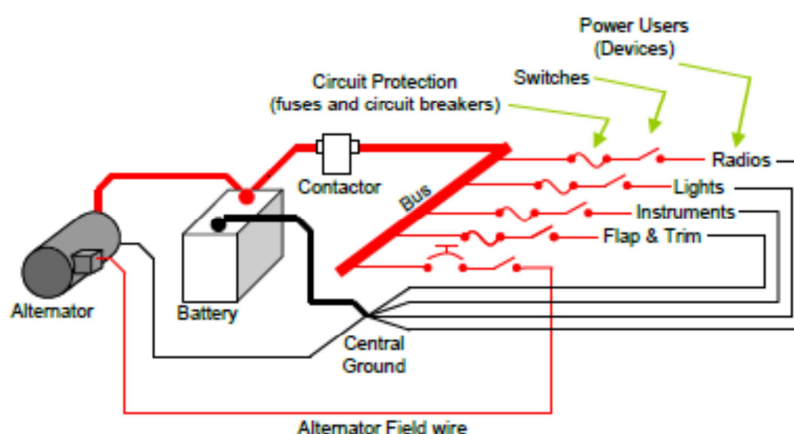


Figura 3.20. Sistema Eléctrico Tradicional. (VERTICAL POWER, 2007)

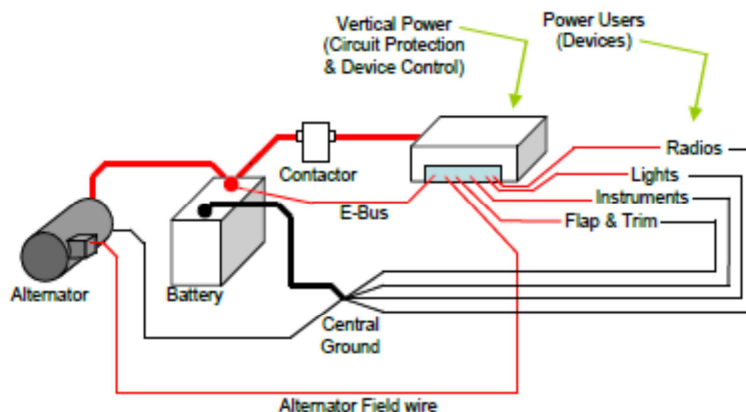


Figura 3.21. Sistema Eléctrico con el Vertical Power. **(VERTICAL POWER, 2007)**

La ventaja de estos diagramas es que la Unidad de Control del Vertical Power provee ambos: switching/encendido y la protección de los circuitos, haciendo la tarea del cableado más fácil (hay que recordar que el cableado debe ser cuidadosamente planificado e instalado). Una barra como BUS (E-BUS) está “incorporado” en la Unidad de Control, y requiere conectar un solo alambre a la Unidad de Control directamente de la batería, como mostraba la figura anterior. Aunque el cableado para un alternador internamente regulado son mostrados aquí, la serie VP-200 soporta ambos alternadores internamente y externamente regulados.

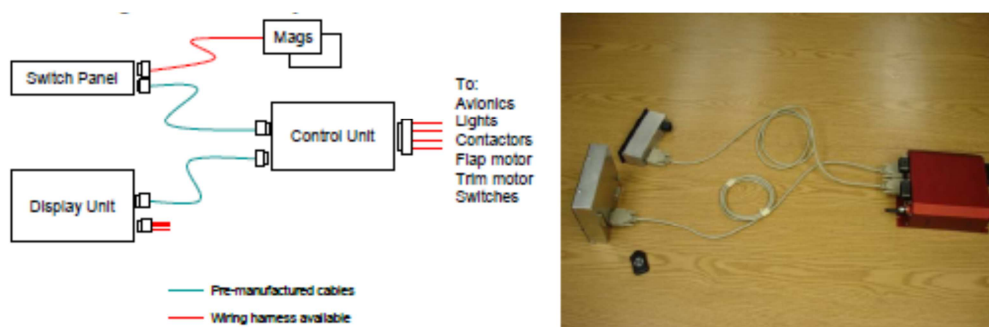


Figura 3.22. Cableado básico de un Vertical Power. **(VERTICAL POWER, 2007)**

El diagrama de la figura 3.22, muestra un sistema de una sola Unidad de Control.

La figura 3.23 muestra un sistema dual de la Unidad de control.

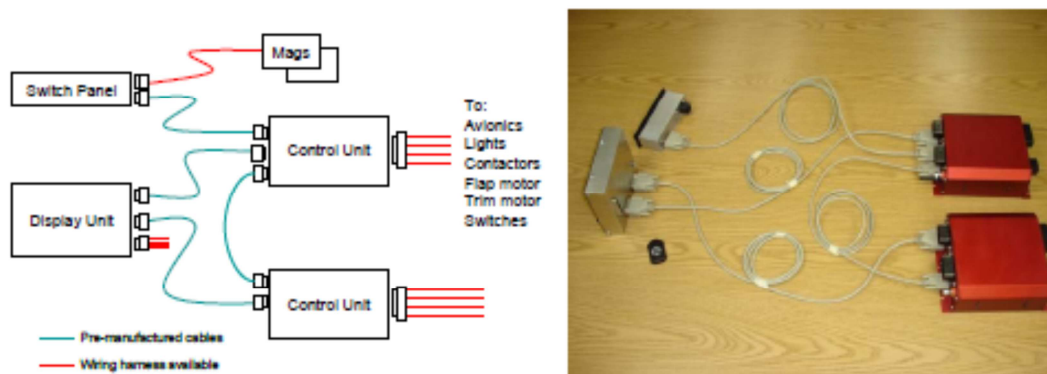


Figura 3.23. Cableado básico en cascada entre dos Vertical Power.

(VERTICAL POWER, 2007)

Los componentes de La serie VP-200 se conectan entre sí con cables pre manufacturados los cuales son incluidos en el sistema. Estos cables llevan señales de datos y bajas corrientes de energía. No se necesita hacer cualquier cable para conectar los componentes entre sí. Las conexiones para el resto de aeronave están resumidas en la plantilla del anexo 1.

Configuraciones del Cableado para Proveer a todo el “Backbone”.

La serie VP-200 soporta cuatro configuraciones diferentes para el backbone, la figura 3.24, nos indica las configuraciones:

- La configuración 1: Batería simple, Alternador simple, Unidad de Control simple.
- La configuración 2: Batería simple, Alternador doble, Unidad de Control simple.
- La configuración 3: Batería simple, Alternador doble, Unidad de Control doble.

- La configuración 4: Batería doble, Alternador doble, Unidad de Control doble, BUS independiente doble.

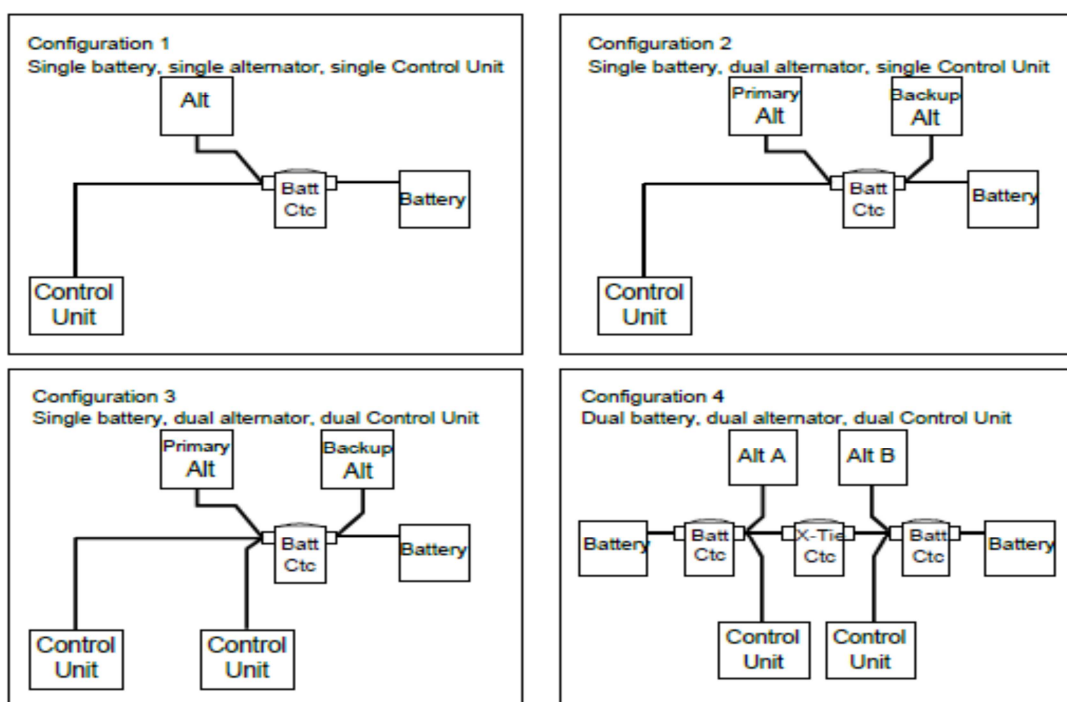


Figura 3.24. Configuraciones del Backbone del Vertical Power.

(VERTICAL POWER, 2007).

Se puede cambiar la configuración en el futuro de acuerdo a las necesidades. Adicional si el técnico desea verificar las configuraciones finales del Vertical Power referirse al manual del Vertical Power. (VERTICAL POWER, 2007)

3.3.2 Datos Técnicos y Físico

El vertical POWER, puede manejar ha estandarizado con varios dispositivos, instrumentos y equipos afín de entregar las corrientes y voltajes necesarios para su normal funcionamiento; así como también ofrece protecciones como hasta 10 amperios (recordar que el VP-200 soporta

hasta 60Amp.) como muestra la Tabla del anexo 1 Vertical Power Device Current Draw Worksheet. Entre los Equipos y dispositivos que muestra la tabla podemos nombrar: Instrumentos de Aviónica, Luces, Sistemas eléctricos y Otros (VERTICAL POWER, 2007).

3.3.3 Diagrama eléctrico de instalación del equipo Vertical Power VP-200

El Diagrama del anexo 2 (diagrama eléctrico de instalación del equipo VP-200) presenta las conexiones entre el VERTICAL POWER y el sistema eléctrico de encendido (parte superior del diagrama) con las protecciones a través de un bloque de fusibles, así como también interconecta con los equipos de aviónica y con el EFIS AF-3400, provee energía al sistema de servos, sistema de luces e inclusive a los magnetos.

Es un diagrama sencillo de entender y que se complementa con la Platilla del anexo 2 Vertical Power load Planning Worksheet.

3.3.4 Instrucciones para Instalación de Terminales y Conexiones.

La instalación de la serie VP-200, cuyo diagrama eléctrico se encuentra en el anexo 2, se basa en cinco pasos principales:

1. Para la instalación referirse a la sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) de este documento, también referirse al manual de la dirección electrónica (Nuckolls, 1993).
2. Hay que indicar que se utilizará la plantilla del anexo 2 previamente llenada, en la cual indica el propósito o descripción del cable, amperaje máximo, conector asociado J3-J7 de Power, J1 y J2

encendido, pines, distancia de referencia al punto de conexión, tipo y color de cable (en inglés) y notas u observaciones (se hace referencia la figura 3.1, del punto de partida a la última conexión ej. A-P).

3. Una vez completada la plantilla del *Vertical Power* se procederá a realizar la medición y corte de los cables según capacidad y color, para luego instalar los pines de acuerdo a los conectores.
4. Comprobar la correcta instalación de cada cable y pin de acuerdo a la plantilla.
5. Agrupar según las rutas establecidas con el hilo de cera.
6. Preparar los elementos del *Vertical Power* que irán en la parte posterior del Tablero de Control de la Cabina del avión.
7. Instalar los elementos del *Vertical Power* en la parte posterior del Tablero de Control de la Cabina del avión.
8. Instalar los grupos de cables por las respectivas rutas de la infraestructura del avión, afín de llegar a los puntos señalados como los elementos y equipos en el avión de acuerdo al esquema de la figura 3.1.
9. Instalar con la plantilla del anexo 2 los conectores tipo CPC y DSUB una vez instalado el arnés eléctrico del *Vertical Power*.
10. Verificar la correcta instalación de los conectores y pines por cada sección.
11. Conectar los alambres del Control Unit a los dispositivos, incluyendo el cable principal de poder.
12. Conecte el cable de datos y las entradas de los interruptores externos opcionales al Display Unit.

13. Conecte el cable de datos y las entradas de los interruptores externos opcionales a la Unidad Control.
14. Conecte los cables del Switch Panel al P-Lead en cada magneto.
15. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal.

CAPÍTULO IV

MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNÉS ELÉCTRICO Y ELECTRÓNICO PARA LOS SISTEMAS DE INSTRUMENTACIÓN

En este capítulo se tratará sobre la instalación de los distintos instrumentos que una aeronave debe tener en su panel, la cual ayudara al piloto a tener un mejor desempeño en su vuelo, pero hay que destacar que en el RV-10 los instrumentos estarán integrados a un par de equipos, mas no como la manera tradicional. Cabe mencionar que para mayor información puede referirse en el internet a ALCIONE (Foyle, 2004).

4.1 INSTRUMENTOS DE NAVEGACIÓN

Los sistemas e instrumentos de navegación actuales se los puede observar en la figura 4.1, donde uno o dos equipos integran los instrumentos de navegación, vuelo, comunicación a través de sensores y bus de datos.



Figura 4.1. Sistemas e instrumentos de navegación actuales.

(ADVANCED COMPANY, 2008)

4.1.1 INDICADOR OMNIDIRECCIONAL DE ALTA FRECUENCIA (V.O.R)

4.1.1.1 Análisis y Descripción.

El VOR (very high frequency omnidirectional radio = indicador de alta frecuencia), trabaja en la banda VHF por lo que, las perturbaciones atmosféricas no afectan a sus indicaciones.

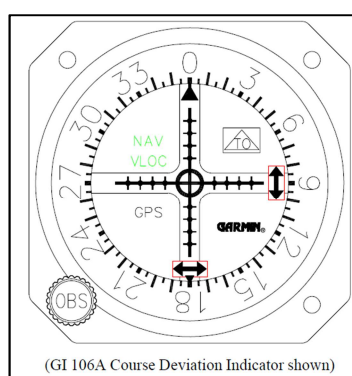


Figura 4.2. Vista Frontal del Indicador Tradicional VOR –GARMIN- GI-106A. (Garmin International, GI-102A/106A Installation Manual, 2001)

En la figura 4.2 podemos observar una vista del indicador analógico tradicional del VOR, este indicador interactúa junto con el equipo Navegador Garmin GNS-430.

El equipo transmisor emite dos señales en diferencia de fase, por lo que es posible identificar la situación en los 360 grados, simplemente analizando en cuanto están desfasadas esas señales.

- Las frecuencias que manejan el sistema VOR son 112 MHz y 118 MHz.
- La antena se suele ubicar en la parte superior del estabilizador vertical.

El equipo capaz de interpretar estas señales está instalado a bordo de la aeronave, llamado receptor (En el RV-10 se instalara el GNS-430 NAV/COMM), completándose el sistema de navegación VOR, el indicador visual será integrado hacia el equipo EFIS (DYNO D-180).

Este sistema utiliza consecuentemente una estación terrena donde la estructura física de la estación VOR es pequeña, de forma circular o hexagonal y coronada por una torreta en las que están instaladas las antenas del radiador, el equipo debe ser instalado en un terreno llano o más o menos llano y aislada de toda edificación cercana.

Las señales se emiten a través de dos antenas transmitiéndoles en todas direcciones, en la banda VHF entre 112.00 y 118.00 Mhz. Este transmisor indica al receptor.

4.1.1.2 Datos técnicos y físicos.

Radiofaro (VOR): De guiado azimutal (no de precisión) de corto alcance y direccional, que materializa las rutas de vuelo. Sus características son alcance (200 Km), frecuencias entre 112 - 118 MHz y separación entre emisoras 15 KHz.

El VOR se basa en 4 señales:

1. Tono de identificación en CLAVE MORSE (puede ser seleccionado por medio del PANEL DE AUDIO).
2. Canal de identificación de audio para informar al piloto.
3. Dos señales de navegación, una fija y otra variable de 30 Hz modulando una portadora.
4. Señal fija se manda de modo omnidireccional.

EFIS AF-3400



Figura 4.3. Pantalla del EFIS (ADVANCED COMPANY, 2008)

El EFIS AF-3400, es uno de los dos equipos más importantes en el aeronave RV-10 instalados, al igual que el Vertical Power integra y gestiona

datos e información al igual que la presenta de manera digital en una pantalla como Muestra en la figura 4.3.

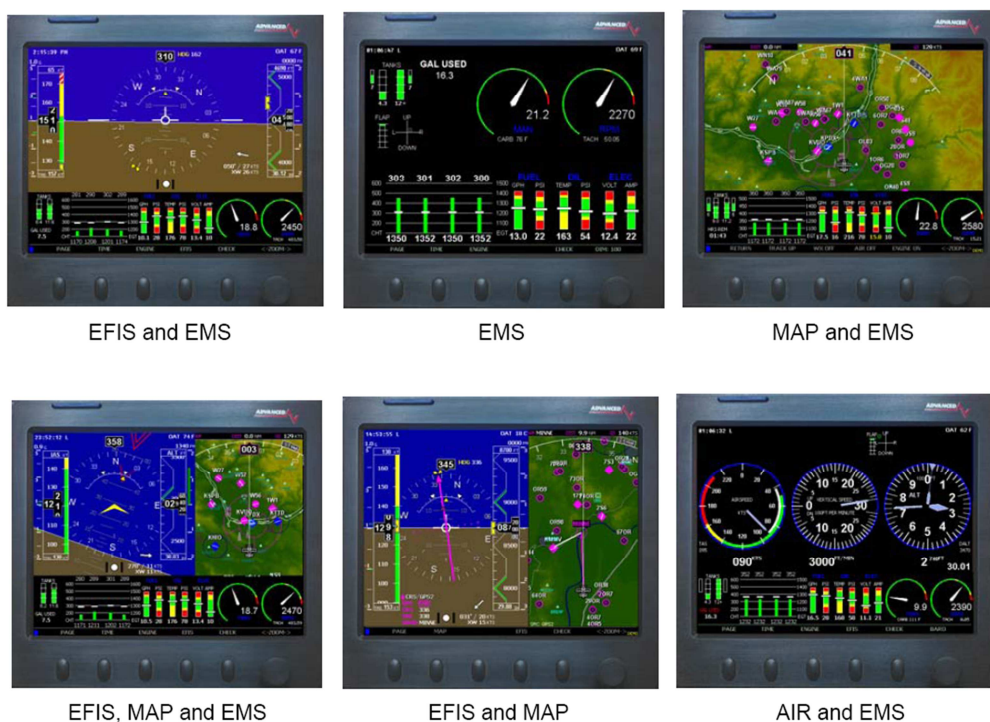


Figura 4.4. Configuraciones de pantallas en el EFIS (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

Como se mencionó anteriormente que el EFIS AF-3400 es un equipo con muchas bondades que permitirán al piloto a nivel de vuelo por instrumentos concentrar su atención a un solo equipo en lugar de tener varios instrumentos en el Panel de Control. Esta característica se la puede observar en la figura 4.4 la cual presenta varias configuraciones de pantallas con su respectiva información.

Para mayor información de especificaciones técnicas y físicas, referirse al anexo 3.

4.1.1.3 Diagrama eléctrico de instalación

La instalación del EFIS AF-3400 y sus equipos como dispositivos contempla en realidad de 3 diagramas de conexión como son: EFIS Main Harnes, Wiring Diagram-Engine Sensor Harness y Wiring Diagram-ARINC-429 Adaptor del anexo 4.

En esta sección del capítulo 4 se direccionara a las conexiones que permitan instalar al sistema VOR, su indicador analógico y el navegador como es el GARMIN GNS-430. En las instrucciones a continuación se describe los pasos que permitirán la instalación.

4.1.1.4 Instrucciones para la instalación de terminales y conexiones

La instalación del VOR (que se encuentra incluido en el equipo GNS-430) se basa en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y a la Tabla de Tipo de cables y conectores del anexo 5 de este documento, también referirse al manual de la dirección electrónica (Nuckolls, 1993).
2. Utilizar el diagrama del GNS-430 del anexo 6 y el diagrama Wiring Diagram-ARINC-429 anexo 4, en la cual indica las respectivas conexiones entre el indicador VOR, el equipo receptor de navegación GNS-430 y el EFIS.
3. Utilizar la Tabla P4001 y P4006 del anexo 5 como referencia para instalación del cableado, necesario en la integración de los equipos.
4. Comprobar la correcta instalación de cada cable y pin de acuerdo al diagrama Wiring Diagram ARINC-429 Adaptor del anexo 4, pines 23 y 24

del GNS-430.

5. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
6. Instalar los grupos de cables por las respectivas rutas de la infraestructura del avión, afín de llegar al Indicador de VOR y al EFIS de acuerdo al esquema de la figura 3.1.
7. Conectar los cables del GNS-430/NAV al EFIS, de acuerdo a al diagrama EFIS Main Harness del anexo 4.
8. Conecte la malla protectora (SHIELD) de los cables a la estructura del avión al arnés de sistemas de tierra (diagrama EFIS Main Harness del anexo 4).
9. Conectar los cables de entrada de la antena VOR al equipo Garmin GNS-430 como indica la Tabla de conexiones de Antenas del anexo 5 y al Esquema de instalación de antenas en el GNS-430 del anexo 5, conector P-4005.
10. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

4.1.2 G.P.S

4.1.2.1 Análisis y Descripción

Es un sistema desarrollado inicialmente en estados unidos para aplicaciones militares. Su disponibilidad no está garantizada así que no puede utilizarse para sistemas críticos. Se basa en la medida de tiempo de la señal emitida desde un satélite y la posición se determina por triangulación. Se necesitan como mínimo tres satélites para no tener ningún tipo de ambigüedad espacial en la superficie terrestre y un cuarto para

resolver la incertidumbre temporal (sincronización). Entonces son necesarios cuatro satélites para determinar la posición de un punto sobre la superficie terrestre.

La constelación de satélites GPS está constituida por seis planos orbitales inclinados 55° respecto al ecuador y en planos separados 60° entre sí a una altura de 20.000 Km y de periodo unas 12 horas. Hay 4 satélites en cada plano. Esto implica que hay 24 satélites operativos de 29. Con este sistema se consigue que cada punto del planeta sea cubierto por cuatro satélites.

La mejor posición de montaje para la antena de GPS es en el techo de la cabina del piloto. Esta localización da la mejor cobertura para la señal satelital, aumenta al máximo la entrada de señal y reduce la pérdida de señal durante los giros y subidas. La antena puede montarse directamente en la fibra de vidrio y no necesita una placa externa para contacto de tierra.

Asegúrese que el voltaje esté apagado al hacer conexiones de cables y antenas.

4.1.2.2 Datos técnicos y físicos

GPS (Garmin GNS-430), El equipo Garmin GNS-430 es un equipo que realiza funciones de navegación y comunicación como sus siglas lo definen NAV/COMM, una de sus características y funciones es el entregar información como GPS y a su vez interactúa con el EFIS AF3400 al igual que lo realiza con la función de VOR.

Para mayor información de especificaciones técnicas y físicas referirse al anexos 5 y 6.

4.1.2.3 Diagrama eléctrico de instalación

Para realizar la instalación del EFIS AF-3400 y el GARMIN GNS-430 como función de GPS se utilizara los 3 diagramas de conexión como son: EFIS Main Harnes, Wiring Diagram-Engine Sensor Harness y Wiring Diagram-ARINC-429 Adaptor del anexo 4.

En esta sección del capítulo 4 se direccionara a las conexiones que permitan instalar al sistema GPS, el EFIS AF-3400 y el navegador como es el GARMIN GNS-430.

Las instrucciones a continuación describen los pasos que permitirán la instalación.

4.1.2.4 Instrucciones para la instalación de terminales y conexiones

La instalación del GPS (que se encuentra incluido en el equipo GNS-430/NAV) se basa en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y a la Tabla de Tipo de cables y conectores del anexo 5 de este documento, también referirse al manual de la dirección electrónica (Nuckolls, 1993).
2. Utilizar el Diagrama GNS-430 del anexo 6 y Wiring Diagram-ARINC-429 anexo 4, en la cual indica las respectivas conexiones entre el equipo receptor de navegación GNS-430 el EFIS.
3. Utilizar la Tabla P40014.8 y la Tabla P4006 del anexo 5, como referencia para instalación del cableado, necesario en la integración de los equipos.

4. Comprobar la correcta instalación de cada cable y pin de acuerdo al Diagrama del GNS-430 del anexo 6 y Wiring Diagram-ARINC-429 anexo 4, PINES 46 y 47 del GNS-430.
5. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
6. Instalar los grupos de cables por las respectivas rutas de la infraestructura del avión, afín de llegar al EFIS de acuerdo al esquema de la figura 3.1.
7. Conectar los cables del GNS-430/NAV al EFIS, de acuerdo al diagrama EFIS Main Harnes del anexo 4.
8. Conecte la malla protectora (SHIELD) de los cables a la estructura del avión al arnés de sistemas de tierra (Ver Esquema de instalación de antenas en el GNS-430 del anexo 7 y EFIS Main Harnes del anexo 4).
9. Conectar el cable de entrada de la antena GPS a la entrada que indica la Tabla para conexiones de antenas GNS-430 del anexo 4 y el Esquema de instalación de antenas en el GNS-430 del anexo 5, Conector P-4003.
10. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

4.1.3 TRANSPONDER

4.1.3.1 Análisis y Descripción



Figura 4.5 Equipo (**Garmin International, GTX 327 Installation Manual, 2006**)

Este sistema nos permite realizar una comunicación electrónica entre el equipo a que se encuentra en la aeronave y la estación en tierra (Torre de Control o CTA). Este tipo de enlace permite al personal de control de tránsito aéreo proporcionar y guiar a la aeronave, detectándola en una pantalla de radar (más precisamente en la pantalla del SSR (por sus siglas en inglés: "Secondary Surveillance Radar")).

La figura 4.5 presenta un avista frontal del equipo Transponder GTX-327.

Este sistema ayuda al personal de la Torre Control -CTA mantener la separación entre aeronaves, evitando colisión.

Las frecuencias manejadas son:

- La aeronave recibe la señal de interrogación en una frecuencia UHF de 1030 MHz,
- Transmite las respuestas en una frecuencia UHF de 1090 MHz.

La identificación de la aeronave es el dato más relevante, siendo asignado a la aeronave un código numérico para que los controladores desde la base en tierra puedan diferenciar las aeronaves que se les presenta en pantalla SSR.

Los aviones que disponen de un altímetro codificador envían información a través del Transponder hacia la estación en tierra CTA.

Como información existen dos modos básicos de frecuencia para interrogar a la aeronave: el modo A y el modo C. En el modo A se pregunta por la identificación de la aeronave por medio de dos pulsos, P1 y P3,

separados 8 microsegundos. Estos pulsos los emite la antena direccional. En el modo C se pregunta a la aeronave por su altitud con dos pulsos, P1 y P3, separados 21 microsegundos. Estos pulsos los transmite la antena direccional.

Para nuestra aeronave contaremos con el equipo GTX-327 de GARMIN, el cual actuara conjuntamente con el equipo EFIS.

4.1.3.2 Datos técnicos y físicos

El equipo GTX-327 de GARMIN es un equipo Transponder que permite a la Torre de control – CTA, el realizar control de las aeronaves en tráfico. Este equipo se encuentra interconectado con el GARMIN GNS-430 /NAV al igual que lo realiza con la función de VOR y el GPS.

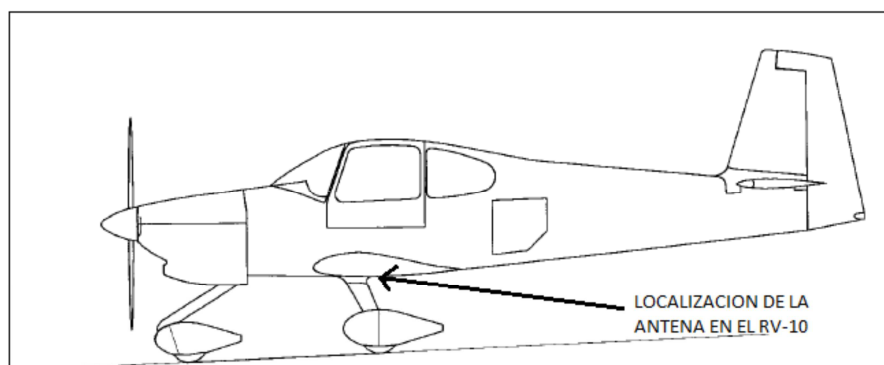


Figura 4.6 Localización de la antena

La figura 4.6 muestra la localización en la aeronave rv-10 de la antena para el equipo Transponder.

Para mayor información de especificaciones técnicas y físicas referirse al anexos 7 y 8.

4.1.3.3 Diagrama eléctrico de instalación

Para realizar la instalación del GARMIN GTX-327 y el GARMIN GNS-430 se utilizara los 2 diagramas de conexión como son: EFIS Main Harnes, y Wiring Diagram-ARINC-429 Adaptor del anexo 4.

En esta sección del capítulo 4 se direccionara a las conexiones que permitan instalar al sistema Trasponder, el EFIS AF-3400 y el navegador como es el GARMIN GNS-430.

Las instrucciones a continuación describen los pasos que permitirán la instalación.

4.1.3.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones

La instalación del Equipo Transponder hacia el Garmin GNS-430 y el EFIS AF-3400 se basa en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y a la Tabla de Tipo de cables y conectores del anexo 5 de este documento, también referirse al manual de la dirección electrónica (Nuckolls, 1993).
2. Utilizar el Diagrama del GNS-430 del anexo 6 y el diagrama Wiring Diagram-ARINC-429 Adaptor del anexo 4, en la cual indica las respectivas conexiones entre el equipo receptor de navegación GNS-430 el EFIS.
3. Utilizar la Tabla P001 del anexo 5 (GNS-430/NAV) y la Tabla Asignación de pines del anexo 7 (TRANSPONDER) y la Tabla Asignación de pines anexo 7 (ALTIMETRO) como referencia para instalación del cableado, necesario en la integración de los equipos.

4. Comprobar la correcta instalación de cada cable y pin de acuerdo al Diagrama GNS-430 del anexo 6 y Wiring Diagram-ARINC-429 anexo 4, PINES 57 y 60 del GNS-430.
5. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
6. Instalar los grupos de cables por las respectivas rutas de la infraestructura del avión, afín de llegar al EFIS de acuerdo al esquema de la figura 3.1.
7. Conectar los cables del GNS-430/NAV al EFIS, de acuerdo al Diagrama EFIS Main Harness del anexo 4.
8. Conecte la malla protectora (SHIELD) de los cables a la estructura del avión al arnés de sistemas de tierra (Ver el Esquema de instalación de antenas en el GNS-430 del anexo 5 y Wiring Diagram-ARINC-429 Adaptor del anexo 4).
9. Conectar el cable de entrada de la antena TRANSPONDER a la entrada que indica el Diagrama eléctrico de instalación del anexo 8 y la Tabla Asignación de pines del anexo 7, Conector P-3272.
10. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

4.1.4 ELT

4.1.4.1 Análisis y Descripción

El sistema ELT es el acrónimo de “Transmisor de localización de emergencias” (Emergency Locator Transmitter). Es un sistema auxiliar y autónomo (tanto en su alimentación como en la transmisión).

Su función en un avión es localizar el punto de impacto en el caso de accidente. La utilización de este equipo no es obligatoria en toda aeronave.

Es un equipo transmisor muy robusto que está preparado para aguantar grandes impactos. Normalmente su color es naranja llamativo, con el fin de que destaque su posición en la búsqueda en siniestros. En relación a su funcionamiento el dispositivo interno permanece inactivo hasta que un acelerómetro instalado longitudinalmente detecta la deceleración de un impacto permitiendo que el interruptor cierre los contactos para que las baterías alimenten al transmisor de emergencia.

4.1.4.2 Datos técnicos y físicos

Las dos frecuencias de socorro que se transmiten el ELT son:

- 121,5 MHz, para emergencias civiles,
- 243 MHz (2x121.5), para emergencias militares.

El tiempo de duración de la transmisión de los dos tonos es de 48 horas.

En relación a su ubicación de montaje se lo instala en la parte trasera del avión, con el objeto de sufrir el menor deterioro posible al recibir el impacto

Requiere un cambio periódico de baterías para su mantenimiento y un pequeño test de prueba para verificar su funcionamiento correcto. Es importante resaltar que la fecha de caducidad de las baterías debe apuntarse en la carcasa del instrumento y registrarse en la ficha de matrícula del equipo.

El técnico ha de tener en cuenta ciertas medidas a la hora de confirmar su operatividad, tales como la desconexión de la antena o su apantallamiento, para evitar alertar erróneamente a los medio de emergencia. En el caso de ser necesario para realizar una prueba de funcionamiento de forma limitada, se permite encender la radio de VHF y sintonizarla a 121,5MHz, para escuchar la emisión. La prueba ha de hacerse en el menor tiempo posible y se debe cortar la transmisión inmediatamente después de percibir el tono. (Martinez, 2007)

Para mayor información y modo de funcionamiento del equipo instalado ELT AK-450 DE la Compañía American King referirse al manual INSTALLATION & OPERATION MANUAL FOR MODEL AK-450/ DOCUMENT No.:IM-450 / REV. A DATED: 10/18/95.

4.1.4.3 Diagrama eléctrico de instalación

El ELT tiene conexiones sencillas que permite conectar el equipo a través de un cable de red hasta un Switch Remoto ubicado en el Panel de control.

Las instrucciones a continuación describen los pasos que permitirán la instalación.

4.1.4.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones

La instalación del Equipo Auxiliar Independiente ELT se basa en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y a la Tabla de Tipo de cables y conectores del anexo 5 de este documento, también referirse al manual de la dirección electrónica (Nuckolls, 1993).

2. Utilizar el Diagrama instalación ELT unidad- remota del anexo 10, en la cual indica las respectivas conexiones entre el equipo ETL PRINCIPAL y la Unidad Remota (Tablero de Piloto).
3. Para la instalación referirse al manual (Crane, 2000), y al manual (Ameri-king, 1995).
4. Utilizar la figura Ubicación en el avión del anexo 9, como referencia para ubicación del equipo principal.
5. Utilizar las especificaciones del equipo ELT del anexo 9 como referencia para el montaje del equipo ELT Principal como del dispositivo REMOTO.
6. Comprobar la correcta instalación de cada cable y pin de acuerdo al Diagrama instalación ELT unidad- remota del anexo 10, (este cable normalmente llega en el Kit del equipo ELT).
7. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
8. Instalar el cable de datos por las respectivas rutas de la infraestructura del avión, afín de llegar a la Unidad Remota en el Panel Principal de la Aeronave la figura 3.1.
9. Conectar el cable de la antena al equipo ELT, una vez realizado el montaje de la antena como indica las especificaciones del anexo 9.
10. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

4.1.4 EQUIPO DE COMUNICACIÓN

Denominado RADIO se describe a continuación

4.1.4.1 Análisis y Descripción

El principal uso de una radio en una aeronave es servir como medio de comunicación con los controles de tráfico aéreo (ATC), ya que al acercarse las aeronaves a los aeropuertos, los controladores tienen que dar las instrucciones de aproximación a los pilotos.

Se puede mencionar básicamente conceptos generales y fundamentos de funcionamiento de los sistemas de radio, los distintos tipos de comunicaciones de algunos equipos relacionados, el diagrama de bloques básico para cualquier sistema de comunicaciones por voz es el siguiente:

Seleccionar la señal original: Se trata de elegir la señal que desea obtener del medio de transmisión donde se encuentra.

Amplificar la señal original: La señal normalmente procede de un punto situado muy alejado del receptor, con lo que llega atenuada. Para poder explotarla en las diferentes etapas de recepción, es preciso amplificarla previamente.

Extraer la señal original: La señal llegada por medio de una onda electromagnética que va modulada. Es necesario adquirir la señal moduladora, que es la que transporta la información.

Las características principales que reúne un receptor son tres:

Sensibilidad: Capacidad de recibir señales débiles. Se corresponde con el cociente entre el valor de la señal a la entrada del receptor y el valor a la salida.

Selectividad: Capacidad de distinguir entre señales de frecuencia muy próximas. Se corresponde con la relación entre el valor a la entrada para una señal de frecuencia deseada y el valor a la entrada para una señal de frecuencia no deseada.

Fidelidad: Capacidad de reproducir la señal sin ningún tipo de distorsión, de forma que se recupere toda la información con calidad y perfección.

Transceptor de VHF

Se hace referencia al sistema que compone una radio aeronáutica VHF actual, como por ejemplo utilizaremos el equipo GARMIN SL-30/ COMM para el RV-10.

Circuitos de interface: los circuitos de interfase son los encargados de filtrar el ruido, proteger los transitorios de corriente, ordenar en cola los datos de salida en serie y convertir los datos de entrada de paralelo a serie.

Circuitos de control: el transceptor de comunicaciones se controla en su totalidad con un simple microprocesador de 8bits. Cuando el piloto activa la caja de control y pulsa el botón del micro, el microprocesador determina el modo de operación y la frecuencia de trabajo del transceptor. Otra misión del microprocesador consiste en vigilar continuamente que algunos parámetros no se salgan de sus márgenes de funcionamiento. Si alguno de los parámetros se sale del intervalo, el micro envía una señal audible de alerta al sistema de audio, consiste en 2 bips de 800Hz. Si detecta un fallo crítico puede incluso interrumpir la transmisión.

Sintetizador de frecuencia: el sintetizador de frecuencia digital es un circuito integrado de gran escala (LSI, Large Scale Integration) cuya fase fija

un oscilador controlado de voltaje (VCO) a un simple cristal de 6,4 MHz. El cristal oscilador determina la estabilidad de todas las frecuencias del sintetizador.

El sintetizador proporciona: Excitación a los amplificadores de RF del transmisor de 118,000 MHz a 151, 975 MHz.

Inyección de una señal de 118,000 a 131, 950 MHz al primer circuito mezclador en el receptor.

Inyección de una señal de 138,025 a 158,025 MHz al primer circuito mezclador en el receptor.

Todas las frecuencias del sintetizador se pueden seleccionar en incrementos de 25KHz. La tensión de sintonización del VCO, dentro del sintetizador, también se procesa y se usa para sintonizar los varactores en las cuatro etapas del preselector del receptor, modificando la tensión de 5 a 20 VDC.

El receptor: Es el tipo superheterodino de doble conversión, con frecuencias intermedias de 20,025MHz y 455KHz. dos circuitos mezcladores realizan la conversión de frecuencia. El primero es un mezclador MOSFET de doble puerta con inyección desde un oscilador local de 19, 57MHz.

Antena radio

La antena radio más utilizada normalmente para las comunicaciones por radio es la Marconi, también denominada Lamda cuartos ($\lambda/4$).

La longitud es un poco más corta que la longitud de onda, así, la tabla siguiente muestra las frecuencias de emisión de las distintas radios, sus longitudes de onda correspondientes, y en la última columna el valor de la

cuarta parte de $\lambda/4$), que se corresponde con la longitud ideal de la antena.

La tabla 4.1 presenta las frecuencias en función de su longitud de onda desde las frecuencias HF hasta UHF, la frecuencia más común dentro de radio comunicación dentro de la aviación como ya se lo ha mencionado es la frecuencia VHF (118 Mhz y 152 Mhz).

Tabla 4.1. Frecuencias de Emisión de las distintas Radios

RADIO	FRECUENCIAS (Mhz)	LOGITUD DE ONDA (m)	LOGITUD DE ONDA (cm)
HF	2	150	3750
	30	10	250
VHF	118	2.5	6.3
	152	2	50
UHF	231	1.3	32
	399	0.75	19

(Martinez, 2007)

Se deduce que las antenas DHF deben tener una longitud comprendida entre 2.5 y 3.75 metros. La longitud de las antenas de VHF está comprendida entre 50 y 63 centímetros. Igualmente se selecciona una longitud intermedia, por último, la longitud de las antenas de UHF debe estar comprendida entre 19 y 32 cm, la figura 4.7, muestra una antena típica UHF.

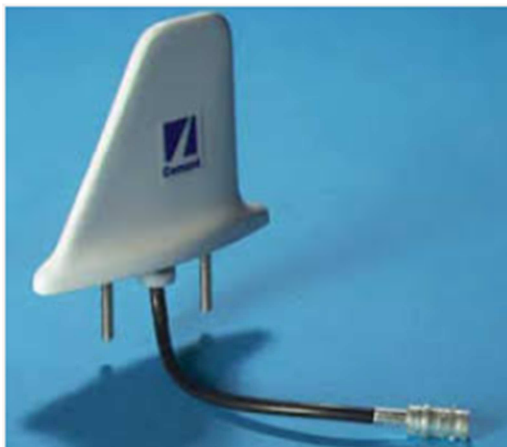


Figura 4.7. Antena UHF

Caja de audio-(AUDIO PANEL), Es un equipo electrónico embarcado cuya misión es controlar el volumen del sonido proporcionado a los tripulantes de los distintos sistemas de navegación y comunicaciones.

El equipo está integrado de una serie de circuitos de amplificadores transistorizados, que tratan las señales recibidas de los diferentes sistemas. La operación del equipo se lleva a cabo por medio de dos canales conmutables de amplificación normal y de emergencia. (Martinez, 2007)

En el RV-10 se utilizará el GMA-340 de GARMIN.

4.1.4.2 Datos técnicos y físicos

El equipo instalado para radio comunicación de Garmin SL-40 es un equipo según sus características y especificaciones transmite en las frecuencias de 118.000 y 136.975 Mhz, con 760 canales.

El Audio Panel, es un equipo auxiliar al sistema de comunicación que permite interconectar el sistema de audio de cada equipo como por ejemplo en este documento el GARMIN GNS-430 NAV/COMM, EL EQUIPO DE Radio GARMIN SL-40, El Transponder, los audífonos y los pulsadores (PTT) de los controles (STICK GRIP) del Piloto y copiloto.

Para mayor información de especificaciones técnicas y físicas referirse al anexos 11, 12, 13 y 14.

4.1.5.3 Diagrama eléctrico de instalación

El diagrama que sugiere el fabricante permite realizar varias configuraciones tanto en el Radio SL-40 como en el Audio Panel GMA-340.

Las instrucciones a continuación describen los pasos que permitirán la instalación.

4.1.5.4 Instrucciones para la instalación de terminales y conexiones

La instalación del equipo Audio Panel hacia el Garmin SL-40 se basa en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y a la Tabla de Tipo de cables y conectores del anexo 5 de este documento, también referirse al manual de la dirección electrónica (Nuckolls, 1993).
2. Utilizar la Diagrama de instalación de cables GARMIN SL-40 del anexo 12, en la cual indica las respectivas conexiones entre el equipo de Radio SL-40 y el Panel de Audio.
3. Comprobar la correcta instalación de cada cable y pin de acuerdo al diagrama la Diagrama de instalación de cables GARMIN SL-40 del anexo 12 y a la Tabla 4.24. (Referirse a las conexiones entre el equipo de Radio SL-40 y el Panel de Audio).
4. Comprobar la correcta instalación de cada cable y pin de acuerdo al Diagrama de instalación de cables conector J1 y J2 del GMA-340 que se encuentra en el anexo 14, con la Tabla Funciones Panel Frontal

- GMA340 del anexo 13. (Referirse a las conexiones de los pines 27, 38, 13, 14, 15 y 30 entre el Panel de Audio y SL-40/COM2).
5. Comprobar la correcta instalación de cada cable y pin de acuerdo al Diagrama de instalación de cables conector J1 y J2 del GMA-340 que se encuentra en el anexo 14, con la Tabla Funciones Panel Frontal GMA340 del anexo 13. (Referirse a las conexiones de los pines para la instalación de los Jacks de los Audífonos y PTT entre el Panel de Audio y SL-40/COM2).
 6. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
 7. Instalar el cable de datos por las respectivas rutas de la infraestructura del avión, en el Panel Principal de la Aeronave según la figura 3.1.
 8. Conectar el cable de la antena al equipo SL-40, una vez realizado el montaje de la antena como indica el esquema de la Instalación y ensamblaje conector BNC del anexo 11.
 9. Para el montaje (PARTE MECANICA) del SL-30 y GMA-430 referirse al manual (Crane, 2000), y a las especificaciones de esta sección Ensamblaje Carcasa y Arnés del anexo 11.
 10. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

4.2 INSTRUMENTOS DE VUELO

4.2.1. Análisis y Descripción

Los instrumentos de control de un avión, son una serie de indicadores, mediante los cuales el piloto mantiene control seguro de la aeronave en caso de no contar con referencia visual exterior (Vuelo Visual), y así poder desarrollar con ellos un Vuelo por Instrumentos.

El FMC, recibe este nombre por cuanto integra los medios de vuelo, navegación y operación de sistemas, sus siglas en inglés de Flight Management Computer, computador de gestión de vuelo. En el RV-10 se instalara un EFIS de la compañía ADVANCED FLIGHT SYSTEMS INC., las especificaciones se inició detallando en la sección 4.1 de este capítulo, Ver figura 4.7. Este aparato, en realidad un potente computador, permite programar la ruta y volarla manualmente o mediante el Piloto Automático, además de calcular una gran cantidad de variables de la aeronave, entre las cuales las relativas a la operación de los motores, la administración del combustible, y todos los cálculos imaginables con respecto a la navegación y el vuelo de la aeronave.



Figura 4.8. Sistemas e instrumentos de navegación (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

La figura 4.8 muestra las distintas funciones que el EFIS AF-3400 puede administrar al integrar los sensores y equipos adicionales. El FMC, o FMS (en el caso del RV-10 es el EFIS AF-3400), nombre este último más adecuado por referirse a todo el complejo en su totalidad, recibe información de prácticamente todos los instrumentos del avión. Los datos cartográficos e información referente a procedimientos de navegación, se insertan electrónicamente en el computador central, de la misma forma en que se renuevan las cartas de navegación, aproximación, despegue e información aeroportuaria, cambiando las hojas de papel usadas y sustituyéndolas por las nuevas.

No obstante, este sistema, por razones de redundancia, se sigue utilizando escrupulosamente. La seguridad aérea no puede depender de sistemas electrónicos que puedan fallar a pesar que se los utiliza como en el RV-10 o aviones experimentales principalmente Estados Unidos.

Indicador de actitud. Sin duda alguna, el instrumento más importante del panel de instrumentos es el Indicador de Actitud (Horizonte Artificial). Este instrumento, aunque internamente es supremamente complejo es increíblemente fácil de utilizar y remplace completamente al horizonte natural. Está compuesto por un símbolo que representa a su avión visto desde la parte de atrás y por una línea horizontal móvil con un área azul en la parte superior que representa el cielo y un área oscura o café que representa la tierra. Este horizonte sube o baja respondiendo a los cambios de actitud de la nariz del aeroplano y se inclina a la izquierda o derecha

respondiendo al ángulo de banqueo del mismo, de esta forma refleja permanentemente el horizonte real. Todo esto se logra por medio de un mecanismo interno llamado giróscopo que mantiene el nivel del horizonte fijo con respecto al horizonte natural. Por la razón anterior este instrumento se denomina Instrumento de Giro y se presenta en la figura 4.9.

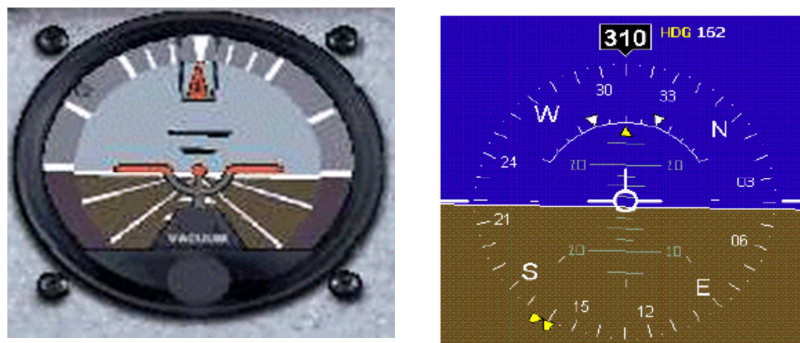


Figura 4.9. Horizonte Artificial Tradicional Y Horizon Roll Y Pitch-EFIS.

(ADVANCED COMPANY, 2008)

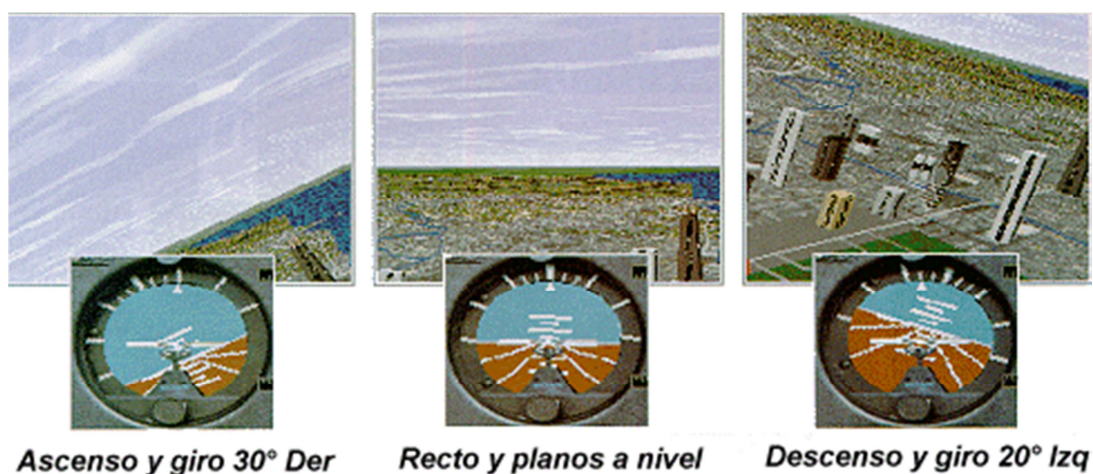


Figura 4.10. Indicador de actitud (Horizonte Artificial) (ILLAN G., 2010)

En las gráficas figura 4.10 observamos la aeronave efectuando un giro de 30° a la izquierda con una actitud en la nariz relativamente plana. Sin embargo, no es posible establecer de una forma segura establecer si el

avión está manteniendo la altura, descendiendo o aun ascendiendo sin hacer referencia al variómetro o Indicador de Velocidad Vertical.

Cualquiera de las opciones anteriores puede ser posible dependiendo de qué potencia tengamos en los motores. (ILLAN G., 2010)

Coordinador de giro e Inclinómetro, El Coordinador de Giro es otro instrumento de los denominados instrumentos de giro y el primero de los instrumentos del grupo denominado instrumentos de rata de cambio.

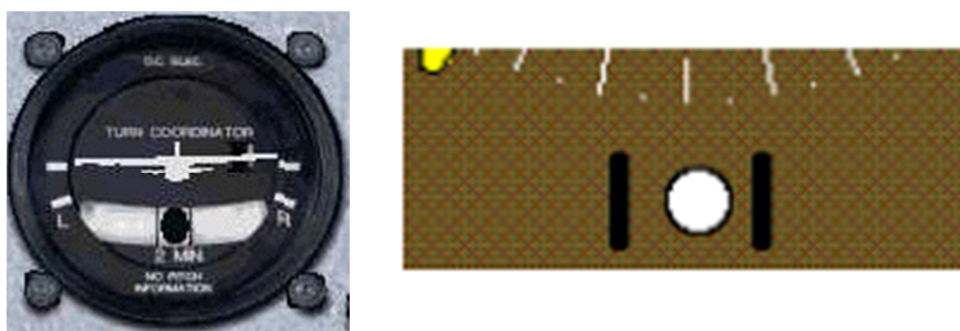


Figura 4.11. Coordinador de giro Tradicional VS SLIP BALL -EFIS

(ADVANCED COMPANY, 2008)

Se puede calcular el régimen de giro simplemente observando la rata de rotación del Indicador de Rumbo, o correlacionando el ángulo de banqueo. Entre más banqueo, mayor el régimen de giro, tal como se aprecia en la figura 4.11.

El Coordinador de Giro es muy bueno para hacer lo que su nombre implica. Al observar la posición de la bola de balance y aplicando pedales para contrarrestar es posible lograr un vuelo balanceado todo el tiempo. Adicionalmente las dos marcas angulares ubicada debajo de la horizontal se utilizan para marcar un Giro Rata Uno.



Figura 4.12 Coordinador de Giro Tradicional (ILLAN G., 2010)

En esta gráfica figura 4.12 vemos un giro rata uno a la izquierda. Un Giro Rata Uno es un giro de 180° por minuto la cual es muy frecuente para maniobras de instrumentos. También se conoce como giro de dos minutos pues toma dos minutos para girar los 360° . (ILLAN G., 2010)

SISTEMA PITOT ESTÁTICO, Un sistema pitot-estática es un sistema de sensores e instrumentos sensibles a la presión que se utiliza principalmente en aviación para determinar la velocidad de una aeronave con relación al aire, la altitud y la variación de altitud. Estos tres instrumentos constituyen los instrumentos básicos de vuelo.

Por norma general un sistema de este tipo consiste en un tubo pitot, que capta la presión total, un puerto de estática que capta la presión estática y los 3 instrumentos. (ILLAN G., 2010)

VELOCÍMETRO, Este es un Instrumento de Presión conocido también como Indicador de velocidad aerodinámica, significa que obtiene su medición del sensor de presión externa del aire. De hecho toma tanto la presión del aire ambiente como el efecto del flujo de aire que llega para

producir una lectura exacta de la velocidad del aire. Esta lectura se refiere al comportamiento actual de la aeronave pero debe tomarse en el contexto de cambio de altitud. Se puede utilizar el velocímetro en condiciones visuales normales, pero sirve muchísimo más cuando se efectúa aproximaciones por instrumentos. En estas condiciones el piloto debe ceñirse a estrictos máximos y mínimos de velocidad.



Figura 4.13. Velocímetro Tradicional VS AIRSPEED –EFIS

(ADVANCED COMPANY, 2008)

En la figura 4.13 se presenta un velocímetro tradicional vs AIRSPEED (que se presenta en el EFIS) el cual mide la velocidad del avión expresada en nudos, con respecto al aire que se mueve alrededor. El indicador de velocidad aerodinámica contiene arcos coloreados en los extremos mezclados con los números que nos indican lo siguiente:

- **Arco blanco:** desde V_{so} hasta V_{fe} . Este arco blanco está en las velocidades bajas o lentas del avión, indica las velocidades a las que se puede operar con los flaps y las velocidades máximas que se puede, si se

tienen los flaps extendidos y se pasa del arco blanco, se podrían dañar los flaps.

- **Arco verde:** desde V_{s1} hasta V_{no} . Este arco verde está en las velocidades crucero del avión, son las velocidades que suele desarrollar el avión gran parte del vuelo y además en caso de turbulencias el avión no se daña.

- **Arco amarillo:** desde V_{no} hasta V_{ne} . Este arco está en las velocidades altas del avión, hay que tener bastante precaución ya que sólo se puede llegar a esta velocidad cuando no hay turbulencias, ni también se pueden realizar maniobras bruscas con el avión porque sufriría algún daño estructural.

- **Línea roja:** solo ocupa una línea (V_{ne}). Esta línea está en las velocidades máximas a las que el avión puede desarrollar, no se debe llegar ni pasar de esta línea ya que el avión se daña con facilidad. (ILLAN G., 2010)

ALTÍMETRO, El altímetro da la lectura de la altitud a la cual está volando el avión en pies. En el altímetro hay dos agujas, la pequeña indica los miles de pies y la larga centena de pies. Teniendo esto en cuenta, cuando la aguja pequeña se encuentre en los mil pies y la larga en los 300 pies, se vuela a 1300 pies.

El altímetro es un instrumento de vital importancia en el vuelo por instrumentos. Como no es posible mirar el terreno que tiene debajo, se debe volar a alturas que le aseguren que pueda pasar con holgura los accidentes geográficos más elevados que se presenten en la ruta. Si tiene acceso a cartas IFR en-ruta podrá observar la Mínima Altitud Segura (MSA - Minimum

Safe Altitude) impresas en cada ruta. Esta altura le garantiza al piloto menos 1000 pies por encima del obstáculo más alto que se encuentra en la ruta.



Figura 4.14. Altímetro VS EFIS (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

Cuando el piloto esté volando IFR (por instrumentos), debe poner especial cuidado al altímetro si quiere volar con seguridad.

El piloto deberá utilizar la subescala correcta. La subescala es la calibración de precisión que debe ajustarse en el altímetro para que el instrumento muestre la altitud correcta. Observe la pequeña perilla con una B impresa encima en la parte inferior izquierda del instrumento como muestra la figura 4.14. Esta perilla gira hasta que muestra el valor correcto en la pequeña ventana que se encuentra entre los dígitos **2** y **3** del dial. Al hacer uso periódico de este ajuste se asegura de estar utilizando la escala correcta en todo momento. La subescala es una medida de presión barométrica en pulgadas de mercurio. Este valor lo podrá obtener de los ATC (Air Traffic Control/Torre de Control) en la mayoría de aeropuertos. (ILLAN G., 2010)

INDICADOR DE VELOCIDAD VERTICAL (CLIMB), El variómetro o Indicador de velocidad vertical indica si el avión está ascendiendo, descendiendo o va nivelado y la velocidad vertical a la que asciende o

desciende generalmente en pies por minuto (f.p.m). Los procedimientos de aproximación establecen velocidades mínimas y máximas de descenso que deben ser celosamente guardadas si el piloto quiere estar seguro de no tener colisiones con obstáculos en tierra.



Figura 4.15. Variómetro Tradicional vs Vertical SPEED-EFIS (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

Si la manecilla indica cero, el avión está nivelado, si está por encima del cero entonces está ascendiendo y si está por abajo de cero, entonces el avión desciende. Como se observa en La figura 4.15 presenta un variómetro tradicional que se pueden mirar los números que indican la velocidad de ascenso y descenso en este caso se encontraría ascendiendo puesto que la manecilla esta sobre el nivel de referencia “0”.

Ejemplo: ascenso a 700 f.p.m, 0 f.p.m vuelo nivelado, descenso a 700 f.p.m (ILLAN G., 2010)

4.2.2 Datos técnicos y físicos

Los sensores a utilizarse en la instalación del Equipo EFIS AF-3400 se describen en el diagrama de conexiones del anexo 4 y en el manual de instalación del EFIS AF-3400 (ADVANCED COMPANY, 2008).

Los sensores de vuelo, altitud, velocidad principalmente están relacionados con la señal del SISTEMA PITOT Y STATIC.

Para mayor información de especificaciones técnicas y físicas referirse al anexo 3.

4.2.3 Diagrama eléctrico de instalación

Dentro de la instalación e interconexión en esta sección se realizara la instalación de los sensores que determinaran envío de señales e información hacia el EFIS, se puede observar que el diagrama del Wiring Diagram-Engine Sensor del anexo 4 , es el que determina las conexiones.

En las instrucciones a continuación se describe los pasos que permitirán la instalación de los sensores para el sistema de vuelo.

4.2.4 Instrucciones para la instalación de terminales y conexiones

La instalación del Equipo de Comunicación se basa en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y a la Tabla de Tipo de cables y conectores del anexo 5 de este documento, también referirse al manual de la dirección electrónica (Nuckolls, 1993).
2. Utilizar el Diagrama de instalación magnetómetro del anexo 16, en la cual indica las respectivas conexiones entre el equipo EFIS EF-3400 y el sensor MAGNOMETER.
3. Utilizar el Diagrama de instalación OAT del anexo 16, en la cual indica las respectivas conexiones entre el equipo EFIS EF-3400 y el sensor OAT.
4. Utilizar los diagramas de instalación del EFIS Main Harnes, Wiring Diagram-Engine Sensor Harness y Wiring Diagram-ARINC-429 Adaptor del anexo 4, en los cuales indica las respectivas conexiones entre el

equipo EFIS EF-3400 y los demás equipo y sensores que permitirán interactuar y administrar los instrumentos de vuelo de esta sección.

5. En las secciones de este CAPÍTULO IV se realizaron las instalaciones de la mayoría de los sensores y equipos (SE DEBERA COMPROBAR LAS INSTALACIONES).
6. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
7. Instalar el cable de datos por las respectivas rutas de la infraestructura del avión, en el Panel Principal de la Aeronave según la figura 3.1.
8. Conectar la tubería del sistema STATIC, PITOT, AOA al equipo EFIS EF-3400, en las entradas como indica las especificaciones del EFIS en VISTAS LATERALES DEL EFIS AF-3400 del anexo 3 .
9. . Para el montaje (PARTE MECANICA) del EFIS EF-3400 referirse al manual (Crane, 2000), y a las especificaciones de esta sección que se encuentran en el anexo 3.
10. Para el montaje (PARTE MECANICA) del MAGNOMETER referirse al manual (Crane, 2000), y a las especificaciones del anexo 15.
11. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

CAPÍTULO V

MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNÉS ELÉCTRICO Y ELECTRÓNICO PARA LA PLANTA MOTRIZ Y CONTROLES DE VUELO

5.1 INSTRUMENTOS DEL MOTOR

5.1.1 Análisis y Descripción

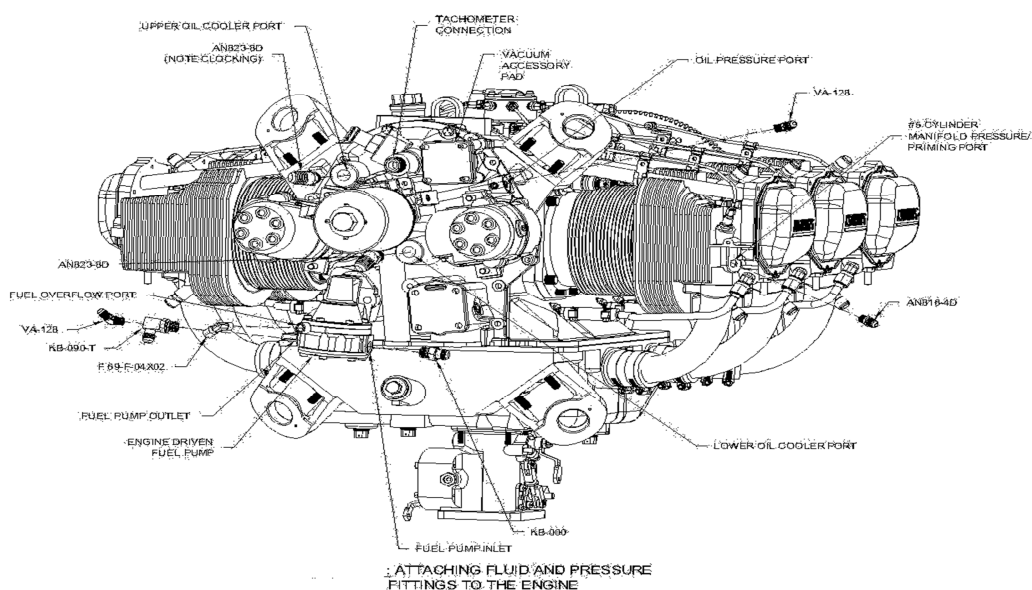


Figura 5.1 Instrumentos del motor (Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003)

Los instrumentos de motor instalados en la cabina del avión son de gran importancia y utilidad para el piloto, durante el vuelo.

Los instrumentos alertan al piloto de cualquier anomalía en el funcionamiento del motor o de cualquier otro sistema, para que tome las medidas correctivas más adecuadas y de forma oportuna. Los indicadores son empleados en varios propósitos, y pueden indicar lo siguiente:

- a) presión a la que el aceite es suministrado
- b) presión a la que el combustible es el bombeado al motor
- c) presión disponible para hacer funcionar las unidades hidráulicas como son: tren de aterrizaje, frenos, etc, ;
- d) Succión disponible para el funcionamiento de los instrumentos giroscópicos, operados por aire.
- e) Presión del múltiple de entrada al motor, bajo condiciones variables de funcionamiento. (Martinez, 2007)

Estos distintos sensores deben ser instalados en un motor similar al de la figura 5.1 y enlazados al Esquipo de integración y gestión EFIS.

INDICADORES DE PRESION, Los indicadores de presión llamados también “MANÓMETROS”, tienen diversas aplicaciones y capacidades, van desde 5 hasta 100,000 pulg². Están contruidos de bronce, latón y cobre-berilium.

La figura 5.2 muestra en la pantalla la configuración para monitoreo de presiones de manera digital y análoga

Hay cuatro clases de indicadores de presión, que son los más utilizados, los mismos que los definimos a continuación:



Figura 5.2. Display Manómetros en el EFIS EF-3400 (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

Indicador de Presión de Aceite:

Este instrumento indica la presión del aceite en el sistema de lubricación, advierte al piloto si existe falla en el suministro de aceite al motor, motivado por la falla en la bomba de aceite, por cojinetes quemados, tuberías rotas o cualquier otra causa.

Es un dispositivo que mide la diferencia de presión, empleando un mecanismo del tubo de Bourdon, como muestra la figura 5.3.

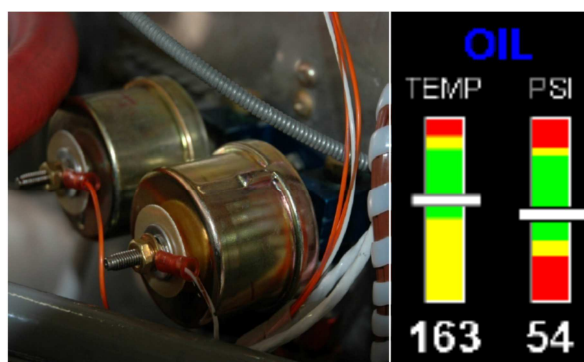


Figura 5.3 Sensor de presión aceite e indicador en el EFIS (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

En el tiempo frío el indicador de presión de aceite no puede dar una lectura correcta cuando el motor empieza a funcionar, para tener una marcación correcta debería utilizar un aceite más liviano en la conexión.

Indicadores de Presión de Combustible:

El sensor de la figura 5.4 indica la presión con la cual fluye el combustible hacia el motor enviado por la bomba de combustible, o indica si hay alguna condición anormal en el suministro de combustible, causada por rotura u obstrucción en las cañerías, o por falla en la bomba o interrupción del paso del combustible cuando con el interruptor se pasa de un tanque a otro, pudiendo producir baja presión en la fluidez del combustible, esta información se presenta también en la configuración del EFIS.

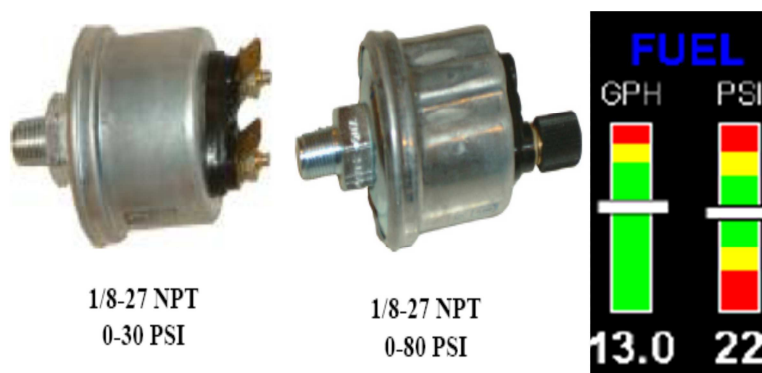


Figura 5.4 Sensor de presión de combustible e indicador EFIS (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

Indicadores de presión de Admisión:

Este indicador da indicaciones continuas de la presión del múltiple de admisión, que es la presión de la mezcla a la entrada de la tubería de admisión, de ella depende la potencia del motor. Esta indicación de la

presión es importante en los motores sobrealimentados, ya que no deben pasar de ciertos límites para asegurar un óptimo rendimiento del motor.

Mide la presión en la línea de admisión que combinada con la indicación del tacómetro permite calcular la potencia desarrollada por el motor.

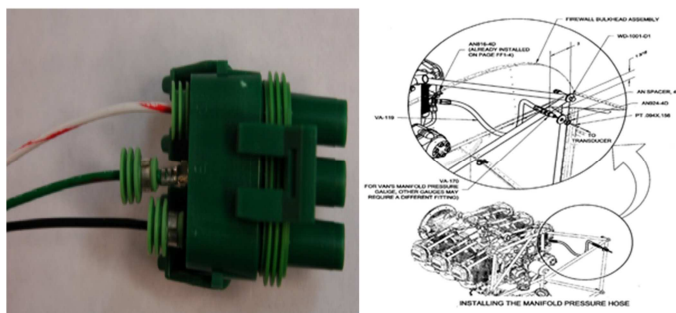


Figura 5.5 Sensor manifold pressure e instalación del sensor (**ADVANCED COMPANY, 2008**) y (**Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003**)

En la figura 5.5 se observa el sensor de Manifold Pressure y el lugar en el RV-10 que se debería instalar.

Indicador de succión, Este instrumento indica la cantidad de succión suministrada a los instrumentos que funcionan al vacío o por aire, cualquier reducción en la presión o succión inferior a lo especificado dificultará el normal funcionamiento de los instrumentos giroscópicos. (Martinez, 2007)

Termómetros, El piloto debe conocer la relación que existe entre el funcionamiento del avión y las temperaturas del: motor, aceite del motor y del aire; para ello hay indicadores que miden las variaciones de temperatura y las presentan en los indicadores, pueden tener graduaciones en grados centígrados o Fahrenheit. Los indicadores más comunes son:

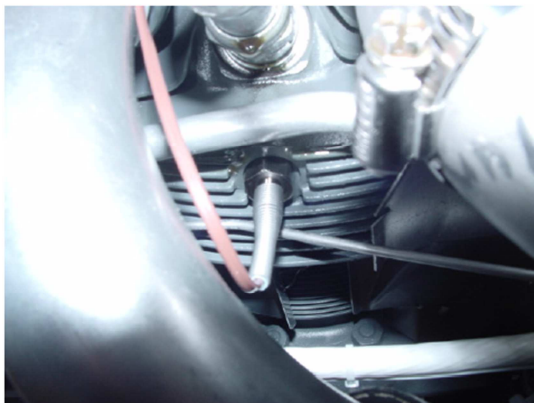
- a.) Termómetro de Presión de vapor
- b.) Termómetro Bimetálico
- c.) Termómetro de resistencia
- d.) Termómetros de Par Termoeléctrico

Este indicador mide temperaturas relativamente altas, se basa en la diferencia entre los potenciales eléctricos de distintos metales que están en contacto entre sí.

Se utilizan dos metales como el hierro o cobre y aleación de cobre y níquel. La diferencia entre los potenciales de los dos metales varía con la temperatura; a diferencia del voltaje, es muy pequeña y se requiere de un multímetro muy sensitivo para medir, la aguja del indicador está adquiriendo a la bobina móvil del multímetro que se mueve con ésta.

Indicador de Temperatura Ambiente, Este instrumento indica la temperatura exterior, que incide en el normal funcionamiento de la aeronave, y permitirá determinar si existe la posibilidad de formación de hielo en las estructuras del avión.

Indicador de Temperatura de Cabeza del Cilindro, Este termómetro da la temperatura de los motores enfriados por aire, permite controlar y vigilar la temperatura de las paredes de los cilindros, garantizando un funcionamiento seguro del motor y obtener el máximo rendimiento; el mucho rozamiento, una mezcla muy pobre o las tolvas de enfriamiento no están en la posición adecuada, pueden elevar la temperatura de los cilindros.



Lycoming CHT Probe Location

Figura 5.6 Sensor de temperatura motor- CTH (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

Es un termómetro de par termo-eléctrico, la escala va de “0oC” a “350oC”. la empaquetadura de cobre sólido está instalado debajo de la bujía del cilindro más caliente como muestra la figura 5.6, los dos alambres de hierro y cobre-níquel, o de cobre o aleación de cobre-níquel están soldados a la empaquetadura de cobre en la unión caliente y unidos al enrollamiento del indicador en la unión fría, esta información es presentada a travez de una nueva configuración de monitoreo del EFIS tal como se presenta en la figura 5.7.

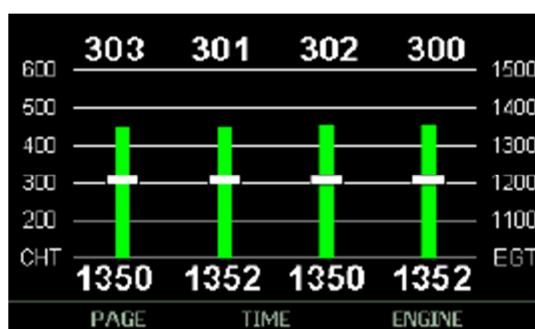


Figura 5.7 Indicador de CHT y EGT en el EFIS (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

Indicador de Temperatura del Gas en el Escape del Motor, De la misma forma la correcta colocación del sensor o sonda EGT en el escape del motor es fundamental para obtener lecturas precisas como se muestra en la fotografía de la figura 5.8. La colocación difiere entre los tipos de motor y hasta ciertos modelos. Consulte el manual del motor específico para ubicar adecuadamente el EGT.



EGT Probe Location

Figura 5.8 Sensor de temperatura escape- EGT (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

Indicadores de Temperatura de Aceite, Durante el calentamiento indicará cuando el motor llega a la temperatura correcta para el despegue, generalmente debe ser superior a los 30°C; en vuelo le indicará al piloto si la temperatura de aceite está subiendo excesivamente o no. La instalación del sensor se lo realiza reemplazando el perno que viene de fábrica con el sensor de temperatura de aceite como se observa en la fotografía de la figura 5.9.

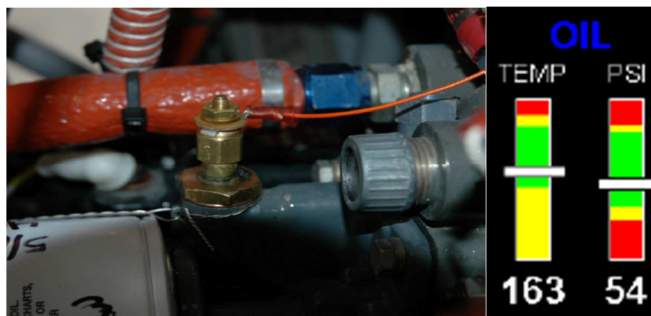


Figura 5.9 Sensor de temperatura aceite e indicador en el EFIS

(ADVANCED COMPANY, 2008)

Las altas temperaturas de las partes del motor, tienden a calentar el lubricante bajando su viscosidad y disminuyendo su calidad de lubricante. El mecanismo del indicador puede ser del tipo de presión de vapor o de resistencia eléctrica; la escala va desde “0oC a 150oC”. (Martinez, 2007)

TACÓMETROS, Los instrumentos que registran la velocidad del motor, son de particular importancia. Los tacómetros están clasificados de la siguiente manera:

Tacómetro Cronométrico, El indicador mide la velocidad del motor de forma mecánica través de un eje flexible, que conecta al motor con el tacómetro que está instalado en la cabina. Es usado comúnmente en los aviones monomotores; si el eje flexible es muy largo, el funcionamiento es normal.



Figura 5.10 Sensor RPM instalado en el magneto (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

La figura 5.10 presenta una fotografía de un magneto, afín de que se familiarice con esta unidad del sistema de encendido del motor. También se puede observar la presencia de un perno para realizar la conexión con un cable que soporte mayor amperaje.

Tacómetro de Voltímetro, el Generador de C.C., Indicador del Sincronismo

En los aviones modernos la distancia entre los motores y el panel de instrumentos es muy grande, por lo que las conexiones mecánicas son impracticables, por ello se han instalado indicadores del sistema de voltímetro y generador de corriente continua (C.C.), con ayuda de un indicador de sincronismo que lleva conectada a la corriente continua de los tacómetros voltímetros-generador, a través de un circuito adecuado indica las r.p.m. de los motores del avión.

El indicador de velocidad digital también es una configuración de las bondades nos proporciona el EFIS AF-3400 como se muestra en la figura 5.11.

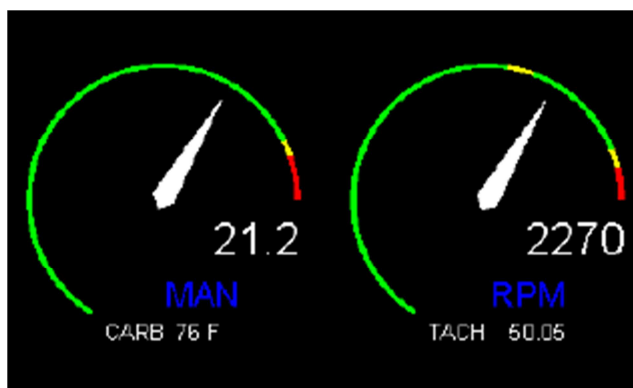


Figura 5.11 Indicador de velocidad en el EFIS (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

Indicador de Cantidad de Combustible, Los instrumentos dan indicación de la cantidad exacta de combustible en los depósitos, permitiendo determinar el tiempo de vuelo antes de que requiera abstenerse nuevamente. (Martinez, 2007)

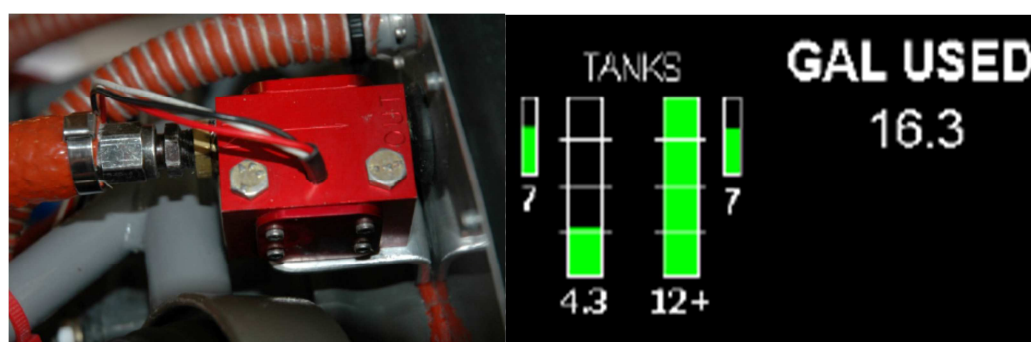


Figura 5.12 Sensor flujo combustible indicador EFIS (**ADVANCED COMPANY, 2008**)

El EFIS AF-3400 ofrece el monitoreo del combustible como muestra la figura 5.12.

5.1.2 Datos técnicos y físicos

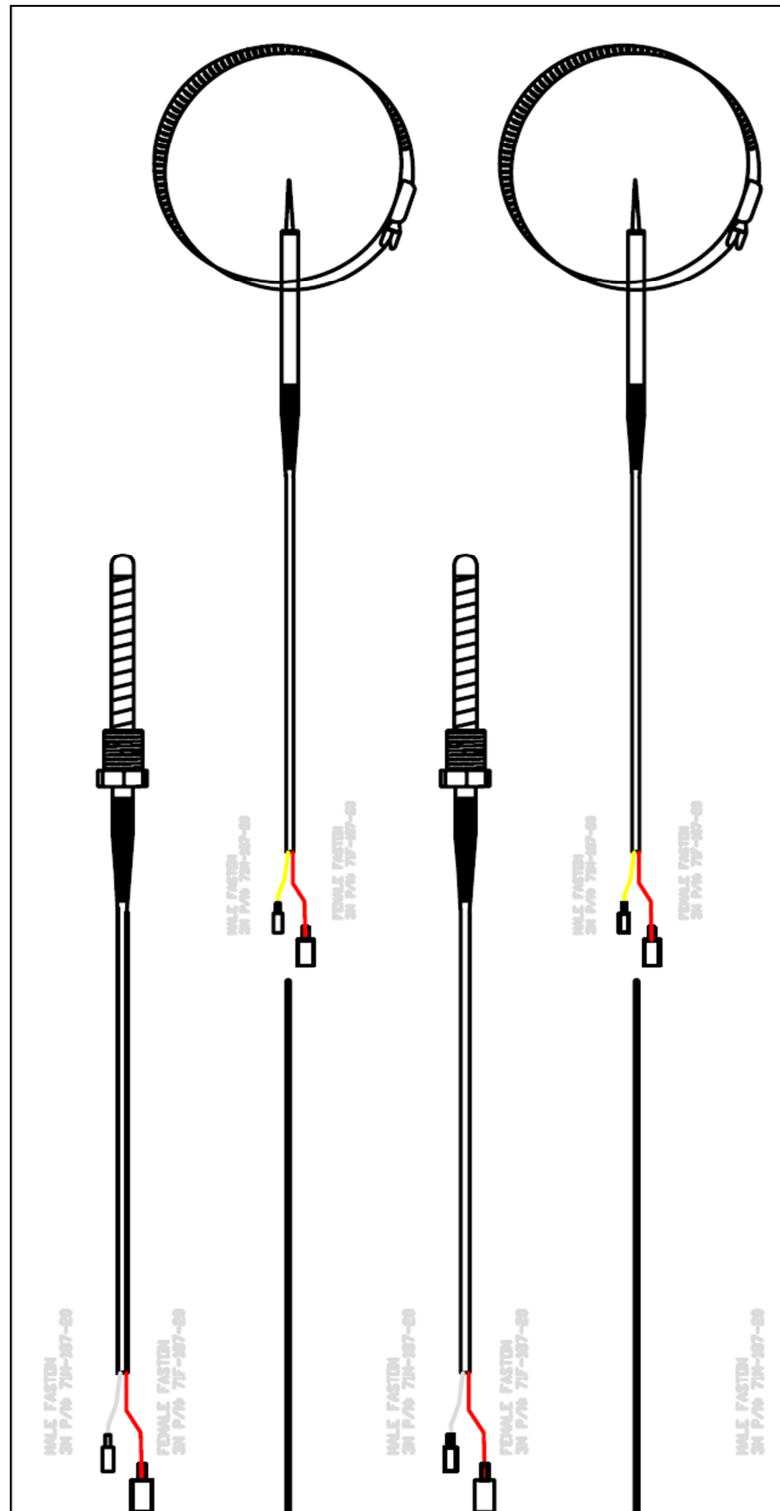


Figura 5.13 Sensores EGT y CHT (ADVANCED COMPANY, 2008)

Los sensores a utilizarse en la instalación del sistema de control del motor para del Equipo EFIS AF-3400 se describen en el diagrama de conexiones del anexo 4 y en el manual de instalación del EFIS AF-3400 (ADVANCED COMPANY, 2008).

En la figura 5.13 se presenta los sensores para determinar la temperatura del motor como es el CHT (Indicador de Temperatura del Cabezote) y EGT (Indicador de Temperatura del Gas del Escape).

El Manual del EFIS determina ya los pines y tipo de sensor a utilizar lo cual **facilita la interconexión.**

5.1.3 Diagrama eléctrico de instalación

Dentro de la instalación e interconexión en esta sección se realizara la instalación de los sensores que determinaran envío de señales e información del motor hacia el EFIS, se puede observar que el diagrama del anexo 4 Wiring Diagram-CHT_EGT 6CYL Harness, es el que determina las conexiones.

En las instrucciones a continuación se describe los pasos que permitirán la instalación de los sensores para el sistema de vuelo.

5.1.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones

La instalación de los sensores e indicadores del Motor hacia el EFIS se basa en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y a la Tabla de Tipo de cables y conectores del anexo 5 de este documento, también referirse al manual de la dirección electrónica (Nuckolls, 1993).
2. Utilizar el diagrama Wiring Diagram-Engine Sensor Harness del anexo 4,

para la instalación del indicador de presión de aceite. PIN 6 en el D-SUB 37 del EFIS.

3. Utilizar el diagrama Wiring Diagram-Engine Sensor Harness del anexo 4, para la instalación del indicador de presión de Combustible. PIN 8 en el D-SUB 37 del EFIS.
4. Utilizar el diagrama Wiring Diagram-Engine Sensor Harness del anexo 4,, para la instalación del Manifold Pressure. PIN 17,18 y 26 en el D-SUB 37 del EFIS.
5. Utilizar el diagrama Wiring Diagram-Engine Sensor Harness del anexo 4,, para la instalación del indicador de temperatura de aceite. PIN 7 en el D-SUB 37 del EFIS.
6. Utilizar el diagrama Wiring Diagram-Engine Sensor Harness del anexo 4,, para la instalación del indicador de RPM. PIN 31, 32 y 16 en el D-SUB 37 del EFIS.
7. Utilizar el diagrama Wiring Diagram-Engine Sensor Harness del anexo 4,, para la instalación del indicador de Flujo de Combustible. PIN 13,14 y 15 en el D-SUB 37 del EFIS.
8. Utilizar el diagrama Wiring Diagram-Engine Sensor Harness del anexo 4,, para la instalación de los Sensores de Nivel de Combustible. PIN 20 y 21 en el D-SUB 37 del EFIS.
9. Los conectores y sensores asociados son descritos en el diagrama Wiring Diagram-CHT_EGT 6CYL Harness y el diagrama Wiring Diagram-Engine Sensor Harness del anexo 4, los cuales indican las respectivas conexiones entre el equipo EFIS EF-3400 y los sensores de temperatura CHT Y EGT.

10. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
11. Instalar el cable de datos por las respectivas rutas de la infraestructura del avión, en el Panel Principal de la Aeronave según la figura 3.1.
12. Para el montaje (PARTE MECANICA) de los sensores referirse al manual (Crane, 2000) y al Manual del RV-10 (Vans AirCraft).
13. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

5.2 CONTROLES DE VUELO

5.2.1 Análisis y Descripción



Figura 5.16 Vista frontal del piloto automático TRUTRAK (SYSTEMS, 2007)

El piloto Automático se suele utilizar en aeronaves para vuelos crucero o para vuelos por instrumentos, en el RV-10 se usara debido que las

aeronaves realizaran recorridos de varias horas con los ejecutivos. En aviones pequeños no se suele utilizar. No obstante se hace referencia a lo que indica brevemente el funcionamiento del piloto.

“En condiciones de baja visibilidad el piloto automático de la mayoría de aeronaves es capaz de aterrizar en pista y controlar la desviación horizontal con la pista del avión, es decir, mantenerla en el centro de la pista hasta la desactivación del piloto automático y la toma de control por parte de la tripulación. Los pilotos automáticos tienen la capacidad de volar aproximaciones enteras controlando la razón de descenso del avión y su posición horizontal de manera automática mediante una aproximación ILS, sistema de aterrizaje instrumental. El piloto automático suele ser un componente integral de un sistema de gestión de vuelo.

Como ejemplo, se puede observar en la Figura 5.22, el SERVO de los Alerones y Flaps está ubicado junto al sistema mecánico del timón (entre los asientos de los pasajeros) en RV-10.

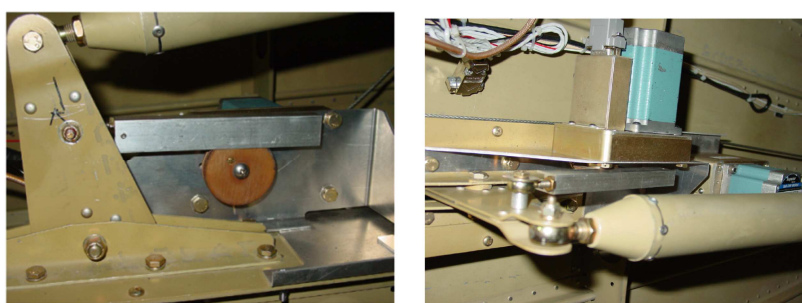


Figura 5.22 UBICACIÓN DE SERVOS PARA AUTO PILOTO. (Nuckolls, 1993)

Los pilotos automáticos modernos usan sistemas informáticos para controlar la aeronave. El sistema de navegación calcula la posición actual de

la aeronave y envía estos datos al sistema de gestión de vuelo que envía las correcciones pertinentes de rumbo, y altitud, entre otros, al piloto automático, que hace actuar las superficies de vuelo del aparato.

Las seis dimensiones suelen ser balanceo (roll), inclinación (pitch), orientación (yaw), altitud, latitud y longitud. La aeronave puede volar rutas que tienen un factor de rendimiento exigido, por lo que la cantidad de error o factor de rendimiento real debe ser monitorizado para poder volver dichas rutas particulares. Cuanto más largo sea el vuelo mayor será el error acumulado en el sistema. Las ayudas de radio, tales como DME, actualizaciones DME y GPS, pueden usarse para corregir la posición de la aeronave. Las unidades de referencia inercial, por ejemplo giróscopos, son la base del cálculo de localización a bordo (ya que el GPS y otros sistemas de radio dependen de un tercero que proporcione información). Dichas unidades son totalmente auto contenido y usan la gravedad y la rotación terrestre para determinar su posición inicial. Entonces miden la aceleración para calcular dónde están en relación a donde empezaron. A partir de la aceleración puede calcularse la velocidad y de ésta la distancia. En cuanto se sabe la dirección (gracias a acelerómetros), las unidades de referencia inercial pueden determinar dónde están (con ayuda de software adecuado)” (Villena, 2012).

Muchos GPS tienen ahora una salida adecuada requerida para volar con un Piloto Automático

Se requiere una tasa de salida de datos de una vez por segundo para la comunicación entre el GPS y el Autopiloto (se debe verificar esta especificación en el manual del fabricante del GPS). Ver Tabla 5.1.

Las Consideraciones Mecánicas, la información para la instalación de esta sección es sumamente importante y debe ser claramente comprendido por el instalador.

La instalación impropia del servo (o la inobservancia) y no diagnosticar problemas de instalación antes de volar en bandadas pueden dar como resultado sumamente consecuencias serias, incluyendo pérdida de habilidad a controlar la aeronave. Si hay cualquier pregunta de parte del instalador es obligatorio resolver estas preguntas antes de volar la aeronave.

Adicional para el ensamblaje de la parte mecánica (tubería y acoples de los servos) referirse al manual de ensamblaje del RV-10.

Conexiones Pitot y Estáticas, todos los pilotos automáticos (tipo servo TruTrak) requieren conexiones para el pitot y las líneas estáticas. El método preferido de esta conexión sería acoplar con una "T" (tubería y acoples de aire) de la tubería que va al altímetro de la aeronave. La línea estática para el piloto automático requiere realizarse con mucha cautela, sin dobleces ni perforaciones.

Aunque hay suficiente compensación dentro del piloto automático como para manejar cantidades moderadas retraso, se puede realizar una derivación directa desde el punto estático para todos los dispositivos que necesitan esta entrada y principalmente realizar una línea directa al piloto automático.

Las Consideraciones Magnéticas, a pesar que el piloto automático contiene un magnetometer incorporado como una fuente de apoyo de encabezamiento en el caso de pérdida GPS, es importante localizar fuentes conocidas de disturbio magnético como por ejemplo, el hierro cercano,

mecanismo en algunos dispositivos DG o HSI (estas unidades usan un solenoide). Si es posible, coloque el piloto automático tan lejos como sea posible de tales dispositivos. Una brújula manual puede usarse para ayudar encontrando tales problemas antes de la instalación del piloto automático. Debe saber que aun algunas pulgadas pueden hacer una diferencia apreciable en el disturbio magnético. También los controles de la luz estroboscópica generen corrientes muy fuertes en su cableado, así crearán un disturbio del campo periódicamente magnético intermitentes. El blindaje no tiene efecto en este problema; La única solución es conservar la luz estroboscópica enviando los cables paralelos tan alejados como posible de cualquier sistema electrónico que puede ser afectada por campos magnéticos intermitentes.

Las consideraciones del RFI/EMI, de la misma manera el piloto automático es blindado y no genera cualquier nivel apreciable de interferencia electromagnética. Además, las líneas del servo (excepto por el poder y tierra) tienen corrientes bajas y no interfieren con la RF.

Al piloto automático internamente se le ha protegido de interferencia RF y ha sido probado bajo las condiciones extremas, como cerca la proximidad para transmitir antenas. Sin embargo, es siempre buena práctica para garantizar que tales antenas estén blindadas. (Martinez, 2007)

5.2.2 Datos técnicos y físicos

El Auto Piloto DigiflightII de la compañía Tru TRack, Es un equipo de sistema Alterno de vuelo que principalmente ayuda a realizar vuelos a nivel de crucero, el cual esta interconectado mediante actuadores (motores

servos) hacia el sistema control mecánico de los elevadores y alerones especialmente.

Actualmente para aviones pequeños como el RV-10, no existe la necesidad de instalar todo un sistema de aproximación o aterrizaje automático por instrumentos (no todos los aeropuertos tienen sistemas de ayudas con este fin), ya que está direccionado a aeronaves de mayor envergadura.

Este sistema se lo ha instalado solo bajo solicitud del comprador y según su necesidad.

Otras especificaciones técnicas y características físicas referirse al manual del Auto piloto - (TRUTRAK FLIGHT, 2007).

5.2.3 Diagrama eléctrico de instalación

Los diagramas que se presenta para la instalación del Autopiloto se basa tanto en el diagrama de instalación Auto Piloto DigiflightII de la compañía Tru TRack y del Garmin GNS-430.

Para mayor detalle en las instrucciones a continuación se describe los pasos que permitirán la instalación de los sensores para el sistema de vuelo.

5.2.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones

La instalación del AUTO PILOTO hacia el VERTICAL POWER se basa en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y a la Tabla de Tipo de cables y conectores del anexo 5 de este documento, también referirse al manual de la dirección electrónica (Nuckolls, 1993).

2. Utilizar la TABLA Plantilla para el Vertical Power del anexo 1, la TABLA Asignación de pines conector P101 / DB-25 del anexo 18 y el Diagrama básico de instalación del autopiloto del anexo 19, para la instalación de los motores SERVOS tanto del: Elevador, Alerón. Los pines asociados al Elevador son: 4,5,6,8,9,10 y 11 (DB-25 del AUTOPILOTO TRUTRAK) y los pines asociados al Alerón son: 16,20,21,22,23 y 24 (DB-25 del AUTOPILOTO TRUTRAK); en los cuales se indican las respectivas conexiones entre el AUTO PILOTO y los Servos.
3. Utilizar el Diagrama de instalación de la TABLA Asignación de pines conector P101 / DB-25 anexo 18 y el Diagrama de instalación del autopiloto y el GNS-430 anexo **19**, para la instalación del Auto Piloto y el GARMIN GNS-430.
4. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
5. Instalar el cable de datos por las respectivas rutas de la infraestructura del avión, en el Panel Principal de la Aeronave según la figura 3.1.
6. Para el montaje (PARTE MECANICA) de los actuadores referirse al manual del: RV-10 (Sección: 09-ELEVADORES, 11-EMPENAJE, 23-ALERON, 40-SISTEMA FLAPS), AVIATION MECHANIC HANDBOOK / CUARTA EDICIÓN / DALE CRANE.
7. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

5.3 TRIMS

5.3.1 Análisis y Descripción

Los servo motores suplen muchas veces los sistemas de control mecánico y de esta manera tener el control automático de la aeronave como por ejemplo en el empenaje (La integración de la cola del avión con el timón, vertical y horizontal), flaps y alerones que son las partes móviles y de control como se puede observar en la figura 5.21 el Empenaje del RV-10.

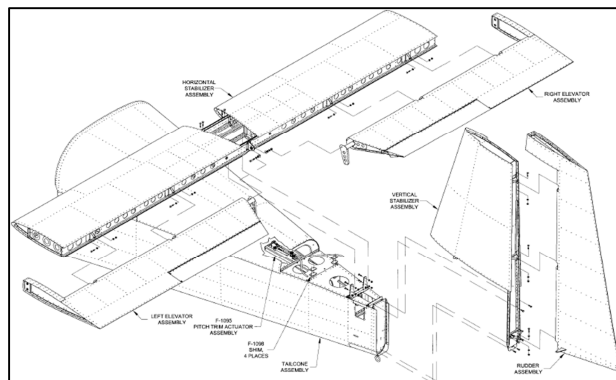


Figura 5.21 Empenaje RV-10 (**Vansaircraf, Instalación Wing Tips, 2003**)

El desplazamiento de las superficies móviles de las aeronaves se puede conseguir de formas diferentes. Según sea el tamaño de la aeronave y su complejidad, los hipersustentadores se accionan hidráulicamente o eléctricamente.

Como regla general, si la parte móvil no es muy pesada o no requieren esfuerzos aerodinámicos apreciables, debería ser eléctrico, pero si ocurre lo contrario, es decir, el conjunto de sistemas mecánicos se convierte en voluminoso, el sistema pasa a ser de tipo hidráulico.

Los actuadores son los dispositivos mecánicos que realizan el esfuerzo para mover las superficies comentadas. En el RV-10 se utilizaran los actuadores de la compañía RAY ALLEN.

El modulo básico que requiere un actuador eléctrico es un motor eléctrico que proporcione la potencia necesaria. Se emplean los de corriente continua (28VDC) por las ventajas que aportan. (Martinez, 2007)

5.3.2 Datos técnicos y físicos

Los servos motores Trim son actuadores que serán instalados en el Trim del Alerón, y en el Trim Elevador.

La descripción de las especificaciones técnicas y físicas para mayor información referirse al anexo 20 y 21.

5.3.3 Diagrama eléctrico de instalación

La instalación de los Trims se realiza con los diagramas tanto de los Trim Servo como del Stick Grip de acuerdo al anexo 21.

5.3.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones

La instalación de los sensores e indicadores de los motores Trim Servos hacia el EFIS se basa en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y a la Tabla de Tipo de cables y conectores del anexo 5 de este documento, también referirse al manual de la dirección electrónica (Nuckolls, 1993).
2. Utilizar la Tabla de la Plantilla para el Vertical Power del anexo 1, el diagrama del anexo 1, Diagrama de instalación del STICK GRIP con los servos anexo 21 y Diagrama de instalación del autopiloto vs servos anexo 19, para la instalación de los motores TRIM SERVOS tanto del: Elevador, Alerón. Los pines asociados al Elevador son: 2, 3 y 35 (EFIS)

y los pines asociados al Alerón son: 2, 3 y 36 (EFIS); en los cuales se indican las respectivas conexiones entre el EFIS y los Servos (TABLA 5.10).

3. Utilizar el Diagrama para la instalación de los motores servos con el Stick Grip que se encuentra en el anexo 21.
4. Utilizar el Diagrama de instalación de la Plantilla para el Vertical Power anexo 1, diagrama Wiring Diagram-Engine Sensor Harness anexo 4, Diagrama de instalación del sistema de servos del Alerón, Timón y Elevador, anexo 21 y Diagrama de instalación del indicador posición del anexo 21, para la instalación del sensor de posición. Los pines asociados: 2, 3 y 34 (EFIS).
5. Utilizar el Diagrama para la instalación de los motores servos con los indicadores tipo led o con el equipo EFIS EF-3400 de acuerdo al anexo 21.
6. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
7. Instalar el cable de datos por las respectivas rutas de la infraestructura del avión, en el Panel Principal de la Aeronave según la figura 3.1.
8. Para el montaje (PARTE MECANICA) de los actuadores referirse al manual (Crane, 2000).
9. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

CAPÍTULO VI

MANUAL DE INSTALACIÓN DEL ARNES ELÉCTRICO Y ELECTRÓNICO PARA LOS SISTEMAS DE ENCEDIDO Y LUCES

6.1 SISTEMAS DE LUCES

1.2.1 6.1.1 Análisis y Descripción

Alumbrado Exterior de la Aeronave. Las luces exteriores necesarias para todo avión que deba volar sin visibilidad están prescritas y reglamentadas por las administraciones aeronáuticas, internacionalmente la OACI, ya que afectan a la seguridad en vuelo.

Existe una gran variedad de sistemas de iluminación exterior. Estos incluyen luces de posición, de aterrizaje, de rodaje, anticolidión, de inspección de alas, de formación, de identificación y reconocimiento (de policía) y otras auxiliares.



Figura 6.1 Luces de aterrizaje (Whelen Engineering Co.)

Luces de Navegación o Posición. Las luces de posición se utilizan para indicar la posición del avión durante las operaciones nocturnas. Si los pilotos pueden identificar la posición de otra aeronave a partir de sus luces de posición, pueden navegar de forma más segura alrededor de ese avión; por ello, las luces de posición se deben localizar en cada punta de la ala y en la cola del avión.

La luz de punta de ala derecha (estribor) es de color verde, la de la izquierda (babor) de color rojo y la de la cola (popa) de color blanco. Estas tres luces son imprescindibles para la certificación de un avión en un vuelo nocturno. La bombilla se cubre con una pantalla de cristal transparente, y el color se consigue con lentes coloreadas situadas sobre la bombilla como se muestra en la figura 6.2. La mayoría de las luces de navegación se las instala en los borde de cada ala.



Figura 6.2 Luces de STROBE en el WINTIP a la izquierda (**Whelen Engineering Co.**)

Luces Anticolisión. Las luces anticolisión crean una iluminación intermitente de gran potencia, con objeto de ser rápidamente vistas desde lejos. Se dividen típicamente en dos tipos o estilos básicos; las clásicas son de tipo rotativo y las más recientes del tipo estroboscópico.

Faro Rotativo (Beacon). Los faros rotativos se suelen localizar en su mayoría en la parte superior del estabilizador vertical; sin embargo, es usual verlos también sobre y/o bajo el fuselaje. El sistema está provisto de una bombilla estacionaria y reflector cubierto por una lente de cristal de color rojo que gira arrastrado por un motor, como se observa en la figura 6.3. Las balizas van normalmente alimentadas por 28 VDC, pero existen aviones que requieren 115 VAC para el motor y 28 VAC para la lámpara (utilizando un transformador reductor). En el RV-10 no se instaló esta luz se instaló una luz strobe.



Figura 6.3 Luces de BEACOME ubicado estabilizador vertical (**Whelen Engineering Co.**)

Luz Estroboscópica (Strobe). Su funcionamiento se basa en la electrónica de estado sólido, de forma que se crean luces flaseantes o estroboscópicas, en la figura 6.4 muestra una fotografía de la posición en la cual debería instalarse la luz strobe en el timón.

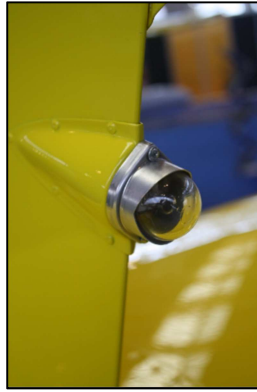


Figura 6.4 STROBE ubicado en timón del RV-10 (**Whelen Engineering Co.**)

Las luces flasheantes anticolidión producen un destello extremadamente luminoso, producido por un tubo de xenón que necesita una tensión de 400 VDC aproximadamente. Este voltaje tan elevado se produce por una forma de alimentación que utiliza un sistema de carga de condensador. A los aviones de nueva generación, se les exigen llevar un mínimo de tres luces anticolidión. La localización más usual es dos blancas estroboscópicas en las puntas de las alas y otra roja en la cola. La fotografía de la figura 6.5 muestra la localización del equipo principal de control de las luces STROBs.



Figura 6.5 Vista de instalación del módulo de luces STROBE (**Whelen Engineering Co.**)

Alumbrado Interior del Aeronave. Se puede encontrar una gran variedad de luces interiores en una aeronave moderna. Por mencionar algunas se pueden citar las luces de cabina, de instrumentas, de techo, de pasillos, de lavabos, de escalones, de lectura, de compartimientos de equipos, de bodegas de carga, etc. (Martinez, 2007)

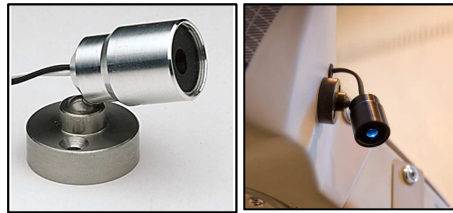


Figura 6.6 Luces para el interior de la cabina **(Whelen Engineering Co.)**

En la figura 6.6 se presenta tan solo una muestra de lo que en el mercado se ofrece como modelos de luces para interior de un avión. En el RV-10 se utilizó este tipo de luces que presentan estética como funcionalidad.

6.1.2 Datos técnicos y físicos

El sistema de luces que el RV-10 utiliza es:

- 3 LUCES STROBE
- 2 LUCES DE NAVEGACION
- 2 LUCES LANDING (ATERRIZAJE).
- 4 LUCES CABINA

6.1.3 Diagrama eléctrico de instalación

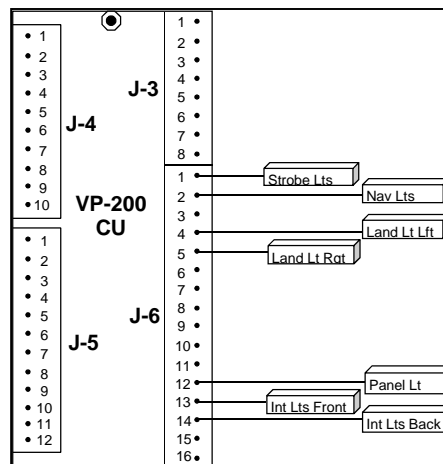


Figura 6.10 Diagrama de instalación de luces con el Vertical Power

El diagrama de la figura 6.10 es un diagrama básico tomado del anexo 2 de los *DIAGRAMAS DE INSTALACION DEL VERTICAL POWER*, afín de identificar luces a instalarse.

Para mayor detalle en las instrucciones a continuación se describe los pasos que permitirán la instalación del sistema de luces.

6.1.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones

La instalación de las luces de la aeronave hacia el Vertical Power se basa en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y al anexo 5 (Tipo de conectores) de este documento (Nuckolls, 1993).
2. Utilizar el Diagrama del anexo 2 con el del anexo 22, para la instalación de las luces de STROBE. PIN 1 en el conector J-6 del Vertical Power.
3. Utilizar el Diagrama del anexo 2 para la instalación de las luces de Navegación. PIN 2 en el conector J-6 del Vertical Power.

4. Utilizar el Diagrama del anexo 2 para la instalación de las luces de Aterrizaje. PIN 4 (izq.) y PIN 5 (der) en el conector J-6 del Vertical Power.
5. Utilizar el Diagrama del anexo 2 para la instalación de las luces de Cabina. PIN 12 (panel), PIN 13 (pilotos) y PIN 14 (pasajeros) en el conector J-6 del Vertical Power. Revisar anexo 5.
6. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
7. Para el montaje (PARTE MECANICA) de las luces referirse al manual del RV-10 sección 24 (Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003) y (Crane, 2000).
8. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

6.2. BATERÍA

6.2.1 Análisis y Descripción.

En esta sección se direccionara para realizar el sistema de encendido de la aeronave, de tal manera que se necesita revisar funcionamiento básico de la batería, alternador y el regulador de voltaje.

Una aeronave posee múltiples sistemas consumidores de energía eléctrica. Unos requieren corrientes eléctricas continuas, pero otras necesitan las de tipo alterna. Las funciones y características de cada componente eléctrico son las que determinan el tipo de alimentación más idóneo. Las fuentes de corriente eléctrica continua en un avión de forma general, existe en dos tipos de elementos generadores de energía eléctrica continua dentro de una aeronave:

- Batería: convierte la energía química en energía eléctrica.
- Dinamo: convierte la energía mecánica en eléctrica.
- Rectificador: convierte energía eléctrica en continua.

La batería es el elemento capaz de transformar la energía química en energía eléctrica. Para ello, se aprovecha la energía que se almacena en los reactivos químicos, a través de un proceso químico de oxidación-reducción (redox), en el cual se intercambian electrones para producir una fuerza electromotriz.



Figura 6.11 Batería concorde CB24-11M (Concorde Battery, 2009)

Siempre que se habla de un equipo que se embarcable en un avión, se puede procurar que sea eficiente, ocupe poco volumen y obtenga peso reducido. Las baterías no son precisamente equipos ligeros, pero son realmente necesarios; por ello se procura que proporcionen el rendimiento máximo posible dentro de un volumen limitado. Así, por ejemplo, se intenta introducir la mayor superficie admisible de placa para proporcionar más energía dentro de un mismo contenedor.

Para proporcionar un mantenimiento eficaz y rápido a la hora de introducir la batería en su alojamiento, algunas aeronaves suelen tener en el

lateral un bloque de conexión que contiene dos bornes de tipo hembra, que se contenga simplemente empujándola hacia dos pines de conexión situados en el avión.

La batería de un avión es más ligera y menos voluminosa que la de un vehículo de similares características, pero a la vez se le exige que opere en circunstancia muy diferente y mucho más críticas.

La batería aeronáutica debe operar tanto en el suelo como en grande altitudes, lo mismo en el ecuador que en los polos, ya sea de pie o invertida, tanto en reposo como aguantando las vibraciones del motor a plena potencia o soportando grandes inercias, etc.

Las funciones principales que tienen en aviación se pueden resumir en tres:

- Arranque de los motores y unidades de generación auxiliares (APU).
- Funcionamiento en condiciones bajo mínimos de los distintos de comunicaciones y navegaciones, en caso de emergencia de tipo eléctrico.
- Pruebas en tierra en que no se arranquen los motores o que la tensión generada no llegue a conectar el disyuntor.

El sistema generador del avión se diseña para soportar la mayoría de las cargas eléctricas y para mantener completa la carga de la batería, pero esta tiene una resistencia interna que produce una caída de tensión cuando se somete a carga; por ello, para recargar totalmente una de 25 V, el generador debe producir una tensión mayor, normalmente 28,5V. En el caso de las de 12 V, la tensión de alimentación debe ser de 14,25 V.

La batería se mantiene cargada en el avión por el método de potencial constante, lo cual significa que la salida de tensión del alternador ha de ser

constante y, además, el flujo de corriente hacia la batería debe ser elevado cuando ésta este descargada. Pero, conforme se va llenando, la corriente de entrada va disminuyendo hasta que esta está completamente llena, momento en el cual la entrada e intensidad es mínima.

Una comprobación que se realiza a los acumuladores para averiguar su estado y su comportamiento ante descargas de fuerte intensidad se realiza con un instrumento especial, formado por un voltímetro montado sobre dos puntos entre las cuales hay una resistencia puente de $0,01\Omega$ (SHUNT). La lamina resistiva tiene una gran superficie para una evacuación pida del calor.



Figura 6.12 Monitoreo de la corriente a través del Vertical Power.

(VERTICAL POWER, 2007)

Alternador. El alternador es el sistema generador de energía eléctrica más extendido en la aviación. La corriente generada es de tipo alterno con una frecuencia de 400 Hz un alternador típico para un avión de grandes dimensiones suele tener un potencia intermedia entre 40 y 90 k VA, y una salida trifásica con conexiones tipo “Y”.

Hay dos tipos básicos de alternadores: los que tienen escobillas y los que no. Los aviones relativamente modernos utilizan sistemas alternadores

sin escobillas, que se ayuda de un refrigerador de aceite integrado para evacuar el calor generado durante la operación.

Últimamente el alternador tiene una utilización mucho más extendida que la veterana dinamo. Son varias y sólidas las razones que han contribuido a este cambio:

- El alternador pesa menos que la dinamo para una misma potencia.
- El alternador consigue más potencia para un mismo número de revoluciones. De hecho, cuando el motor permanece al ralentí, la energía generada por un alternador soporta la gran cantidad de cargas de los sistemas de aviónica más modernos.
- El rotor de un alternador es más ligero y sencillo que el de las dinamos.
- Los anillos rozantes de un alternador son menos complejos y más económicos que el colector de las dinamos.
- El alternador se desgasta menos que la dinamo, por lo que requiere un mantenimiento menor.
- Al contrario que las dinamos, el alternador no requiere de un limitador de intensidad, ya que su corriente se regula automáticamente.

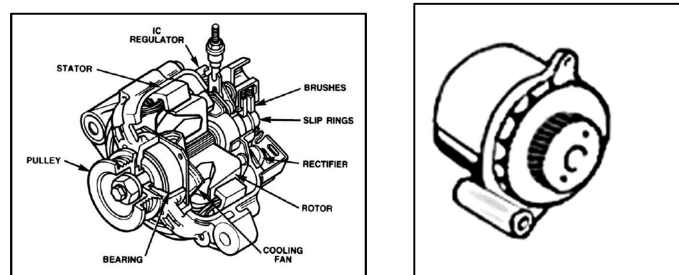


Figura 6.13 Alternador. (Nuckolls, 1993)

El rotor de un alternador requiere una fuerza externa de rotación, es decir, un par de giro proporcionado por uno de los motores principales del

avión. Dependiendo de tipo de aeronave, se pueden encontrar varias formas de acoplamiento entre los ejes del alternador y del motor exterior.

En los aviones ligeros monomotor, el alternador está situado junto al motor principal y dispone de un voltaje que se mueve arrastrado por una correa trapezoidal.

Regulador. La mayoría de las aeronaves de gran tamaño emplean como fuente primaria de energía eléctrica de corriente alterna, al contrario que las aeronaves de tipo ligero, cuyo sistema eléctrico da prioridad a la corriente continua. En ambos casos, se requiere que exista una serie de equipos que conviertan la corriente de un tipo en el otro, y viceversa, ya que tanto en los aviones grandes como en los pequeños existen dispositivos consumidores de los tipos de corrientes. Eso sí, se necesita que la corriente sea lo más uniforme posible, cumpliendo cierto requisitos de estabilidad y regulación, tanto de frecuencia como de tensión e intensidad.

Para controlar la estabilidad y amortiguar las variaciones de voltaje eléctrico a la salida del generador se utiliza un dispositivo denominado **regulador de tensión**. El equipo actúa variando la corriente de campo de acuerdo con las revoluciones del motor y con la demanda eléctrica del sistema. El regulador de tensión vigila la salida del generador y, cuando supera el valor deseado, cambia la resistencia del circuito de campo, por lo que baja también la tensión de salida del generador. La capacidad principal que se le pide a un buen regulador de tensión es su sensibilidad en voltaje a las variaciones de carga.

6.2.2 Datos técnicos y físicos

Los **parámetros de una batería**, en la parte exterior de una batería se suele localizar una placa de características, que describe algunos parámetros de funcionamiento, además de mostrar la referencia "P/N" (Part Number) y el número de serie "S/N" (Serial Number).

Un técnico de mantenimiento de aeronaves debe tener en cuenta en una batería principalmente tres parámetros:

Capacidad: se mide en amperios · hora (A·h) y depende principalmente de la:

- Cantidad del electrolito.
- Cantidad de material activo.
- Superficie de las placas.

Resistencia interna: se mide en ohmios y varía considerablemente con él:

- Tipo de electrolito.
- Área de las placas.
- Material de las placas.
- Espacio de separación entre las placas positivas y negativas.

Tensión: se mide en voltios y depende de

- Numero de acumuladores (si están en serie).
- Constitución química de los componentes.
- Concentración del electrolito.
- Temperatura del electrolito.
- No depende de la superficie de las placas.

Para aviación en general, se dispone de dos disponibles tensiones en la batería:

- De 12 V: para aviones ligeros monomotor o bimotores.
- De 24 V: para aviones de gran tamaño que se aprovechan de una tensión mayor y de una intensidad menor y, por tanto, de menor sección de los cables que forman el tendido eléctrico.

Al ser la batería un elemento componente del sistema eléctrico de avión, pueden inducirse en ella las **interferencias** producidas por las dinamos, alternadores o motores. Es por ello lo que suele apantallar con una caja metálica tanto los

6.2.3 Diagrama eléctrico de instalación.

El diagrama de la figura 6.14 presenta un esquema básico de instalación del sistema de encendido que incorpora la batería, elementos de interfase de potencia y el Starter.

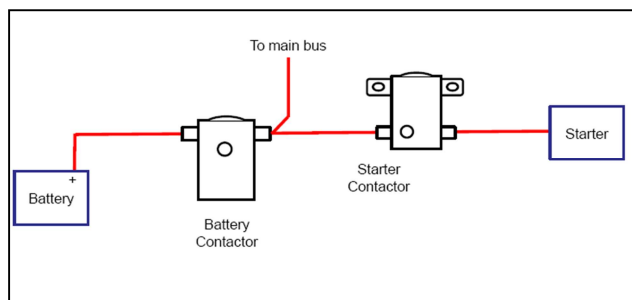


Figura 6.14 Esquema básico, contactor-batería. (Whelen Engineering Co.)

El diagrama que describe el Manual del Vertical Power, y que fue revisado en la sección 3.3.3 de este documento. Un diagrama básico tomado del anexo 2, *diagramas de instalación del vertical power*, afín de identificar luces a instalarse.

Para mayor detalle en las instrucciones a continuación se describe los pasos que permitirán la instalación del sistema de luces.

6.2.4 Instrucciones para instalación de terminales y conexiones

La instalación del sistema de encendido en el RV-10 se basara en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y al anexo 5 (Tipo de conectores) de este documento (Nuckolls, 1993).
2. Utilizar el Diagrama del anexo 1 con el del anexo 24, para la instalación de la batería y el contactor de la Batería con un cable #2AWG.
3. Utilizar el Diagrama del anexo 1 con el del anexo 24, para la instalación del contactor de la Batería hacia el contactor del STARTER con un cable #2AWG.
4. Utilizar el Diagrama del anexo 1 con el del anexo 24, para la instalación del contactor del STARTER con un cable #2AWG HACIA EL STARTER.
5. Utilizar el Diagrama del anexo 1 con el del anexo 24, para la instalación del contactor de la Batería hacia el Vertical Power a través de un cable #14AWG y un fusible tipo MDA-20.
6. Utilizar el Diagrama del anexo 1 con el del anexo 24, para la instalación del contactor del STARTER hacia el alternador a través de un cable #4AWG y un fusible tipo ANL-80A.
7. Utilizar el Diagrama del anexo 1 con el del anexo 24, para la instalación del contactor del STARTER hacia el Vertical Power a través de un cable #4AWG PIN DISTRIBUCION (PERNO que se encuentra en la parte

lateral derecha).

8. Utilizar el Diagrama del anexo 1 con el anexo 24, para la instalación del Switch del STARTER SPST(1-8), donde el PIN 1 va al fusible de 5Amp (PLACA DE FUSIBLES), PIN 2 al BOOST (bomba de combustible) y del PIN 3 al PIN 3 del contactor J4 del Vertical Power.
9. Utilizar el Diagrama del anexo 1 con el anexo 24, para la instalación del Switch del STARTER SPST(1-3), donde el PIN 1 va al fusible de 10Amp (PLACA DE FUSIBLES), PIN 2 al contactor del STARTER y del PIN 3 al PIN 4 del contactor J3 del Vertical Power.
10. Utilizar el Diagrama del anexo 1, para la instalación del Switch panel hacia los Magnetos donde el PIN SP es la alimentación desde el Vertical Power.
11. Utilizar el Diagrama del anexo 1, para la instalación de la Unidad de Pantalla (Pantalla del Vertical Power), donde el PIN DU es la alimentación desde el Vertical Power.
12. Utilizar el Diagrama del anexo 24, para la instalación del Regulador Voltaje, Vertical Power y el Alternador con un cable #20AWG.
13. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
14. Para el montaje (PARTE MECANICA) de las luces referirse al manual de RV-10 (Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003) y (Crane, 2000).
15. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

6.3 PROTECCIONES

6.3.1 Análisis y Descripción

La sección 6.3 de este capítulo nos indica las bases de protecciones que se debe instar en el sistema eléctrico y protección de equipos o instrumentos. Se mencionara los sistemas de tierras y Relés los cuales son utilizados.

Transmisión de Masa. Los aviones pequeños suelen tener como norma general un sistema eléctrico donde predomina la corriente continua. Una estructura metálica facilita en gran medida el retorno de la intensidad de fuente, suprimiendo el peso, el coste y las dificultades de instalación que supone un cable completo. Cuando la aeronave, por motivos de peso, estética, resistencia, etc., no es metálica, madera o materiales compuestos, el retorno se debe ejecutar necesariamente mediante instalación de un segundo cable.

Las aeronaves pesadas tienen la estructura metálica de gran tamaño. Esta estructura es equipotencial, con lo que apenas tiene caída de tensión de un extremo de la aeronave al otro. Los aviones tienen por constitución una gran cantidad de elementos móviles, superficies de control de vuelo, palancas, elementos de amortiguación, tubos de acoplo con empalmes de goma, etc., que impiden una transmisión de masa homogénea. Por lo cual se realiza acoples o extensiones entre las partes.

Cables de Descarga Estática. Se mira detenidamente el borde de la salida de las alas de algunas aeronaves, se observa la existencia de unos

apéndices salientes hacia atrás, que muchos curiosos se preguntan para qué sirven.

Las aeronaves, cuando vuelan, absorben gran cantidad de energía eléctrica de tipo estático, y se cargan a unos potenciales extremadamente peligrosos. Las causas que provocan este fenómeno son principalmente dos:

– **Por fricción:** Al deslizarse la aeronave sobre el aire, roza forzosamente no solo las moléculas de los gases que componen el aire, sino las del agua (gaseosa o líquida) y las de los humos y partículas contaminantes que se encuentran en suspensión.

– **Por inducción:** Las corrientes de aire en las nubes provocan la separación de cargas eléctricas o iones, la cual origina las tormentas. En este caso, normalmente las partículas positivas se dirigen hacia la parte superior de la nube y las negativas hacia la parte inferior.

Cuando se diseña una aeronave se debe tener este fenómeno muy en cuenta, por lo que hay que dotarla de las herramientas necesarias para que esto no suponga ningún peligro que afecte a la seguridad, ni para las personas, ni para los equipos eléctricos y electrónicos que transporta.

El trabajo se centra en dos áreas muy importantes. La primera destina a proporcionar una conducción perfecta en la estructura de la aeronave, que asegure un equilibrio equipotencial en toda su superficie. Para ello, se realiza las transmisiones de masa entre todos los elementos, tal como se ha visto en el apartado anterior. La segunda se basa en colocar en el borde de salida de las superficies de la aeronave los cables de descarga estática.

Normalmente se establece un equilibrio entre las cargas que acumulan la aeronave y las que desprende, de forma que no exista diferencia de

potencial entre la aeronave y la atmosfera que la rodea. En algunas ocasiones, el ritmo de descarga es inferior al de la carga, por lo que establece esa diferencia de potencia citada. Para igualar nuevamente los potenciales, se introducen arcos eléctricos similares a los que se dan en los condensadores. Este hecho se denomina efecto corona. Las chispas se producen principalmente en las zonas del fuselaje que tienen un radio de curvatura menor, tales como los bordes de salida de alas o estabilizadores y los elementos que sobresalgan de la superficie (antenas, sondas...).

En algunas aeronaves, en lugar de colocar varillas salientes, se puede observar en bordes de salida la colocación de unos cepillos con puntas de nicrom, que consiguen una mini descarga en cada una de sus múltiples puntas, como se muestra en la figura 6.20.



Figura 6.20 Cables descarga estática en un avión (Whelen Engineering Co.)

El sistema de tierra en el RV-10 principalmente se encuentra instalado y anclado a la Pared de Fuego (FIREWALL) del lado del motor, así como en la parte interna de la cabina.

Relé y solenoide. Una de las grandes ventajas de un sistema eléctrico es la facilidad con lo que se pueda controlar componentes remotos. Por ejemplo, un interruptor pequeño ayudado de un solenoide se puede utilizar

para controlar la gran demanda de intensidad necesaria para el arranque de un motor. Los relés y solenoides son casi iguales exceptuando una única deferencia mecánica.

–Un **relé** dispone normalmente de un núcleo de hierro dulce fijo alrededor del cual se enrolla el bobinado. Los contactos móviles se cierran por medio del empuje del campo magnético cuando la bobina se energizar. La apertura se produce al desenergizar la bobina por la fuerza que ejerce un resorte.

–Un **solenoid** tiene un núcleo móvil que se atrae hacia el interior de la bobina cuando esta se energiza. Normalmente se utiliza para aplicaciones de gran intensidad y en dispositivos actuados mecánicamente.

FUSIBLES, Los fusibles son elementos instalados en el circuito eléctrico del Vertical Power, existen variedad de fabricantes así como de distribuidores a nivel de aviación, los que se utilizaran son los recomendados por el fabricante de cada Instrumento de Aviónica.

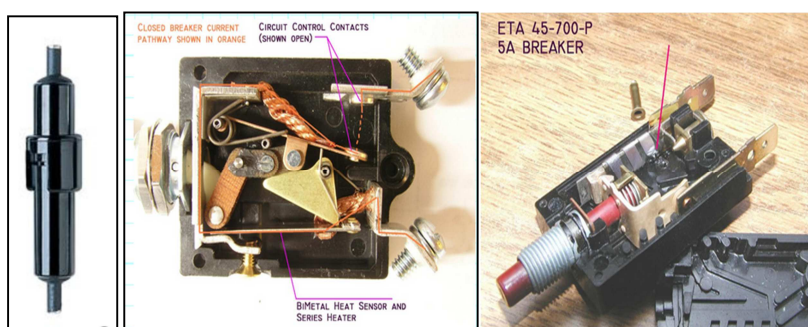


Figura 6.21 Porta Fusible y Breakers. (Nuckolls, 1993)

En el circuito que se observa en la figura 6.22 muestra un sistema backup en el Vertical Power. Lo que destaca de esta configuración es que el

Switch de encendido interno del vertical Power permanece encendido para el dispositivo aun separado de la Bateria del CU (Vertical Power).

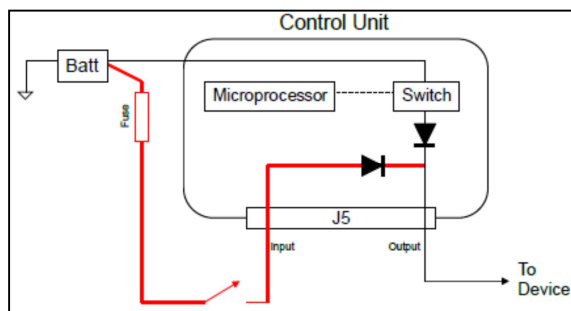


Figura 6.22 Sistema alterno por dispositivo en el Vertical Power. **(VERTICAL POWER, 2007)** .

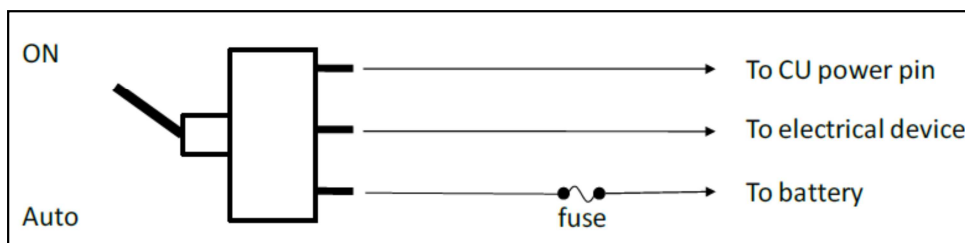


Figura 6.23 Interruptor del SWTCH PANEL-SP. **(VERTICAL POWER, 2007)**

El interruptor del SWTCH PANEL-SP como muestra la figura 6.23 indica que tiene dos posiciones para envío de voltaje y esta soportado por un fusible en su alimentación.

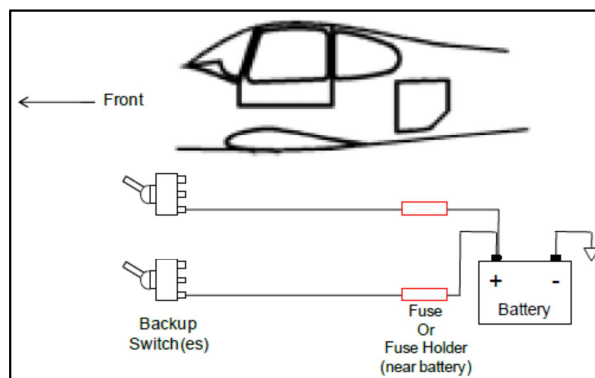


Figura 6.24 Esquema básico Switch, Fusible y Bateria. **(VERTICAL POWER, 2007)**

6.3.2 Datos técnicos y físicos:

El Vertical Power ha establecido un sistema de protección interno, que permite administrar tanto la entrega de voltaje y corriente regulada, el cual trabaja también paralelamente con un sistema de protección (placa de fusibles).

6.3.3 Diagrama eléctrico de instalación.

El Diagrama de instalación de los sistemas de protecciones a través del Vertical Power se encuentra implícito en el diagrama eléctrico de encendido que se revisó en la sección 6.1.3 y 6.1.4 donde un bloque de fusibles montado junto al Vertical Power (lado derecho del panel de control) permite proteger de sobre corrientes a los equipos e instrumentos de aviónica principalmente. De igual forma la instalación de las conexiones a tierra a través de bloques ubicados en la parte frontal de la cabina (FIREWALL) realizan la función de bus de Tierra (El fuselaje realiza la función de masa disipadora energía).

Para mayor detalle en las instrucciones a continuación se describe los pasos que permitirán la instalación del sistema de Protecciones y Tierra.

6.3.4 Plantilla para instalación de terminales y conexiones.

La instalación del sistema de protección y tierras en el RV-10 se basará en los siguientes pasos:

1. Para la instalación referirse a la Sección 3.2.2 (Modo de empleo de herramientas) y al (Anexo 5) (Tipo de conectores) de este documento (Nuckolls, 1993).
2. Para cada instalación de los bloques de Tierra en la estructura del RV-10, se deberá limpiar el área de contacto (libre de pintura y grasa

principalmente); afín de tener continuidad.

3. Verificar el anexo 25 y anexo 26 previo a la instalación de los bloques para tierra (conjunto de conectores para sistema de tierra). Ver anexo 25.
4. Instalar un bloque de Tierra en la parte frontal del FIREWALL, un segundo y tercer bloque en la parte interna de la pared FIREWALL. Uno en el lado izquierdo y otro en el derecho.
5. Instalar un cuarto y quinto bloque de Tierra instalarlo en la parte lateral izquierda y derecha del interior de la cabina del avión (debajo de la puerta de ingreso) y un sexto bloque se recomienda se instale en la estructura cerca de la batería (cola).
6. Utilizar el Diagrama del anexo 1 y la Plantilla del anexo 2, afín de realizar la instalación de las conexiones a tierra entre los dispositivos, instrumentos y equipos hacia los puntos descritos en los pasos 3 y 4 de esta sección.
7. El color del cable a utilizar es de color negro las conexiones a tierra.
8. Verificar el anexo 25 previo a la instalación del bloque para fusibles.
9. Utilizar el Diagrama del anexo 1 con el del anexo 24, para la instalación de los fusibles y bloque de fusibles.
10. Instalar el bloque de Fusibles (Ver anexo 25) en una Placa de aluminio elaborada para montar el Vertical Power (Ver anexo 26).
11. Utilizar el Diagrama del anexo 4, para la instalación del medidor de corriente SHUNT hacia los PINES 24 y 25 del EFIS. (Ver anexo 25).
12. Afiance todos los cables cada seis pulgadas, usando ms3367-1 envolturas de hilo cera o correas plásticas.
13. Para el montaje (PARTE MECANICA) referirse al manual del RV-10

(Vansaircraf, RV-10 Installation Guide, 2003) y (Crane, 2000).

14. Con estos pasos reducirá la probabilidad de riesgo que una instalación eléctrica esté mal realizada y libre de problemas.

CAPÍTULO VII

EVALUACIÓN Y DIAGNÓSTICO

7.1. EVALUACIÓN

1. Se realiza una evaluación básica y funcional para la verificación de fallas de instalación.
2. La evaluación inicia con la verificación y estado de los equipos
3. Verificación de alarmas en equipos previos a la instalación.
4. Se realiza la verificación por cada subsistema y a su vez por cada equipo e instrumento.
5. Se emplea la utilización de plantillas, tablas, Diagramas y Manuales del Fabricante para la comprobación de continuidad de los cables así como la debida asignación.
6. Los equipos como el EFIS AF3400, GARMININ DNS-430 y el VERTICAL POWER tienen un sistema de auto- test o verificación interna, según presenta el fabricante en su manual.
7. Los equipos como el EFIS AF3400, GARMININ DNS-430 y el VERTICAL POWER tienen un sistema de seteo o calibración interna, según presenta el fabricante en su manual (Este es un caso para un nuevo proyecto afín de realizar la debida calibración de los equipos, instrumentos, sensores y

sistemas de mecánicos).

8. La Verificación de continuidad de los cables tanto de Datos, Trasmisión (antenas) y voltajes se debe realizar una vez instalado.
9. Se recomienda realizar un proyecto de diagnóstico de los sistemas para el rv-10.
10. La metodología de evaluación está basada adicionalmente en las recomendaciones del fabricante de cada equipo, instrumento o sensor, por tal motivo se recomienda realizar un proyecto que permita identificar, diagnosticar y solucionar errores, inconvenientes o problemas en el funcionamiento y mantenimiento del RV-10.

7.2. DIAGNÓSTICO Y REVISIÓN

- La comprobación de valoraciones y mediciones se realiza solo a nivel de voltajes/corrientes al instalar el VERTICAL POWER en el capítulo 3.
- Se debe entender que las causas de novedades en la instalación del cableado se encuentran en la construcción de los pines y conectores, así como en la mala asignación del cable a un dispositivo.
- El no realizar el montaje adecuado y la manipulación de los equipos, sensores o instrumentos no permitirán el normal funcionamiento o desempeño de los mismos.
- Se debe realizar un reporte con todas las discrepancias encontradas a través de otro técnico.
- Se debe considerar que ciertos equipos no se pueden desmontar y deben ser evaluados previo al montaje en la aeronave.
- El no realizar el apantallamiento y el aterrar los equipos como el cableado

constituyen un punto de falla considerable debido a las inducciones electromagnéticas provocadas por las fuentes de energía o paso de corriente por los cables de poder.

- El sistema de alimentación independiente (baterías o pilas) de cada equipo de aviónica nuevos no fue realizado el control de estado de batería.

7.3. SOLUCIÓN DE PROBLEMAS

- Leer detenidamente las instrucciones y recomendaciones del fabricante siguiendo todos los consejos de instalación.
- Asegurarse de que la polaridad no se invierte, ya que se puede ocasionar un deterioro en los componentes internos y daños permanentes.
- Vigilar periódicamente los valores proporcionados por el amperímetro y el voltímetro al momento de realizar mediciones en el Vertical Power como sistemas de alimentación.
- Hay que asegurarse de que la tensión y la intensidad sean las adecuadas.
- Siempre hay que dejar el interruptor en la posición de “Off” por lo menos cinco minutos antes de realizar una tarea de instalación del equipo.
- Cuando se manipule una batería, se debe llevar el equipo de protección individual (EPI): guantes, delantal, gafas, botas reforzadas, etc. En caso de derrame accidental sobre el cuerpo, limpiar con abundante agua y recibir atención médica.
- Nunca hay que conectar la batería en con polaridad invertida.
- Para cargar una batería siempre hay que superar la tensión de salida, ya

que hay que superar la resistencia interna y evitar que se descargue. Para las de 12 V la alimentación idónea es de 14,25 V, y 28,5 V para las de 24 V.

- En los conductores de datos emplear la técnica de apantallar, para evitar estas interferencias, es decir, el conductor aislado se envuelve por una malla de conductor de cobre estañado o similar. Conectar a los receptores y transmisores de radio por medio de un tipo de cable apantallado especial denominado coaxial.
- La identificación de los conductores, depende de las características geométricas, físicas y eléctricas de un determinado conductor, el fabricante le asigna un código mediante el cual se va a poder diferenciar de las demás.
- Para evitar el sobre voltaje y el calentamiento en los conductores se selecciona un conductor para un determinado sistema, se deben realizar los cálculos necesarios que indiquen las características recomendables para el cometido al que se va a dedicar.
- Una vez que se tienen los requisitos básicos que debe cumplir, se selecciona un fabricante de conductores especializado en el ramo aeronáutico. Con el catálogo de cableado del fabricante y las características requeridas, se selecciona el código del conductor que se va a montar.
- La siguiente tarea es señalar el conductor respecto a su función y localización dentro del sistema eléctrico del que forma parte.
- La principal clasificación del cableado es distinguir entre coaxial y no coaxial.

- Identificación de cables no coaxiales. Los cables no coaxiales se seleccionan la temperatura máxima de utilización.
- Para asegurar una instalación apropiado del tendido eléctrico y localizar averías con facilidad, es necesario aislar unos circuitos de otros en puntos concretos. La mejor forma de conseguirlo es mediante conectores fiables y de gran calidad (Martinez, 2007).

CAPÍTULO VIII

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

8.1. CONCLUSIONES

1. De acuerdo a la investigación realizada, se desarrolló el manual del arnés que cumple con las exigencias y estándares tecnológicos de calidad de la industria aeronáutica, y se debe mencionar que no existe un manual específico de instalación de instrumentos y arnés electrónico para el avión RV-10 por ser de tipo experimental y no certificado.
2. La implementación e instalación del arnés eléctrico y electrónico se lo desarrolló a partir de una estructuración distribuida, que inicia su base desde el Panel de Control (Centro de distribución principal) y de allí, se deriva a un número limitado de centros de distribución secundarios localizados de forma distribuida como se indicó en el capítulo III según las necesidades, lo cual permitirá unir las cargas eléctricas y los centros de distribución primario y secundarios.
3. La variedad de subsistemas de la aviónica necesarios para el desarrollo de este proyecto ha llevado a incursionar en nuevas áreas de aplicación de la electrónica, así como en técnicas de manejo de herramientas.

4. A través del arnés eléctrico se transmite datos y energía a los sistemas y subsistemas, por lo cual necesita que la instalación sea efectiva y comprobada. El bus de datos que se emplea es el ARINC 429 y RS232 que los fabricantes utilizan por tener interfaces físicas y eléctricas de comunicación unidireccional.
5. Como se mencionó inicialmente el desarrollo del proyecto direcciona a tener el conocimiento de funcionamiento general, funcional y estructural de la aeronave RV-10, donde se puede mencionar que la aeronave no es de tipo STOL (Short Take Off And Landing- Despegues Y Aterrizajes Cortos) es de tipo experimental, veloz, y se usa principalmente en operaciones de servicio ejecutivo, de tal manera que las conexiones, instrumentos y equipos que se integran en la aeronave se conservan libre de maltrato. Es decir que su instalación inicial garantizará el posterior mantenimiento preventivo y correctivo, permitiendo el normal funcionamiento de la aviónica a pesar de trabajar en ambientes húmedos.
6. El diseño de la aeronave permite y facilita el montaje de los instrumentos y equipos así como la instalación del arnés eléctrico y electrónico en su estructura, debido a que existe suficiente espacio y acceso a todas las partes donde se instalan los equipos e instrumentos.
7. Una de las características en la que se basa la facilidad y flexibilidad de instalación de equipos de vuelo en la aeronave RV-10 es que el Equipo EFIS AF-3400 reemplaza a todos los instrumentos analógicos tradicionales y centraliza la información en una sola pantalla, pero es

necesario mantener todavía algunos instrumentos analógicos como respaldo en caso de una falla en el sistema eléctrico (alimentación).

8. La segunda característica observada en la que se basa la facilidad y flexibilidad de instalación de circuitos de alimentación es la utilización del Vertical Power como equipo, que permite integrar y administrar la alimentación tanto de corriente como voltaje, el cual garantiza la entrega de voltajes requeridos por cada equipo o instrumento.
9. De la información y experiencia obtenida al desarrollar se determina que los datos de los sensores enviados son altamente importantes para conocer en tiempo real el comportamiento del motor de la aeronave de acuerdo al tipo de operación que está realizando, los sensores más comunes e instalados en la aeronave son: presión de aceite, temperatura de aceite, presión combustible, flujo de combustible (consumo), temperatura de gases y temperatura de cabeza de cilindro. Esta información la integra y presenta el EFIS AF-3400.
10. De acuerdo a la configuración y diseño de los equipos a utilizarse se define que el equipo EFIS AF-3400 interactúa (Comparte información de datos y sensores) principalmente con el equipo GNS-430NAV/COMM, este último es un equipo que solo será para navegación, al igual que el equipo EFIS AF-3400 interactúa con el equipo SL-40/COMM, donde este es un equipo de radio comunicación.
11. El sistema Pitot y Estático transmite presión de aire dinámico así como estático, que permiten el funcionamiento de los sistemas e instrumentos de vuelo.

12. Se pudo realizar el manejo y uso de cada uno de las herramientas y materiales que permiten realizar la instalación de los sistemas, equipos, sensores y cableado es de fácil uso, se considera la utilización de dos tipos: uno para la parte de montaje mecánico y los otros para la instalación de los sistemas eléctricos los cuales se los trata en el capítulo 3 de este documento.
13. Al realizar la entrega del presente documento, permite que este proyecto sea el punto de partida para el desarrollo de la innovación tecnológica en el área de la aviónica en nuestro país.

8.2. Recomendaciones

1. Se recomienda realizar un proyecto para la elaboración de un manual de Mantenimiento para los sistemas eléctricos y electrónicos del aeronave RV-10 estableciendo técnicas y metodología
2. Se recomienda realizar un proyecto de elaboración de un manual de seteo o calibración de instrumentos equipos para la aeronave RV-10 estableciendo técnicas y metodología.
3. Realizar un proyecto que permita crear un sistema de diagnóstico genérico (tanto de datos como de energía) para detección de fallas, debido que la aeronave RV-10 contiene sistemas electrónicos y eléctricos cada vez más complejos lo cual ayudará a realizar la inspección inicial de instalación como los futuros mantenimientos.
4. El técnico instalador deberá adiestrarse en conocimientos de ensamblaje y estructura de aviones, afín de garantizar la instalación montaje y sobre

todo preservar la estructura del aeronave ya que cualquier variación de peso, mala instalación o roturas del mismo ocasionarán pérdidas económicas y siniestros .

5. El técnico deberá contar con herramientas, equipos y materiales de calidad que certifiquen la instalación y buen funcionamiento.

GLOSARIO

Crimpado.- Se realiza mediante una llave que cierra la conexión física de los conectores RJ-11 o RJ-45. Para que el proceso de crimpado o corrugado sea efectivo, las cuchillas de las clavijas han de perforar cada uno de los hilos del cableado para que haga contacto físico y la comunicación se produzca.

Empenaje.- Se denomina cola o empenaje a la parte posterior de un avión donde (en las configuraciones clásicas) suelen estar situados el estabilizador horizontal (encargado de controlar el picado del avión) y estabilizador vertical (encargado de controlar la guiñada del avión usando el timón).

Ray Allen.- Es una compañía global de soluciones de TI capaz de manejar casi 5 millones de activos de TI. RAY ALLEN ha construido una de las soluciones más avanzadas para asegurar la integridad de los datos entre la Empresa, Partner (s), fabricante (s) y las instituciones financieras.

Bibliografía

- ADVANCED COMPANY, I. (2008). *USER'S GUIDE AND INSTALLATION MANUAL*.
- Ameri-king, C. (1995). *Installation & Operation Manual For Model AK-450 Document No.:IM-450*. Huntington Beach.
- Astronics, C. (2013). *Vertical Power*. Obtenido de Vertical Power: <http://verticalpower.com/>
- B&C SPECIALTY, P. (1996). *FUSEBLOCK FOR ATC TYPE AUTOMOTIVE FUSES*.
- Concorde Battery, C. (2009). Obtenido de <http://www.concordebattery.com/flyer.php?id=52>
- CORPORATION, C. B. (2009). *CONCORDE BATTERY*.
- Crane, D. (2000). *Aviation Mechanic Handbook*. Newcastle, Washington: Aviation Supplies & Academics, Inc. .
- DYNON AVIONICS, I. (2007). *FlightDEK-D180 Installation Guide*.
- EAGLE, P. D. (2005). *IN LINE FUSE HOLDER*.
- Foyle, D. C. (2004). *Alcione*. Obtenido de Alcione:
http://www.alcione.org/ARTIF_HORIZON/index.html
- García de la Cuesta, J. (2009). *Instrumentos de vuelo*. Obtenido de Instrumentos de vuelo:
http://es.wikipedia.org/wiki/Instrumentos_de_vuelo
- Garmin AT, I. (2003). *SL-40 Installation Manual*.
- Garmin International, I. (2001). *GI-102A/106A Installation Manual*.
- Garmin International, I. (2003). *GMA-340 AUDIO PANEL Installation Manual*.
- Garmin International, I. (2006). *GNS-430 Installation Manual* (REVISION R, 190-00140-02 ed.).
- Garmin International, I. (2006). *GTX 327 Installation Manual* (Revision L 190-00187-02 ed.).
- ILLAN G., A. (2010). *Escuela de vuelo*. Obtenido de
<http://www.cybercol.com/fs/escuela/instrum3.html>
- Martinez, J. (2007). *Sistemas Electricos y Electrónicos de las Aeronaves*. Madrid: International Thomson.
- Muñoz, M. A. (2000). *Manual de Vuelo*. Obtenido de Manual de Vuelo:
<http://www.manualvuelo.com/indice.html>
- Nuckolls, B. (04 de 1993). *AeroElectric Connection*. Obtenido de AeroElectric Connection:
<http://www.aeroelectric.com/>
- RAY ALLEN, C. I. (2010). *INSTALLATION MANUAL*.
- SteinAir, I. (2003). *Hooking up your TruTrak Flight Systems Sorcerer/RV-10 Harness*.
- SYSTEMS, T. F. (2007). *Installation Manual*.
- TRUTRAK FLIGHT, S. (2007). *Installation Manual*.
- Vansaircraf. (2003). *RV-10 Installation Guide*.
- VERTICAL POWER, I. (2007). *Installation Manual*.
- Villena, J. (2012). *Wikipedia*. Obtenido de Wikipedia:
http://es.wikipedia.org/wiki/Piloto_autom%C3%A1tico
- Whelen Engineering Co., I. (s.f.). *WHELEN* . Obtenido de <http://www.whelen.com/index.php>