



Escuela Politécnica del Ejército

ESPE – LATACUNGA

CARRERA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA

**Proyecto de Grado para la obtención del Título de
Ingeniero en Electrónica en Instrumentación.**

“Estudio, diseño e implementación de un prototipo de los movimientos y controles de vuelo primarios y visualización a través de los instrumentos Indicador de Curso (VOR) y Horizonte Artificial del Avión C-130 para el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico”.

Sgos. Tigse Bravo Walter G.

Cbop. López Pérez Sergio P.

Latacunga – Ecuador

2006

CERTIFICACIÓN

Certificamos que el presente documento fue elaborado por los señores:

Sgos. Tigse Bravo Walter G.

Cbop. López Pérez Sergio P.

Bajo nuestra dirección, como un requisito para la obtención del título de Ingeniero de Electrónica en Instrumentación.

Ing. Armando Álvarez
DIRECTOR DEL PROYECTO

Ing. Marcelo Silva M.
CODIRECTOR DEL PROYECTO

AGRADECIMIENTO

Nuestro más profundo y sincero agradecimiento a Dios, nuestros padres, hermanos, familiares y amigos, que con su apoyo fueron la guía en el sendero de nuestra carrera.

A nuestro director Ing. Armando Álvarez, codirector Ing. Marcelo Silva y a nuestros profesores que con su desinteresada amistad y valiosos conocimientos impartidos a lo largo de nuestra vida estudiantil y desarrollo de nuestro proyecto lograron encaminarnos por el sendero del éxito.

Sgos. Tigse Bravo Walter G.
Cbop. López Pérez Sergio P.

DEDICATORIA

El presente trabajo esta dedicado a todas las personas que confiaron en mi y en los momentos difíciles me apoyaron con todo su cariño me dieron fuerzas para seguir adelante.

A mis padres que me enseñaron que el esfuerzo tarde o temprano da su fruto y satisfacción, este es un esfuerzo nuestro por su dedicación. A mis hermanos y mi familia que son ejemplo de amor y comprensión.

Y finalmente a una persona muy especial que supo llenar ese vacío en mí, que me apoyó en los momentos de flaqueza, para ti Adri mis más sinceros agradecimientos por ese empuje que día a día alimentaste para culminar con éxito mi carrera.

De corazón para ustedes.

Cbop. López Pérez Sergio P.

DEDICATORIA

Dedico este trabajo a mis padres Luís y Maria Beatriz, quienes desde que me dieron la vida supieron darme amor, confianza y todo el apoyo que yo necesitaba para lograr conseguir éxitos durante mi vida; a mis hermanos Graciela y William que me apoyaron en todo momento cuando yo más necesitaba.

A mi abuelita Esperanza que desde el cielo me brinda su apoyo y protección para seguir consiguiendo éxitos y encaminándome siempre por el camino del bien.

Y un agradecimiento muy especial a mi amorcito Lucy quien me supo entender y apoyar en todo momento ayudándome a conseguir mi más anhelado triunfo.

Sgos. Tigse Bravo Walter G.

ÍNDICE GENERAL

CERTIFICACIÓN	ii
DEDICATORIA	iv
DEDICATORIA	v
AUTORÍA	114
ÍNDICE GENERAL	vi
FIGURAS	x
CAPITULO I	1
1. CARACTERÍSTICAS GENERALES DEL AVIÓN C-130	1
1.1 INTRODUCCIÓN	1
1.2 GENERALIDADES	3
1.2.1 HISTORIA	3
1.2.2 VERSIONES DEL AVIÓN.	4
1.2.3 ESTRUCTURAS DE LA AERONAVE	5
1.2.3.1 El Fuselaje	6
1.2.3.2 Alas	6
1.2.3.3 Empenaje de cola	7
1.2.3.4 Sistema Neumático.	7
1.2.3.5 Sistema Hidráulico.	8
1.2.3.6 Sistema Booster	8
1.2.3.7 Sistema Eléctrico.	10
1.2.3.8 Unidad de Energía Auxiliar (APU).	11
1.3 MANDOS DE VUELO PRIMARIOS DEL AVIÓN.	11
1.3.1 EJES DEL AVIÓN.	12
1.3.1.1 Eje longitudinal.	12

1.3.1.2	Eje transversal o lateral.	13
1.3.1.3	Eje vertical.	13
1.3.2	SUPERFICIES PRIMARIAS.	14
1.3.2.1	Alerones.	16
a.	Funcionamiento.	17
1.3.2.2	Timón de profundidad (elevador).	18
a.	Funcionamiento.	19
b.	Ensamblaje de refuerzo del elevador.	20
1.3.2.3	Timón de dirección (rudder).	20
a.	Funcionamiento.	21
b.	Montaje de refuerzo del timón.	22
1.3.2.4	Sistema de control de superficies principales.	22
1.4	MANDOS DE VUELO SECUNDARIOS DEL AVIÓN	23
1.4.1	FLAPS.	24
a.	Funcionamiento.	25
b.	Tipos de Flaps	26
c.	Sistema de control de flaps.	28
1.4.2	COMPENSADORES.	29
a.	Funcionamiento.	30
b.	Sistema de control de aletas compensadoras (Trim Tabs).	31
1.5	INSTRUMENTOS INDICADORES DE LOS MOVIMIENTOS Y CONTROLES DE VUELO PRIMARIO DEL AVIÓN C130.	32
1.6	HORIZONTE ARTIFICIAL-ADI	34
1.6.1	Forma de interpretar el ADI.	35
1.7	EL VOR-VERY HIGH FREQUENCY OMNIDIRECTIONAL RANGE	37
1.7.1	PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO.	37

1.7.2	ESTACIÓN EN TIERRA DEL VOR.	40
1.7.3	TIPOS DE VOR	40
1.7.4	EQUIPOS DE ABORDO.	41
1.7.4.1	Antena	41
1.7.4.2	Receptor	42
1.7.4.3	Servoamplificador	42
1.7.4.4	Indicador	42
1.7.4.4.1	Localizador (CDI).	44
1.7.4.4.2	La Senda de Planeo (G/S).	46
1.7.4.4.3	Hacia/Desde (To/From ó ▲/▼).	48
1.7.5	DETERMINACIÓN DE LA POSICIÓN	50
CAPITULO II		54
2.	ELEMENTOS ELECTRÓNICOS PARA EL PROYECTO.	54
2.1	MICROCONTROLADORES MICROCHIP 16F877A	54
2.1.1	IMPORTANCIA	54
2.1.2	GENERALIDADES DEL MICROCHIP 16F877A	54
2.1.3	ARQUITECTURA INTERNA DEL MICROCONTROLADOR 16F877A	56
2.1.4	CICLO DE INSTRUCCIÓN	59
2.1.5	ORGANIZACIÓN DE LA MEMORIA	60
2.2	HERRAMIENTAS DE SIMULACIÓN DEL SOFTWARE DEL PIC16F877A	63
2.2.1	MPLAB	63
2.2.2	ICD	63
2.2.3	GRABADORES	64
2.3	MOTOR PASO A PASO (PAP).	65
2.3.1	PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO	67

2.3.2	DISPOSICIÓN DE LAS BOBINAS _____	71
2.3.3	PARÁMETROS DE LOS MOTORES PASO A PASO _____	72
2.3.4	CONTROL DE LOS MOTORES PASO A PASO _____	74
2.3.5	SECUENCIA DEL CIRCUITO DE CONTROL _____	74
2.3.6	IDENTIFICACIÓN DE UN MOTOR PAP _____	76
2.4	SERVOMOTOR _____	78
2.4.1	FUNCIONAMIENTO _____	79
2.4.2	CARACTERÍSTICAS GENERALES _____	81
2.4.3	SERVOMOTORES EN MODELISMO _____	82
2.4.4	TERMINALES _____	84
2.4.5	FUNCIONAMIENTO DEL SERVOMOTOR _____	85
CAPITULO III _____		88
3.	DESARROLLO DEL PROYECTO _____	88
3.1	INTRODUCCIÓN _____	88
3.2	DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN PROTOTIPO PARA LA SIMULACIÓN DE LOS MOVIMIENTOS Y CONTROLES DE VUELO PRIMARIOS DEL AVIÓN C-130H _____	89
3.2.1	CONSTRUCCIÓN DEL AVIÓN C-130H PROTOTIPO _____	89
3.2.2	ACONDICIONAMIENTO DE LOS INSTRUMENTOS VOR Y HORIZONTE ARTIFICIAL DEL AVIÓN C-130H. _____	93
3.2.3	IMPLEMENTACIÓN DE CIRCUITOS DE INTERFAZ PARA EL CONTROL Y MOVIMIENTO DE LOS MANDOS DE VUELO PRIMARIOS DEL AVIÓN C-130H. _____	94
3.2.3.1	Selección Del Microcontrolador _____	94
3.2.3.2	Software De Control _____	98
3.2.3.3	Diagrama de Flujo. _____	99
3.2.3.4	Análisis del sistema de interfaz. _____	105

a) Led De Señalización _____	105
b) Circuito Oscilador _____	106
c) Circuito Regulador _____	107
3.2.4 MANDOS CONECTADOS AL ADC DEL PIC16F877A _____	108
3.2.5 PRUEBAS DEL SISTEMA DE INTERFAZ DE LOS INSTRUMENTOS VOR Y HORIZONTE ARTIFICIAL _____	109
3.2.6 PRUEBAS Y ANÁLISIS DEL PROTOTIPO PARA LA SIMULACIÓN DE LOS MOVIMIENTOS DE VUELO PRIMARIOS DEL AVIÓN C-130H. _____	113
CAPITULO IV _____	114
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES _____	114
4.1 CONCLUSIONES _____	114
4.2 RECOMENDACIONES _____	117
BIBLIOGRAFÍA _____	119
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS _____	119
GLOSARIO DE TÉRMINOS _____	120

FIGURAS

Figura 1-1 Avión C-130 Hércules _____	1
Figura 1-2 Estructura del Hércules C-130H _____	5
Figura 1-3 Ejes del Avión _____	14
Figura 1-4 Alerones, elevador y timón de dirección del C-130H _____	15
Figura 1-5 Alerones y mando de control _____	17
Figura 1-6 Funcionamiento de los alerones _____	18
Figura 1-7 Elevador y mando de control _____	19
Figura 1-8 Funcionamiento del elevador _____	20

Figura 1-9. Timón de dirección y pedales de control _____	21
Figura 1-10 Funcionamiento del timón de dirección _____	21
Figura 1-11 Flaps del C-130H _____	25
Figura 1-12 Flaps y ángulos de extensión _____	25
Figura 1-13 Tipos de Flaps _____	27
Figura 1-14. Sistema de compensación _____	30
Figura 1-15 Panel de Control de Vuelo C-130H _____	32
Figura 1-16 Horizonte Artificial _____	34
Figura 1-17 ADI _____	36
Figura 1-18 Interpretación del Horizonte Artificial. _____	37
Figura 1-19 Funcionamiento del VOR _____	39
Figura 1-20 Instalación en tierra _____	40
Figura 1-21 OBI _____	43
Figura 1-22 El localizador CDI _____	45
Figura 1-23 El CDI “Haz posterior” _____	45
Figura 1-24 Senda de Planeo _____	48
Figura 1-25 TO /FROM _____	49
Figura 1-26 Determinación de la posición _____	50
Figura 1-27 Viraje del avión _____	51
Figura 1-28 Rumbo del Avión _____	51
Figura 1-29 Corrección del rumbo del avión _____	52
Figura 2-1 Microcontrolador PIC 16F877A _____	56
Figura 2-2 Composición Interna del PIC _____	57
Figura 2-3 Ciclo de Instrucción _____	59
Figura 2-4 Organización De la Memoria. _____	62
Figura 2-5 Diagrama de herramientas _____	65

Figura 2-6 Motor paso a paso _____	66
Figura 2-7 Control de motor Unipolar _____	68
Figura 2-8 Principio de funcionamiento del motor PAP unipolar _____	70
Figura 2-9 Disposición de las bobinas de motores paso a paso _____	71
Figura 2-10 Diagrama de bloques de un sistema con motor paso a paso. _____	74
Figura 2-11 Motor PAP _____	76
Figura 2-12 Servomotor _____	78
Figura 2-13 Composición interna del servomotor _____	79
Figura 2-14 Control del servomotor _____	80
Figura 2-15 Tiempo de encendido y apagado. _____	81
Figura 2-16 Diagrama de un servomotor típico de modelismo. _____	82
Figura 2-17 Composición interna de un servomotor. _____	83
Figura 2-18 Control de un servomotor. _____	85
Figura 2-19 Tren pulsos control servo de radio control FUTABA S3003. _____	86
Figura 3-1 Selección de los materiales _____	89
Figura 3-2 Construcción del fuselaje del avión _____	90
Figura 3-3 Construcción de las alas, estabilizador horizontal y vertical. _____	90
Figura 3-4 Construcción del grupo motor _____	91
Figura 3-5 Encajonamiento de los servomotores dentro del avión _____	91
Figura 3-6 Acabados del avión. _____	92
Figura 3-7 Construcción del soporte del avión _____	92
Figura 3-8 Motor PAP en el indicador VOR. _____	93
Figura 3-9 Servomotores en el Horizonte Artificial. _____	94
Figura 3-10 Diagrama de Flujo Principal _____	100
Figura 3-11 Subrutina de Interrupción. _____	101
Figura 3-12 Subrutina que saca Promedio _____	102

Figura 3-13 Control del Servomotor _____	103
Figura 3-14 Control del Motor Paso a Paso _____	104
Figura 3-15 Circuito del led de señalización. _____	105
Figura 3-16 Circuito oscilador. _____	107
Figura 3-17 Circuito regulador. _____	108
Figura 3-18 Joystick y pedales _____	109
Figura 3-19 Circuito de potencia para motor PAP de 5 hilos _____	110
Figura 3-20 Circuito de potencia para motor PAP de 6 hilos _____	110
Figura 3-21 Placas del circuito de mando y control _____	111
Figura 3-22 Puente de Wheatstone _____	112
Figura 3-23 Malla del Galvanómetro _____	112
Figura 3-24 Vista completa del proyecto. _____	113

TABLAS

Tabla 1-1 Canales del 1 al 20, frecuencias emparejadas. _____	47
Tabla 2-1 Secuencia control de motor PAF Unipolar modo Full Step _____	68
Tabla 2-2 Secuencia control de un motor PAP Unipolar modo Half Step. _____	69
Tabla 2-3 Grados por impulso de excitación. _____	73
Tabla 2-4 Secuencia de excitación de un motor paso a paso completo. _____	75
Tabla 2-5 Secuencia de excitación de un motor PAP en medio paso _____	75
Tabla 2-6 La nomenclatura de los cables (A, B, C, D) es arbitraria. _____	77
Tabla 2-7 Identificación terminales de servos según diversos fabricantes _____	84
Tabla 3-1 Señales de entrada _____	96
Tabla 3-2 Señales salida del PIC. _____	97
Tabla 3-3 Tipos de oscilador. _____	106

PRÓLOGO

En la actualidad el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico siente la necesidad de poseer simuladores de vuelo debido a que creímos necesario aportar con nuestros conocimientos con la creación de un prototipo del avión C-130, el mismo que será de mucha ayuda para los futuros integrantes de la aviación.

El presente proyecto está orientado a realizar un estudio completo de los movimientos primarios que realiza el avión C-130, mediante los controles de mando como son el joystick y pedales, los cuales están acoplados de manera tal que funcionen en forma exacta a los mandos de vuelo del avión en mención;

En el Capítulo I Se realiza una introducción y una reseña histórica del avión C-130, además se detalla las diferentes versiones del avión y los mandos tanto primarios como secundarios, a los primarios nuestro proyecto estará basado en su totalidad; además se detalla las características del indicador de curso VOR, sus equipos de apoyo, las partes del indicador a bordo; además se detalla las generalidades y funcionamiento del horizonte artificial.

En el Capítulo II Se detalla la sustentación de los elementos electrónicos importantes para el proyecto como el microcontrolador PIC 16F877A, características básicas del motor paso a paso PAP y el servomotor FUTABA 3003 sus características y principio de funcionamiento.

En el capítulo III Se realiza el diseño y construcción del avión prototipo C-130H, la implementación de circuitos de interfaz para el control y movimiento de los mandos de vuelo primarios del avión y todas las pruebas y depuración de los movimientos de vuelo primarios del avión C-130 prototipo con todas sus partes acopladas.

El Capítulo IV Se detalla las conclusiones a las que se han llegado, las recomendaciones para una mejor optimización del sistema y la bibliografía y enlaces utilizados para la culminación del proyecto.

CAPITULO I

CARACTERÍSTICAS GENERALES DEL AVIÓN C-130

1.1 INTRODUCCIÓN



Figura 1-1Avión C-130 Hércules

El Hércules C-130 es uno de los aviones más utilizados por las Fuerzas Armadas en el mundo, ya sea por el ejército, la aviación o marina. Ha participado en prácticamente todos los conflictos bélicos que se han sucedido en el mundo desde que comenzó su producción en los años 50 del

siglo pasado, demostrando en todos que sus cualidades bélicas siguen intactas cualquiera que sea el modelo utilizado.

El C-130 es el caballo de tiro de casi todos los organismos militares. El historial de este avión, unido a sus ventajas, hace que sea insustituible en muchas partes del mundo en operaciones militares y en casos de desastres. Seguramente lo seguirán volando durante mucho tiempo, ya sea en conflictos bélicos o en tiempos de paz como amenaza volante.

La Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE) ha operado un total de ocho aviones Lockheed C-130 de diversos tipos los mismos que serán detallados más adelante, todos asignados al Ala de Transportes N° 11.

El 12 de julio de 1977 la FAE recibió su primer C-130H al que se lo distinguió como FAE 743, al siguiente mes arribó al Ecuador el segundo C-130 de similares características de matrícula FAE 748. En abril de 1979 surca el cielo patrio el tercer C-130 de matrícula FAE 812. En el año de 1981 se adquirió un Hércules versión L100-30, de mayor capacidad y se lo matriculó como FAE 893 y desde que arribó a nuestro país empezó a ser utilizado ampliamente durante el conflicto de Paquisha en la Cordillera del Cóndor.

Como ayuda en la lucha de antinarcóticos, en 1992 el gobierno de Estados Unidos entregó a la FAE cuatro aviones C-130B, todos ellos fueron volados desde la Base Aérea de Davis-Manhathan, en Arizona.

Durante la última confrontación bélica del año de 1995 en el Alto Cenepa, los Hércules fueron utilizados para transportar suministros y material bélico a los distintos destacamentos ecuatorianos. Actualmente toda la flota de C-130 sigue siendo utilizada en labores humanitarias y de asistencia logística para las poblaciones de todos los rincones de nuestro país.

1.2 GENERALIDADES

1.2.1 HISTORIA

En febrero de 1951, la Fuerza Aérea de los Estados Unidos (USAF) señalaba la necesidad de construir un avión de transporte que supliera a los existentes, los requisitos básicos especificados en Febrero de 1951 por la USAF fueron: Un transporte para el Mando Aéreo Táctico, capaz de operar desde pistas sin pavimentar, y poder llevar 11340 Kg. de carga, 92 soldados o 64 paracaidistas totalmente equipados.

El primer prototipo YC-130 salió de la fábrica de Burbank el 23 de Agosto de 1954 como YC-130 se encontró que cumplía con todas las prestaciones para ser el adecuado transporte de carga y tropas que estaba necesitando el Mando de Transporte de la USAF, contaba con un suelo bajo, a la altura de la plataforma de un camión; un tren de aterrizaje adecuado a las pistas irregulares; cabina presurizada; depósitos integrados de gran capacidad para extender su alcance; visibilidad perfecta para la tripulación; motores a turbohélice y un sistema STOL (despegue y aterrizaje corto).

Al empezar la producción en serie, el fuselaje trasero y la cola se rediseñaron, se dio a la deriva una forma más cuadrada, se colocó el radar APS-59 en un radome en la nariz que modificó el aspecto del aparato. Además se reforzó la doble rueda el tren de aterrizaje y se montaron ocho motores RATO (despegue asistido por cohetes) y motores T56-9 de mayor empuje.

Dentro de las características más sobresalientes del C-130 se le dotó de una rampa inferior, para acceso de carga desde el piso; las dos

puertas traseras son hidráulicas de modo que se pueden abrir aún en vuelo; su plataforma de carga mide 3,05x2, 74 m y 12,62 de longitud; el piso de la bodega esta construido en base a una paneles mecanizados, su estructura básica esta construida en aluminio de alta resistencia y algunas piezas de titanio.

La última variante militar fue el C-130H con motor T 56 más potente de 4508 HP, de este se construyeron varias versiones como el HC-130H del Servicio de Recuperación y Rescate Aeroespacial de la USAF, equipado con el sistema Fulton para recuperación de satélites a la entrada de la atmósfera, radares de seguimiento Cook Electric carenados bajo el fuselaje; el HC-130H cañonero equipado con cañones de 105mm; HC-130P avión polivalente y de rescate, provisto de sondas para reabastecimiento en vuelo con sonda especialmente a los helicópteros Sikorsky HH-3 y HH-53. A finales de 1981 Lockheed produjo la versión civil L-100-50 de gran capacidad, con un peso de 74842 kg y el L-400 Twin Hércules.

1.2.2 VERSIONES DEL AVIÓN.

A través de su dilatada carrera militar ha tenido numerosas mejoras y los modelos no han dejado de surgir repotenciados, remodelados, con mejores equipos electrónicos. Existen varias versiones conocidas del C-130 original, las principales que tiene nuestro país son:

- C-130A: 1955. Fue impulsado por motores Allison T56-A-1 (T56-A-9 mas tarde) impulsando hélices de cuatro palas.
- C-130B: 1958. Utilizan motores Hamilton Estándar modelo T56-A-7 de 4.050HP.

- C-130E: 1961. Aumento de carga útil con respecto a los anteriores a 45000 libras.
- L-100-20: 1968. Modelo alargado equipados con motores Allison 501-D22A turbohélice (T56-A-15).
- L-100-30: 1970. Súper Hércules llevó al desarrollo de una versión militar de sí mismo el C-130H-30.
- C-130H: Aviónica actualizada, ala mejorada y reforzada, cuatro turbohélices T-56A-15 de 4910 HP.

1.2.3 ESTRUCTURAS DE LA AERONAVE

El avión C-130H presenta cuatro componentes: fuselaje, alas, empenaje de cola y tren de aterrizaje.

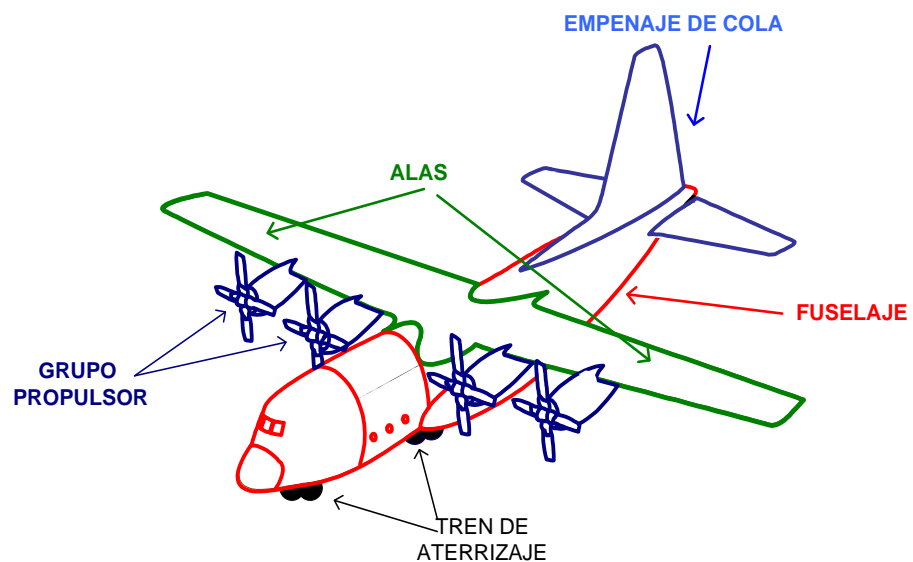


Figura 1-2 Estructura del Hércules C-130H

1.2.3.1 El Fuselaje

En los albores de la aviación, el fuselaje consistía en una estructura abierta que soportaba los otros componentes del avión. La parte inferior de la estructura servía de tren de aterrizaje. Después, la necesidad de aumentar la resistencia y mejorar las prestaciones llevó a desarrollar fuselajes cerrados, afianzados y sujetos por medio de montantes y cables de riostramiento, que mejoraban las condiciones aerodinámicas, proporcionaban protección a los pilotos y pasajeros y conseguían mayor espacio para el equipaje y la carga. Poco tiempo después aparecieron los fuselajes monocasco, una novedad que consistía en integrar en un solo cuerpo la estructura y su recubrimiento. Es el modelo más usado actualmente y permite presurizar el interior para volar a elevadas altitudes.

1.2.3.2 Alas

Las alas proporcionan la sustentación del avión en el aire; el avión C-130 posee el ala tipo cantilever, la misma que consigue su fijación mediante elementos estructurales internos. Es un ala limpia desde su encastramiento en el fuselaje hasta su extremo, sin soporte visible alguno y se usa en la mayor parte de los aviones

La importancia del ala dentro de la estructura del avión se pone de manifiesto con el desarrollo de las alas volantes, aviones en los que el fuselaje y la cola se han eliminado completamente.

1.2.3.3 Empenaje de cola

El modelo normal de empenaje de cola consta de dos superficies básicas, la horizontal y la vertical. Cada una tiene secciones fijas para proporcionar estabilidad y móviles para controlar mejor el vuelo. La sección fija de la superficie horizontal se llama estabilizador horizontal y suele estar en la parte frontal, mientras que en la posterior se encuentra la parte móvil llamada timón de profundidad o elevador. Algunas veces toda la superficie se puede mover y el elevador se elimina. La parte fija de la superficie vertical es el estabilizador vertical y la móvil el timón de dirección. Hay diseños que tienen dos superficies verticales y, por tanto, dos timones de dirección. Los empenajes de cola inclinados combinan las funciones de dirección y profundidad en un solo mecanismo. En algunos aviones supersónicos, la superficie horizontal se ha sustituido por dos aletas (canard) situadas a cada lado cerca de la nariz del avión.

1.2.3.4 Sistema Neumático.

Hay tres sistemas importantes en el Hércules que se clasifican como sistemas neumáticos, son estos los sistemas de arranque, control del sistema ambiental, y el sistema de oxígeno.

Los primeros dos sistemas utilizan aire caliente comprimido, usualmente llamado Bleed Air del motor, como su fuente de energía, el segundo depende de aire comprimido o líquido almacenado internamente para su operación y el sistema de oxígeno funciona muy diferente.

1.2.3.5 Sistema Hidráulico.

Las aeronaves C-130H y L-100-30 tienen tres sistemas separados hidráulicos de 3000 PSI. Estos son conocidos como sistema booster, utility y auxiliar y son utilizados para operar tales componentes como los controles de vuelo, el tren de aterrizaje y las puertas de compartimiento de carga. Aunque los sistemas son separados, por razones de seguridad y confianza, muchas de sus funciones proveen para una fuente única de energía hidráulica para ser utilizadas en operaciones vitales.

El tablero de control para el sistema hidráulico está ubicado en el tablero de instrumentos del copiloto. El tablero contiene indicadores de presión para cada sistema, para los frenos y los subsistemas del timón vertical. Luces en el tablero indican una baja presión en las bombas. Interruptores están disponibles para el control de las bombas y para la selección de frenos normal y de emergencia.

1.2.3.6 Sistema Booster

El propósito único del sistema booster es de suministrar asistencia hidráulica a la sección booster de las unidades de controles principales de vuelo (alerón, timón vertical y elevador). Para el elevador y el timón vertical, cada reforzador hidráulico es de tipo tándem, por ejemplo, el reforzador tiene dos pistones en un eje sencillo.

Presión del sistema booster suministra presión hidráulica a un pistón mientras presión del sistema utility suministra presión al otro pistón. El reforzador del elevador es de un tipo doble que

incorpora dos ensamblajes de pistones y reforzadores separados. Un sistema de pistón y reforzador es asistido por presión del sistema booster y el otro por la presión del sistema utility. Cualquiera de los dos sistemas hidráulicos capaces de suministrar la presión y flujo necesario para operar todas las unidades de refuerzo pero operan a un nivel de fuerza reducida.

El control manual de los controles de vuelo sin asistencia hidráulica es posible en casos de emergencia. Sin embargo, un aumento considerado de fuerza física es requerido. Bajo estas circunstancias, la asistencia del control adicional puede ser compensada manipulando los motores y aletas de compensación.

El sistema booster para los controles principales de control de vuelo está diseñado para la eficiencia de operación en diferentes condiciones de vuelo. Bajo condiciones normales de vuelo el reforzador de la unidad de booster del timón vertical opera bajo presión reducida (1300 PSI aproximadamente). Pero cuando las aletas de hipersustentación son extendidas sobre la posición de 15% para vuelos de baja velocidad, una Diverter Valve actúa para sobre pasar el reductor de presión; entonces la unidad de booster del timón vertical opera a toda su presión del sistema de 3000 PSI.

El ensamblaje doble del reforzador del elevador opera a 3000 PSI, y el ensamblaje de asistencia tándem sencillo del alerón opera aproximadamente a una presión de 2050 PSI durante todo el tiempo.

El sistema incluye un tanque, bombas filtros, un acumulador, sistemas de advertencia de baja presión, sistemas de indicación de presión y las válvulas y cañerías necesarias.

El sistema booster es impulsado por bombas impulsadas por los motores. Cada bomba es de tipo de entrega de demanda variable y tiene una salida aproximada de 8.6 gls (32.5 litros) por minuto.

El sistema booster puede ser operada en tierra aplicando asistencia a presión hidráulica a través de conexiones de prueba en el compartimiento de llantas derecho; sin embargo, el sistema booster no puede ser conectado entre sí con cualquier otro sistema hidráulico de la aeronave.

1.2.3.7 Sistema Eléctrico.

La distribución del sistema de corriente eléctrica para la aeronave Hércules consiste de tres sistemas interrelacionados, pero no necesariamente dependientes. Un sistema AC no regulado, un sistema AC regulado y un sistema DC suministran la corriente requerida para la operación de los equipos de la aeronave. Cuatro generadores impulsados por los motores suministran los requisitos normales para los sistemas de la aeronave. Un generador está montado en la parte trasera de cada caja reductora de engranajes. Un quinto generador, impulsador por el APU, sirve como una fuente de reserva para la barra AC Esencial. El APU está ubicado en el lado izquierdo del contorno aerodinámico del tren principal de aterrizaje.

Cada generador suministra 40 KVA y un rendimiento de 120/208 voltios. El sistema eléctrico de las aeronaves modelos

C-130H y L-100-30 son similares en la mayoría de aspectos. En la aeronave L-100-30 el generador del APU puede ser conectado a ambas barras AC Esencial y Principal para operaciones terrestres. Esto le permite a la aeronave que sea descargada de combustible sin la necesidad de corriente AC externa.

1.2.3.8 Unidad de Energía Auxiliar (APU).

La unidad de energía auxiliar, que está instalada en el costado izquierdo delantero del tren de aterrizaje principal, provee el apoyo para hacer de la aeronave autosuficiente en sus operaciones. Como una fuente de presión de Bleed Air, el APU puede ser utilizado para arrancar los motores y para operar el aire acondicionado. El APU también provee la impulsión, a través de un eje para impulsar un generador AC de 40 KVA.

En las versiones C-130H y L-100-30, el APU se puede operar en la superficie para suministrar Bleed Air y corriente eléctrica. En los modelos C-130H solamente, el uso del APU durante el vuelo también es permitido para una fuente de corriente eléctrica. El APU opera mientras está en velocidad a alturas hasta 35000 pies, pero no será posible arrancarlo a alturas sobre 20000 pies por la baja densidad atmosférica.

1.3 MANDOS DE VUELO PRIMARIOS DEL AVIÓN.

Además de que un avión vuele, es necesario que este vuelo se efectúe bajo control del piloto; que el avión se mueva respondiendo a sus órdenes. Los primeros pioneros de la aviación estaban tan preocupados por elevar sus artugios que no prestaban mucha atención a este hecho; por suerte

para ellos nunca estuvieron suficientemente alto, y rápido como para provocar o provocarse males mayores.

Una de las contribuciones de los hermanos Wright fue el sistema de control del avión sobre sus tres ejes; su Flyer¹ disponía de timón de profundidad, timón de dirección, y de un sistema de torsión de las alas que producía el alabeo. Por otro lado, es de gran interés contar con dispositivos que, a voluntad del piloto, aporten sustentación adicional (o no-sustentación) facilitando la realización de ciertas maniobras.

Para lograr una u otra funcionalidad se emplean superficies aerodinámicas, denominándose primarias a las que proporcionan control y secundarias a las que modifican la sustentación.

Las superficies de mando y control modifican la aerodinámica del avión provocando un desequilibrio de fuerzas, una o más de ellas cambian de magnitud. Este desequilibrio, es lo que hace que el avión se mueva sobre uno o más de sus ejes, incrementando la sustentación o aumentando su resistencia.

1.3.1 EJES DEL AVIÓN.

Se trata de rectas imaginarias e ideales trazadas sobre el avión. Su denominación y los movimientos que se realizan alrededor de ellos son los siguientes:

1.3.1.1 Eje longitudinal.

¹ Aeroplano de alas finas y curvadas de una misma longitud por ambos lados del perfil aerodinámico

Es el eje imaginario que va desde la nariz hasta la cola del avión. El movimiento alrededor de este eje (levantar un ala bajando la otra) se denomina alabeo (en inglés "roll"). También se le denomina eje de alabeo, nombre que parece más lógico pues cuando se hace referencia a la estabilidad sobre este eje, es menos confuso hablar de estabilidad de alabeo que de estabilidad "transversal".

1.3.1.2 Eje transversal o lateral.

Eje imaginario que va desde el extremo de un ala al extremo de la otra. El movimiento alrededor de este eje (nariz arriba o nariz abajo) se denomina cabeceo ("pitch" en inglés). También denominado eje de cabeceo, por las mismas razones que en el caso anterior.

1.3.1.3 Eje vertical.

Eje imaginario que atraviesa el centro del avión. El movimiento en torno a este eje (nariz virando a la izquierda o la derecha) se llama guiñada ("yaw" en inglés). Denominado igualmente eje de guiñada.

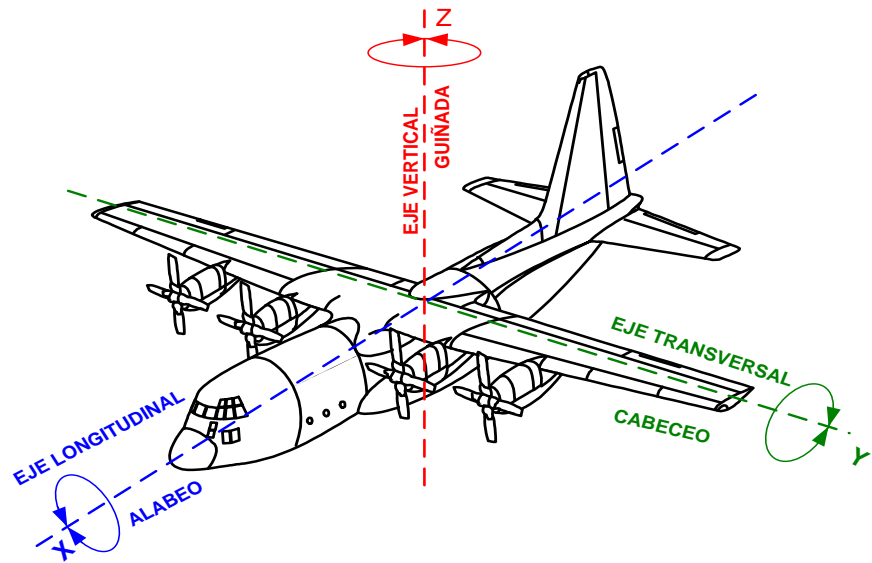


Figura 1-3 Ejes del Avión

En un sistema de coordenadas cartesianas, el eje longitudinal o de alabeo sería el eje "x"; el eje transversal o eje de cabeceo sería el eje "y", y el eje vertical o eje de guiñada sería el eje "z". El origen de coordenadas de este sistema de ejes es el centro de gravedad del avión.

1.3.2 SUPERFICIES PRIMARIAS.

Son superficies aerodinámicas movibles que, accionadas por el piloto a través de los mandos de la cabina, modifican la aerodinámica del avión provocando el desplazamiento de este sobre sus ejes y de esta manera el seguimiento de la trayectoria de vuelo deseada.

Las superficies de control son tres: alerones, timón de profundidad y timón de dirección. El movimiento en torno a cada eje se controla mediante una de estas tres superficies. La diferencia entre un piloto y un conductor de aviones es el uso adecuado de los controles para

lograr un movimiento coordinado. Veamos cuales son las superficies de control, como funcionan, y como las acciona el piloto.

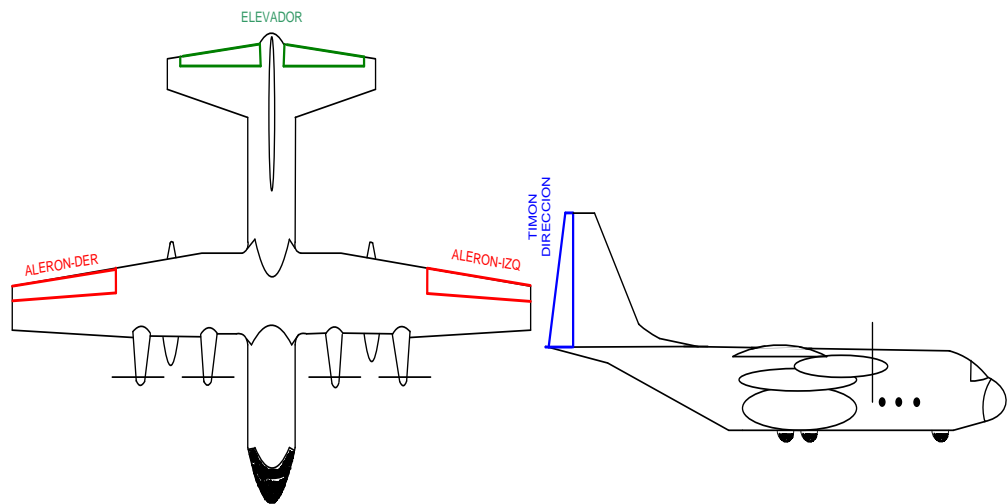


Figura 1-4 Alerones, elevador y timón de dirección del C-130H

La actitud de un aeroplano se define como su orientación relativa al horizonte y a la dirección de su movimiento. Se controla por medio de tres sistemas de mandos de vuelo, cada uno de los cuales actúa en su eje correspondiente moviendo el timón de profundidad, el de dirección o los alerones que se encuentran en la parte posterior de las alas. Todos se accionan desde la cabina de pilotos: el primero con la palanca, el segundo con los pedales, y los alerones con el volante. En los aviones pequeños, que suelen carecer de volante, la palanca que mueve el timón de profundidad, si se inclina a un lado o a otro, mueve también los alerones.

El timón de profundidad permite el movimiento de cabeceo y hace girar al avión sobre el eje transversal. Al tirar hacia atrás de la palanca de mando, se levanta el timón, disminuye su sustentación, baja la cola y, por tanto, sube la nariz. Si se mueve la palanca hacia adelante se produce el efecto contrario haciendo picar al avión.

Los alerones están colocados cerca de la punta del ala y hacia el borde posterior, y permiten el movimiento de alabeo y hacen girar al avión sobre el eje longitudinal. Si se mueve el volante de mando a la izquierda o se inclina en la misma dirección la palanca cuando no hay volante, el alerón izquierdo se levanta y el derecho baja, produciéndose así una inclinación de las alas hacia la izquierda. Si se mueve el mando a la derecha, se inclinarán hacia ese lado.

Los pedales controlan el movimiento de dirección y hacen girar al avión sobre el eje vertical. En coordinación con los alerones, permiten cambiar el rumbo del avión. Cuando se presiona el pedal derecho, el timón se mueve y hace girar el avión hacia la derecha y si se empuja el pedal izquierdo, el giro será hacia la izquierda; pero hay que inclinar la palanca a la vez y hacia el mismo lado para evitar que el avión derrape. El alabeo es al avión lo que el peralte de una curva al automóvil.

El control de vuelo del C-130 incluye: Sistema de control de superficie principal (alerón, timón y elevador), sistema de control de aletas compensadoras y el sistema de control de flaps. Las superficies principales están controladas mediante sistemas mecánicos con refuerzo hidráulico. Las aletas compensadoras están controladas por sistemas de control eléctrico. El piloto automático, cuando está en funcionamiento, controla las superficies principales y las aletas compensadoras de elevador. Los flaps son operados mediante presión hidráulica.

1.3.2.1 Alerones.

Palabra de origen latino que significa "ala pequeña", son unas superficies móviles, situadas en la parte posterior del extremo

de cada ala, cuyo accionamiento provoca el movimiento de alabeo del avión sobre su eje longitudinal. Su ubicación en el extremo del ala se debe a que en esta parte es mayor el par de fuerza ejercido.

El piloto acciona los alerones girando el bastón de mando a la izquierda o la derecha.

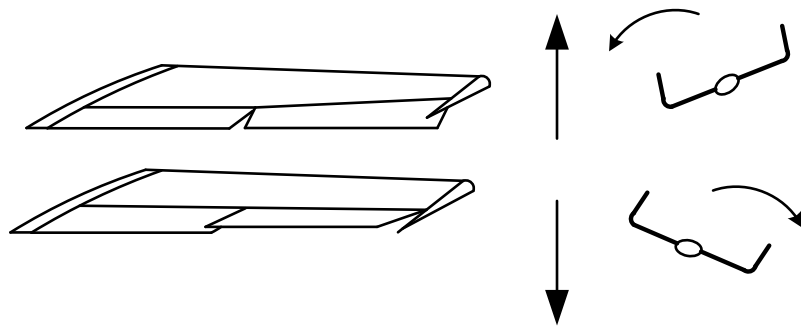


Figura 1-5 Alerones y mando de control

a. Funcionamiento.

Los alerones tienen un movimiento asimétrico. Al girar el volante hacia un lado, el alerón del ala de ese lado sube y el del ala contraria baja, ambos en un ángulo de deflexión proporcional a la cantidad de giro dado al volante. El alerón arriba en el ala hacia donde se mueve el volante implica menor curvatura en esa parte del ala y por tanto menor sustentación, lo cual provoca que esa ala baje; el alerón abajo del ala contraria supone mayor curvatura y sustentación lo que hace que esa ala suba. Esta combinación de efectos contrarios es lo que produce el movimiento de alabeo hacia el ala que desciende.

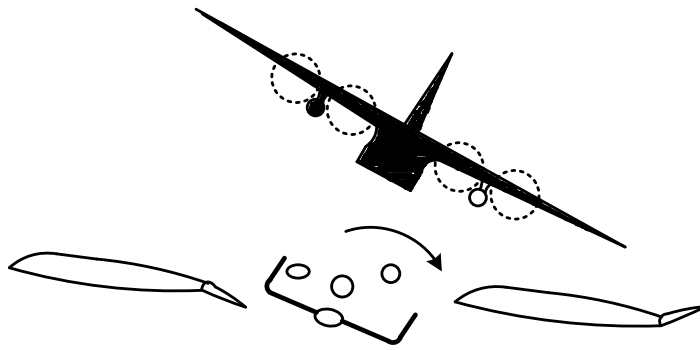


Figura 1-6 Funcionamiento de los alerones

Si se realiza un movimiento de alabeo a la derecha: se gira el volante a la derecha; el alerón del ala derecha sube y al haber menos sustentación esa ala desciende; por el contrario, el alerón abajo del ala izquierda provoca mayor sustentación en esa ala y que esta ascienda.

1.3.2.2 Timón de profundidad (elevador).

Es la superficie o superficies móviles situadas en la parte posterior del empenaje horizontal de la cola del avión. Aunque su nombre podría sugerir que se encarga de elevar o descender al avión, en realidad su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo del avión (nariz arriba o nariz abajo) sobre su eje transversal. Obviamente, el movimiento de cabeceo del avión provoca la modificación del ángulo de ataque; es decir que el mando de control del timón de profundidad controla el ángulo de ataque.

En algunos aviones, el empenaje horizontal de cola es de una pieza haciendo las funciones de estabilizador horizontal y de timón de profundidad. El timón de profundidad es accionado por el piloto empujando o tirando el volante o la palanca de

control, y suele tener una deflexión máxima de 40° hacia arriba y 20° hacia abajo.

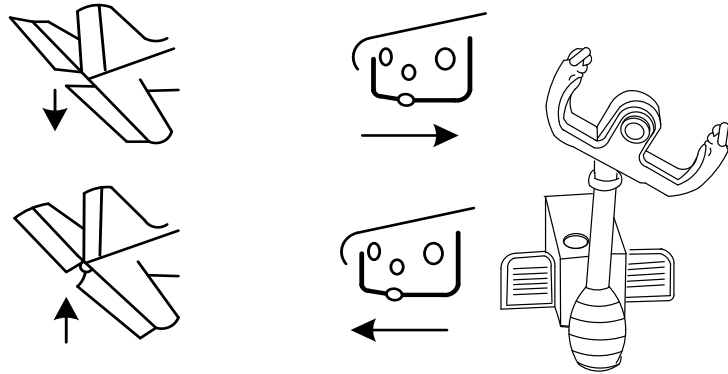


Figura 1-7 Elevador y mando de control

a. Funcionamiento.

Al tirar del volante de control, esta superficie sube mientras que al empujarlo baja -en algunos aviones se mueve la totalidad del empenaje horizontal. El timón arriba produce menor sustentación en la cola, con lo cual esta baja y por tanto la nariz sube (mayor ángulo de ataque). El timón abajo aumenta la sustentación en la cola, esta sube y por tanto la nariz baja (menor ángulo de ataque). De esta manera se produce el movimiento de cabeceo del avión y por extensión la modificación del ángulo de ataque.

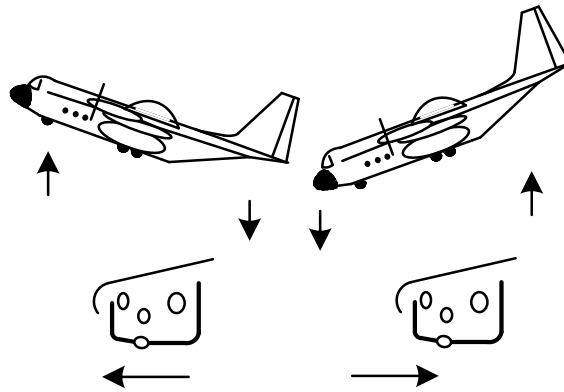


Figura 1-8 Funcionamiento del elevador

b. Ensamblaje de refuerzo del elevador.

Este ensamblaje tiene cilindros de activación dual conectados a la palanca de potencia de salida del ensamblaje booster y opera las superficies de control del elevador. Estos cilindros operan simultáneamente mediante 3.000 PSI de presión suministrados por los sistemas hidráulicos de uso general y booster, cada uno de los cuales impulsa un cilindro de activación.

1.3.2.3 Timón de dirección (rudder).

Es la superficie móvil montada en la parte posterior del empenaje vertical de la cola del avión. Su movimiento provoca el movimiento de guiñada del avión sobre su eje vertical, sin embargo ello no hace virar el aparato, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada. Suele tener una deflexión máxima de 30° a cada lado. Esta superficie se maneja mediante unos pedales situados en el suelo de la cabina.

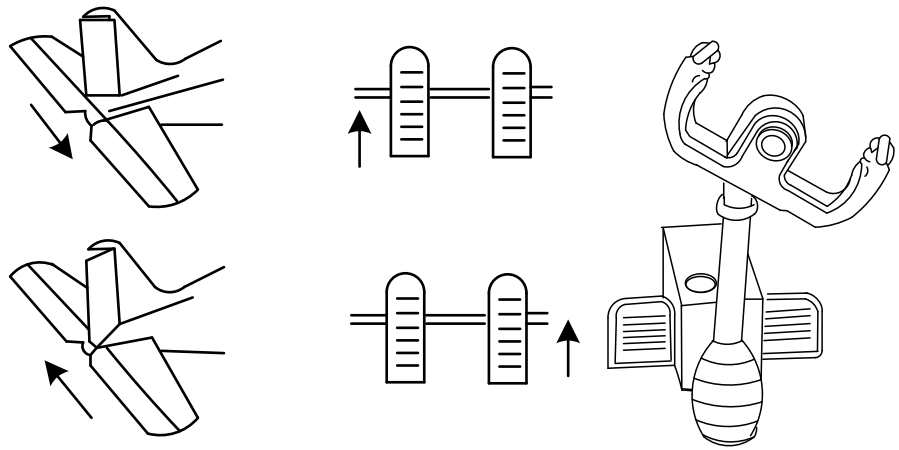


Figura 1-9. Timón de dirección y pedales de control

a. Funcionamiento.

Al pisar el pedal derecho, el timón de dirección gira hacia la derecha, provocando una reacción aerodinámica en la cola que hace que esta gire a la izquierda, y por tanto la nariz del avión gire (guiñada) hacia la derecha. Al pisar el pedal izquierdo, sucede lo contrario: timón a la izquierda, cola a la derecha y nariz a la izquierda.

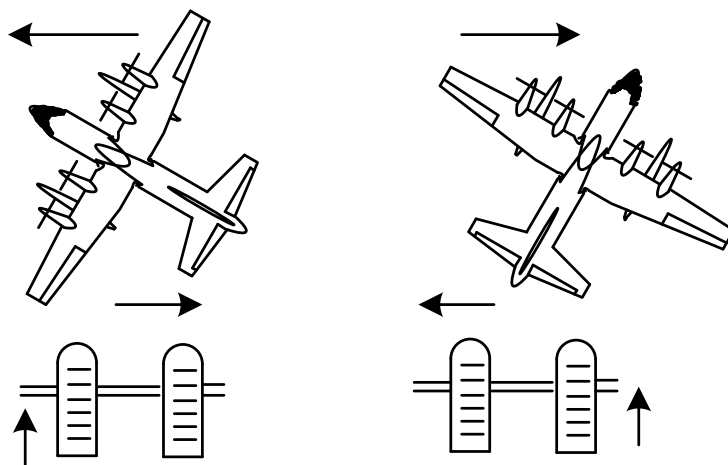


Figura 1-10 Funcionamiento del timón de dirección

- Alabeo a la derecha -> volante a la derecha.
- Alabeo a la izquierda -> volante a la izquierda.
- Nariz abajo (menor ángulo de ataque) -> empujar el volante.
- Nariz arriba (mayor ángulo de ataque) -> tirar del volante.
- Guiñada a la derecha -> pedal derecho.
- Guiñada a la izquierda -> pedal izquierdo.

b. Montaje de refuerzo del timón.

Este montaje es de tipo único, con cilindro de activación hidráulico tipo tandem (en serie), el cual provee la mayor parte de la fuerza necesaria para mover el timón. Durante una operación normal, el fluido es suministrado a una presión aproximada de 3.000 PSI es dirigido a través de válvulas de desviación (normalmente des-energizadas) controladas por solenoides a través de válvulas de reducción de presión en cada uno de los sistemas; y de ahí a una presión aproximada de 1.300 PSI al ensamblaje booster del timón, éste sistema de presión de características deseables de sensibilidad y el tope de las superficies de las superficies de control durante la operación de vuelo.

1.3.2.4 Sistema de control de superficies principales.

Las superficies principales (alerón, timón y elevadores) en el C-130 están controladas por sistemas de control mecánico, consistentes en cables, varillas de empuje, levas y tubos de torque. Ensamblajes booster de refuerzo impulsado hidráulicamente, proveen en su mayor parte la fuerza requerida para mover las superficies. Los ensamblajes de refuerzo están

impulsados por presión hidráulica suministrada simultáneamente por los sistemas hidráulicos de uso general y de refuerzo, cada uno de los cuales sirve para impulsar una porción de los ensamblajes booster. El sistema de operación es tal que una falla o cualquier desperfecto en algún componente de los sistemas en cualquiera de los montajes booster permitirá el normal funcionamiento de otro sistema que impulsa el mismo ensamblaje.

1.4 MANDOS DE VUELO SECUNDARIOS DEL AVIÓN

Los aviones llevan un conjunto de mandos secundarios para asegurar un manejo más sencillo y efectivo de las superficies de control. Así, los compensadores se usan en el timón de profundidad, de dirección y de alabeo para ajustar el equilibrio de las superficies aerodinámicas asociadas, por tanto, los pilotos no tienen que realizar mucha fuerza sobre el mando correspondiente. Los flaps y slats aumentan la sustentación para reducir la velocidad de despegue y aterrizaje. Los spoilers, aletas alineadas con la superficie superior de las alas, se pueden extender usándolos como frenos aerodinámicos tanto en vuelo como en el aterrizaje; coordinados con los alerones, se utilizan para mejorar el control de alabeo. Los frenos aerodinámicos van en los planos; son dos o más superficies que, accionadas desde la cabina, se extienden poco a poco hasta llegar a ser perpendiculares a la dirección del vuelo, ayudando a disminuir la velocidad del avión. Todos estos sistemas se pueden controlar de diversas maneras, ya sea eléctrica, mecánica o hidráulicamente.

Es posible disminuir la velocidad mínima que sostiene a un avión en vuelo mediante el control de la capa límite, modificando la curvatura del perfil, o aumentando la superficie alar. Las superficies que realizan una o más de estas funciones se denominan superficies hipersustentadoras.

Las superficies primarias permiten mantener el control de la trayectoria del avión, las secundarias se utilizan en general para modificar la sustentación del avión y hacer más fáciles muchas maniobras. Se consideran superficies de mando secundarias: los Flaps, Compensadores, Slats y Spoilers (aerofrenos).

Tanto los flaps como los slats incrementan el área del ala y la curvatura de la misma, produciendo un aumento de la sustentación mejorando la performance durante el despegue y el aterrizaje. La función de los spoilers o aerofrenos es ayudar a los alerones a controlar al aeroplano en el alabeo y suministrar a la vez control de frenado (speedbrakes) para reducir la sustentación o incrementar el arrastre durante el aterrizaje.

1.4.1 FLAPS.

Llamado Wing Flaps forman parte del borde trasero de las alas. En los aviones pequeños los flaps suben y bajan de forma mecánica mediante una palanca que acciona manualmente el piloto. En los de mayor tamaño y velocidad resulta prácticamente imposible mover las superficies flexibles a mano. Por esa razón en esos aviones una pequeña palanca graduada, situada a la derecha del piloto, junto a los aceleradores de los motores está destinada a accionar el sistema hidráulico que se encargan de moverlos².

² *Customer training Lockheed Martin*

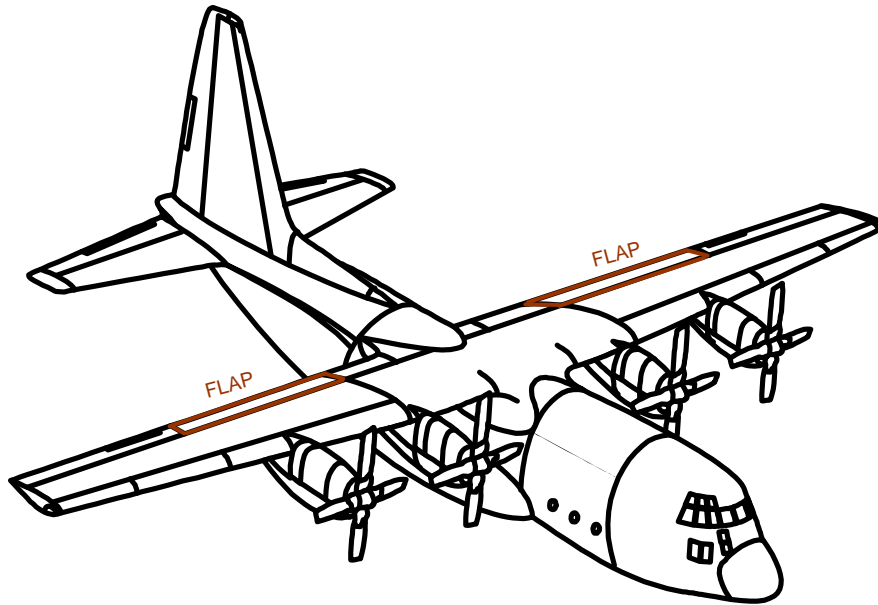


Figura 1-11 Flaps del C-130H

a. Funcionamiento.

Los flaps son dispositivos hipersustentadores, cuya función es la de aumentar la sustentación del avión cuando este vuela a velocidades inferiores a aquellas para las cuales se ha diseñado el ala. Situados en la parte interior trasera de las alas, se deflecan hacia abajo de forma simétrica (ambos a la vez), en uno o más ángulos, con lo cual cambian la curvatura del perfil del ala (más pronunciada en el extrados y menos pronunciada en el intrados), la superficie alar (en algunos tipos de flap) y el ángulo de incidencia, todo lo cual aumenta la sustentación (y también la resistencia).

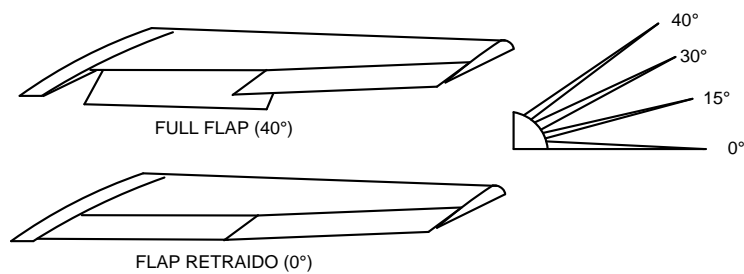


Figura 1-12 Flaps y ángulos de extensión

Se accionan desde la cabina, bien por una palanca, por un sistema eléctrico, o cualquier otro sistema, con varios grados de calaje (10°, 15°, etc) correspondientes a distintas posiciones de la palanca o interruptor eléctrico, y no se bajan o suben en todo su calaje de una vez, sino gradualmente.

b. Tipos de Flaps

Hay varios tipos de flaps: sencillo, de intrados, flap zap, flap fowler, flap ranurado, flap Krueger, etc.

- Sencillo. Es el más utilizado en aviación ligera. Es una porción de la parte posterior del ala.
- De intrados. Situado en la parte inferior del ala (intrados) su efecto es menor dado que solo afecta a la curvatura del intrados.
- Zap. Similar al de intrados, al deflectarse se desplaza hacia el extremo del ala, aumentando la superficie del ala además de la curvatura.
- Fowler. Idéntico al flap zap, se desplaza totalmente hasta el extremo del ala, aumentando enormemente la curvatura y la superficie alar.
- Ranurado. Se distingue de los anteriores, en que al ser deflectado deja una o más ranuras que comunican el intrados y el extrados, produciendo una gran curvatura a la vez que crea una corriente de aire que elimina la resistencia de otros tipos de flaps.

- Krueger. Como los anteriores, pero situado en el borde de ataque en vez del borde de salida.

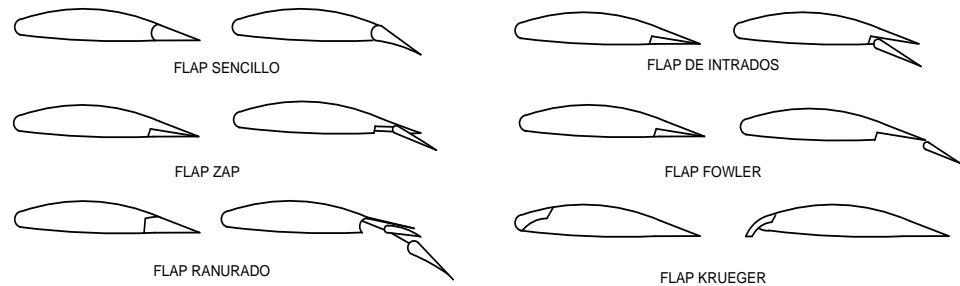


Figura 1-13 Tipos de Flaps

Los flaps únicamente deben emplearse en las maniobras de despegue, aproximación y aterrizaje, o en cualquier otra circunstancia en la que sea necesario volar a velocidades más bajas que con el avión "limpio". Los efectos que producen los flaps son:

- Aumento de la sustentación.
- Aumento de la resistencia.
- Posibilidad de volar a velocidades más bajas sin entrar en pérdida.
- Se necesita menor longitud de pista en despegues y aterrizajes.
- La senda de aproximación se hace más pronunciada.
- Crean una tendencia a picar.
- En el momento de su deflexión el avión tiende a ascender y perder velocidad.

c. Sistema de control de flaps.

El aeroplano C-130 esta equipado con cuatro flaps consistentes de un flap externo y uno interno en cada ala. Los flaps son del tipo Lockheed Fowler, de (levantamiento alto) en el cual el movimiento del flap es una combinación de un movimiento posterior para aumentar el área del ala y un movimiento de inclinación hacia abajo para alterar la sección del plano aerodinámico para aumentar la sustentación y lastre. El tiempo para la extensión completa de los flaps es entre ocho y quince segundos y el tiempo requerido para la retracción completa es entre diez y quince segundos. Cuando los flaps están extendidos al 100% forman un ángulo de 35° con las alas.

Los flaps son operados mediante un motor hidráulico reversible, por un mecanismo de secuencia micro-switch activado por levas, tubos de torque, caja de engranaje y ensamblajes de tornillos clavos. La presión hidráulica es dirigida a través de la válvula de chequeo, que va a la válvula de freno de flaps de emergencia, y hacia la válvula selectora del flap del ala, donde la presión es dirigida al sistema UP o al sistema DOWN.

El motor hidráulico opera la sección de eje de torque que se extiende exteriormente a la caja de engranajes, la cual a su vez hace rotar tornillos clavos de cojinete para la activación de los flaps.

Los flaps en el avión C-130 pueden ser operados manualmente, los frenos de éste son de tipo resorte, y evitan el movimiento debido a cargas aerodinámicas. El freno se suelta mediante

presión de fluidos suministrado al sistema para la operación del motor impulsador de flaps.

Los frenos de flap de emergencia, por medio de un eje ranurado están conectados a los terminales exteriores del eje de torque de impulso de flap para prevenir un funcionamiento desigual de los flaps durante la extensión y retracción normal de los mismos.

1.4.2 COMPENSADORES.

Para evitar la continua acción del piloto sobre los mandos de vuelo, se usan unas ruedas o compensadores de profundidad, alabeo y dirección. Estas ruedas controlan unas superficies aerodinámicas de pequeño tamaño llamadas compensadores o aletas compensadoras, que se mueven en sentido contrario al de la superficie de mando principal en la que se encuentran montadas, manteniéndola a la misma en posición deseada.

El piloto consigue la actitud de vuelo deseada mediante los mandos que actúan sobre las superficies de control, lo cual requiere un esfuerzo físico por su parte; imaginemos un vuelo de un par de horas sujetando los mandos y presionando los pedales para mantener el avión en la posición deseada. Para evitar este esfuerzo físico continuado, que podría provocar fatiga y falta de atención del piloto, con el consiguiente riesgo, el avión dispone de compensadores.

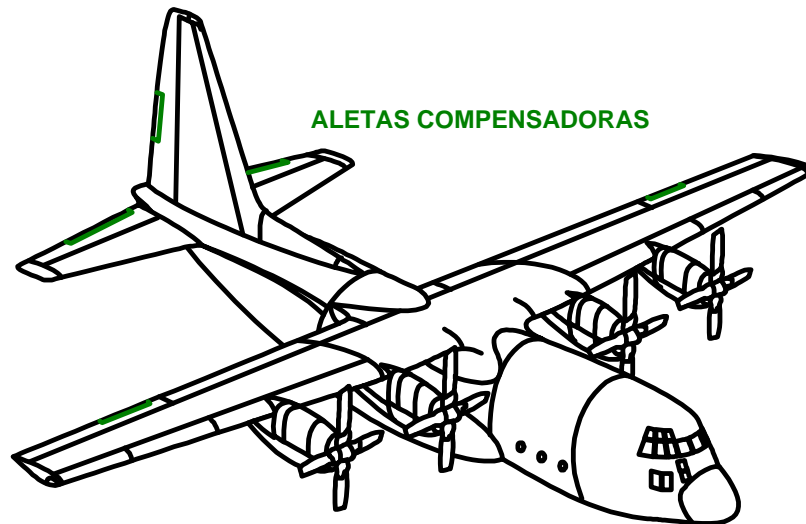


Figura 1-14. Sistema de compensación

a. Funcionamiento.

Estos son unos mecanismos, que permiten que las superficies de control se mantengan en una posición fijada por el piloto, liberándole de una atención continuada a esta tarea. Aunque no todos los aviones disponen de todos ellos, los compensadores se denominan según la función o superficie a la que se aplican: de dirección, de alabeo, o de profundidad.

Por ejemplo, si un viento lateral tiende a desviar el avión hacia la derecha de su ruta, el piloto puede corregir el efecto del viento (Deriva) presionando el pedal izquierdo; para evitar la presión constante sobre el pedal, el piloto puede girar la rueda del compensador de dirección hacia la izquierda.

Así, la aleta compensadora se moverá hacia la derecha, obligando al timón de dirección a desplazarse un poco a la izquierda.

Manteniéndose así deflectado, el avión habrá corregido su desviación y el piloto no estará obligado a presionar constantemente el pedal.

De la misma manera, cuando se quiere mantener una actitud de subida, o de bajada, o compensar en profundidad, el piloto gira hacia adelante o hacia atrás la rueda del compensador de profundidad hasta que ya no necesite empujar o tirar de los cuernos de mando.

El compensador de alabeo suele accionarse cuando el avión tiende a llevar un plano más caído que el otro, por ejemplo cuando existe una gran diferencia de peso de combustible entre las dos alas.

b. Sistema de control de aletas compensadoras (Trim Tabs).

Las aletas de compensación están provistas en las superficies de control para asistir al aeroplano en los ajustes de compensación de superficies de control (TRIMMING) durante el vuelo. La compensación lateral es obtenida por medio de una operación de una aleta de compensación en el alerón izquierdo. Una aleta de regulación variable de tierra está localizada en el alerón derecho para compensar cualquier desequilibrio inherente relativo al eje longitudinal del aeroplano.

La actitud de nariz arriba y nariz abajo es obtenida mediante la operación de las aletas compensadoras de los elevadores, una aleta compensadora en cada superficie de control del elevador.

El ángulo de compensación izquierdo y derecho se obtiene mediante la operación de una aleta compensadora en el timón.

Todos los activadores de aletas están impulsados por motores AC de fase única de 115 voltios, excepto durante operaciones de emergencia, en cuyo caso el activador de la aleta compensadora del elevador es movido por un motor DC de 28 voltios.

1.5 INSTRUMENTOS INDICADORES DE LOS MOVIMIENTOS Y CONTROLES DE VUELO PRIMARIO DEL AVIÓN C130.

Estos instrumentos son fundamentales para la navegación del avión, los mismos que se constituyen de vital importancia para el piloto. Son agrupados en el panel frontal como se indica en la figura 1-15.

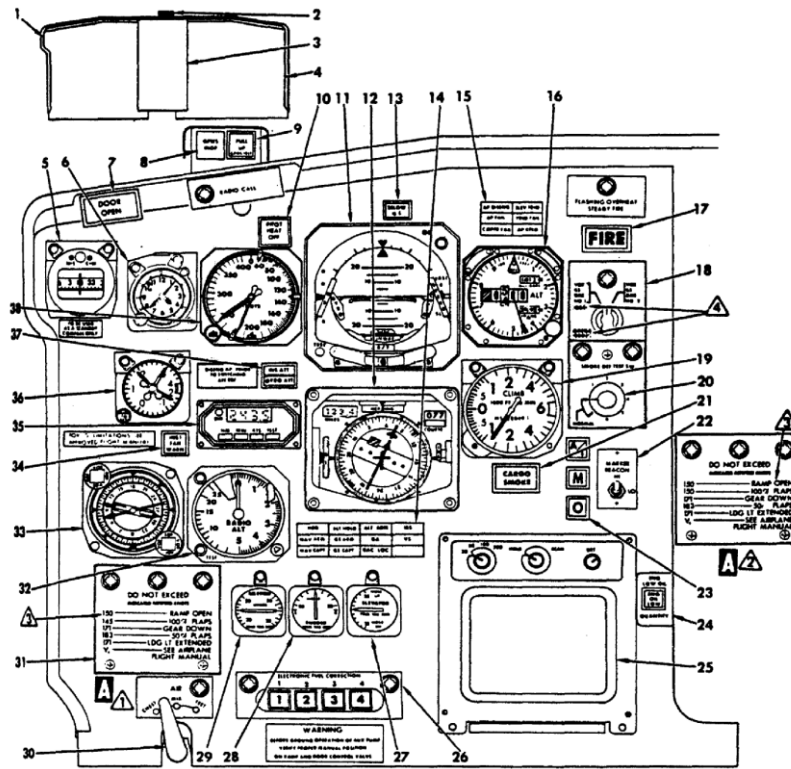


Figura 1-15 Panel de Control de Vuelo C-130H

La información necesaria para volar requiere datos de al menos cuatro sistemas: planta de potencia, instrumentos de vuelo, instrumentos de aterrizaje y ayudas a la navegación. Los instrumentos de la planta de potencia indican todos aquellos parámetros que permiten conocer el funcionamiento del motor, y son, entre otros: el tacómetro, que muestra las revoluciones por minuto de cada motor, los indicadores de presión y temperatura de aceite y el medidor de flujo de combustible³.

Los instrumentos primarios de vuelo dan información de velocidad (anemómetro), dirección (brújula magnética y giróscopio direccional), altitud (altímetros) y actitud (variómetro, bastón, bola y horizonte artificial). Varios de ellos, así como el piloto automático, utilizan datos recibidos de los giróscopos o de las plataformas inerciales, ya sean convencionales o de láser, que suministran información sin ninguna ayuda exterior.

La cantidad de electrónica que se ha introducido en las aeronaves en los últimos años relacionados con la navegación, la aproximación, el aterrizaje, la instrumentación general, etc. es tremenda. Cualquiera que haya tenido oportunidad de entrar en la cabina de un avión de última generación, tras una mirada rápida, se ha dado cuenta que los únicos instrumentos redondos convencionales son el anemómetro, el altímetro y horizonte artificial (básicamente).

Aunque los nuevos sistemas integrados nos puedan parecer más complejos, ya que están basados en tecnología digital (bus digitales de datos, microprocesadores, etc.) lo cierto es que en apariencia visual nos da sensación de haber descargado tremendamente las cabinas.

³ *Customer training Lockheed Martin*

1.6 HORIZONTE ARTIFICIAL-ADI

El indicador de actitud, también llamado horizonte artificial, es un instrumento que muestra la actitud del avión respecto al horizonte. Su función consiste en proporcionar al piloto una referencia inmediata de la posición del avión en alabeo y profundidad; es decir, si está inclinado lateralmente, con el nariz arriba o abajo, o ambas cosas, con respecto al horizonte. La incorporación del horizonte artificial a los aviones ha sido fundamental para permitir el vuelo en condiciones de visibilidad reducida o nula.

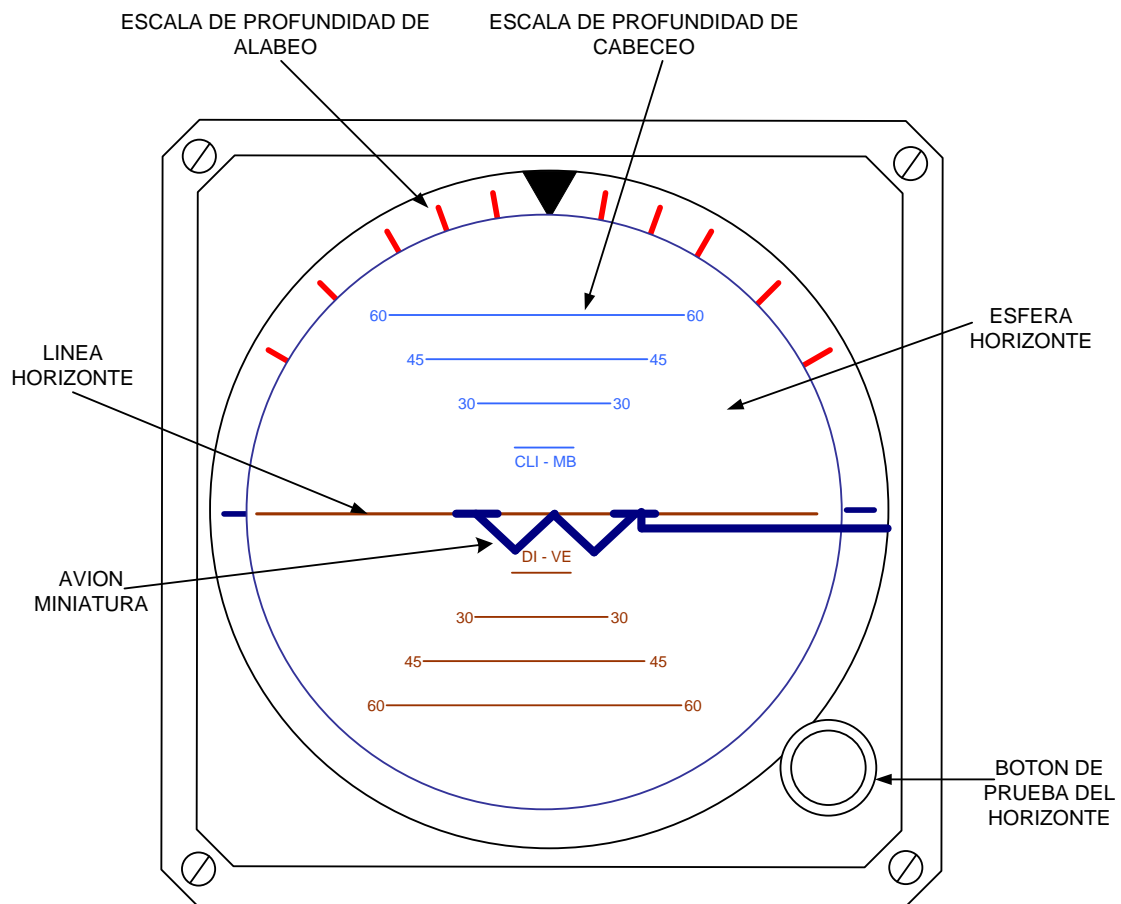


Figura 1-16 Horizonte Artificial

El horizonte artificial consta de un giróscopo de rotación horizontal montado sobre un sistema de ejes que le confieren tres grados de libertad (montaje universal), dentro de una caja hermética. Este giróscopo tiene fijada una

esfera visible, con una barra horizontal de referencia a la altura del eje de giro, por encima de la cual la esfera es de color azul (cielo) y por debajo marrón (tierra).

Este aparato está conectado al sistema de succión, necesario para producir la corriente de aire que incide sobre los alabes del rotor y hace girar este a unas 16.000 r.p.m. aproximadamente.

En el frontal de la caja, se fija un dial de presentación con un avión miniatura y una escala graduada en el semicírculo superior. Las marcas de esta escala están separadas de 10° en 10° entre 0° y 30° , con unas marcas más anchas representando 30° , 60° y 90° . En algunos indicadores, la escala graduada se encuentra en la esfera del giróscopo.

Este instrumento puede contar también con unas marcas horizontales por encima y por debajo de la barra del horizonte, como referencias de la actitud de cabeceo del avión, marcas que suelen indicar 5° , 10° , 15° y 20° de nariz arriba o abajo.

1.6.1 Forma de interpretar el ADI.

Al comportarse visualmente igual que el horizonte real, no exige al piloto esfuerzo para su interpretación; no obstante conviene tener en cuenta algunos detalles. En primer lugar, y mediante el botón giratorio de ajuste, con el avión recto y nivelado, el piloto debe alinear las alas del avión en miniatura con la barra que representa el horizonte artificial para tener una referencia inicial.

Un ajuste más fino se puede hacer teniendo en cuenta la carga y centrado de la misma en el avión. Se ha de tener en cuenta que el indicador de actitud no refleja directamente si el aeroplano está en

vuelo recto y nivelado o ascendiendo o descendiendo; lo único que hace es indicar la posición del avión con respecto al horizonte.

La escala graduada del semicírculo superior representa los grados de alabeo del avión y la lectura de la cantidad en si mismo no debe ofrecer problemas. Pero en algunos instrumentos, la escala se mueve en dirección opuesta a la cual el avión está realmente alabeando y esto puede confundir a los pilotos en cuanto a determinar hacia donde se está produciendo el alabeo.

Es utilizada para controlar el número de grados de alabeo, determinándose la dirección por la posición de las alas del avión miniatura con respecto al horizonte de referencia.

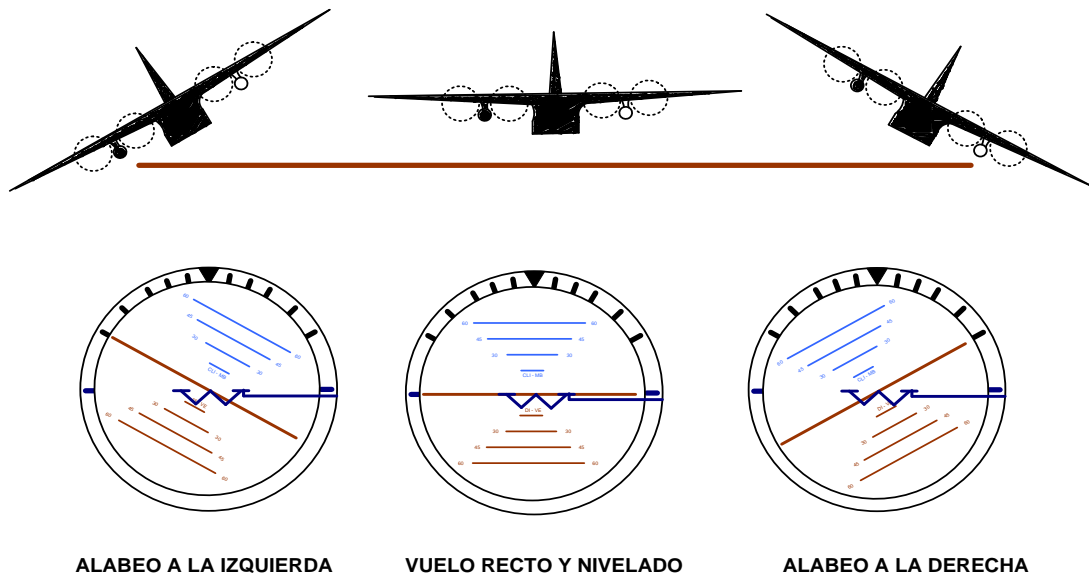


Figura 1-17 ADI

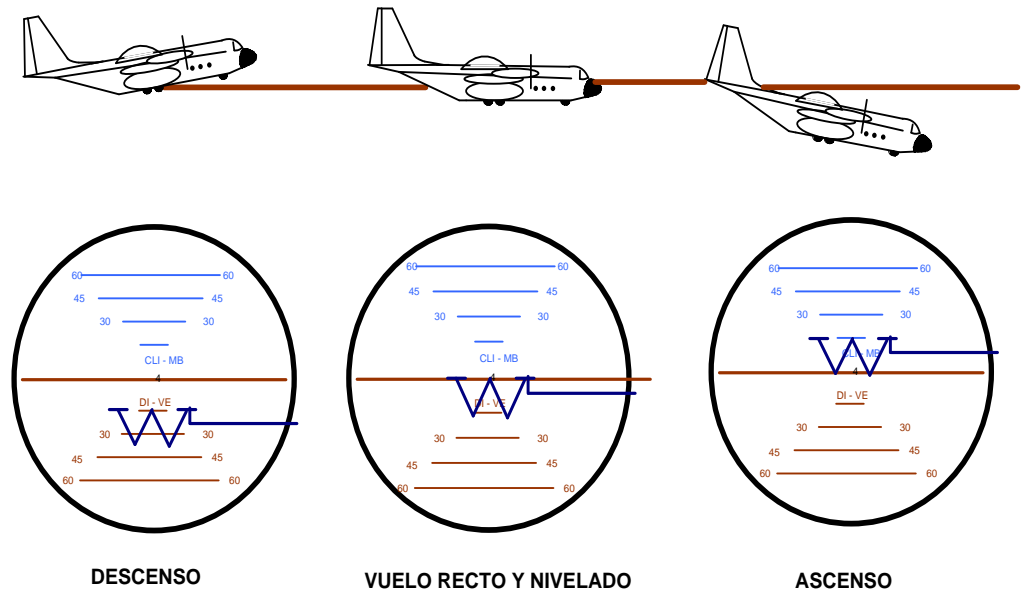


Figura 1-18 Interpretación del Horizonte Artificial.

1.7 EL VOR-VERY HIGH FREQUENCY OMNIDIRECTIONAL RANGE

1.7.1 PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO.

El VOR es un sistema de navegación de corto y medio alcance en VHF, cuyo significado es VERY HIGH FREQUENCY OMNIRANGE, o indicador de dirección de alta frecuencia por lo que las perturbaciones atmosféricas u otra clase de interferencias que afectan a la banda de LF o HF, no afectan a sus indicaciones, son de mayor exactitud y se puede compensar la deriva producida por el viento automáticamente.

Actualmente, es el sistema más empleado en todo el mundo para la navegación, basándose en una importante y cada vez más extensa red de aerovías. Constituye, por otra parte, una ayuda para las proximidades instrumentales, aunque sean de no precisión.

Los sistemas VOR constan de una instalación en tierra, emisor y antena y una instalación a bordo de la aeronave, compuesta por una antena, un receptor, un servoamplificador y un indicador.

La operación de un equipo VOR de tierra esta basada en la diferencia de fase entre dos señales que emite: una de referencia y otra variable. La fase de referencia, de 30Hz es omnidireccional, es decir, se transmite desde la estación en forma circular, permaneciendo constante en todos los sentidos. Esta señal de referencia modula en frecuencia a una onda subportadora de 9.960Hz, la cual modula a su vez en amplitud a la portadora.

La fase variable, también de 30Hz, modula en amplitud a la onda portadora y se transmite a través de una antena direccional que gira a una velocidad de 1.800rpm.

El VOR emite un numero infinito de haces que pueden verse desde la estación, como si fuera los radios de una rueda. Estos haces son conocidos como radiales y se identifican por su marcación magnética de salida de estación. Los radiales de un VOR son infinitos, pero el equipo de abordó es capaz de diferenciar 360 de ellos.

La primera, fija, llamada señal de referencia. La segunda móvil, cambiando su fase un grado por cada cambio de grado en relación al norte magnético. Esta señal es variable y permite, analizando su diferencia de fase con la referencia identificar la línea de posición llamadas radiales y se cuentan a partir del norte magnético de la estación emisora.

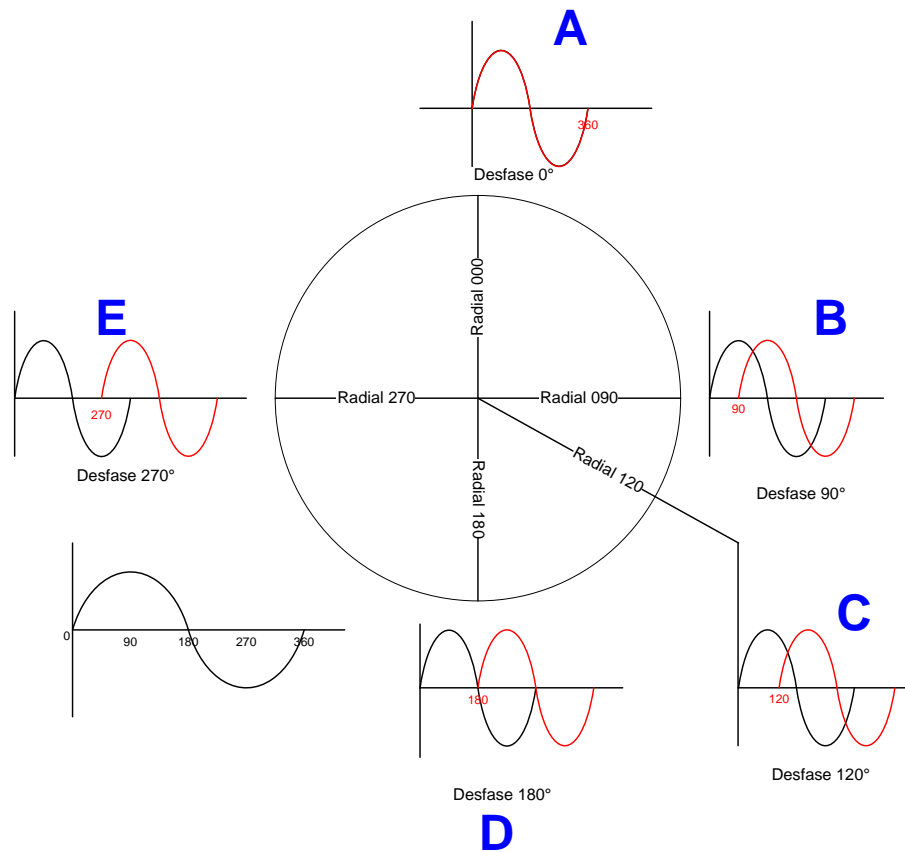


Figura 1-19 Funcionamiento del VOR

Ambas señales están en fase exactamente en la posición 000, define por tanto el radial 000 ó 360. Posición A. En la posición B, la señal variable tiene una diferencia de fase de 90° , con la referencia. Define por tanto el radial 090. En la posición C, la señal variable tiene una diferencia de fase de 120° . Define por tanto el radial 120. Y así sucesivamente los 360 radiales contados a partir del norte magnético basado en la estación emisora. Es decir en cualquier posición que no sea la del norte magnético, las señales están desfasadas un grado eléctrico por cada grado geográfico⁴.

Si ahora disponemos de un equipo capaz de interpretar esta señal, tendremos el sistema de navegación VOR listo para operar. Este equipo es el que se encuentra situado en el avión.

⁴ *Vuelo Instrumental y Navegación Aérea* Alejandro Rosario Saavedra Pág. 43 – 44 - 45

1.7.2 ESTACIÓN EN TIERRA DEL VOR.

En primer lugar una estación VOR es perfectamente identificable desde el aire, como un pequeño edificio de forma circular o hexagonal normalmente aislado de construcciones cercanas.



Figura 1-20 Instalación en tierra

Este edificio esta coronado por una especie de torreta de fiberglas en la que están situadas las antenas de radiación. Consta de un sistema de auto vigilancia y cuando surge cualquier anomalía desactiva la emisión, conectando a su vez un transmisor auxiliar y excitando una alarma que indica un fallo en el sistema a los servicios de mantenimiento de modo que se produzcan las menores molestias a los aviones que están trabajando con sus señales.

1.7.3 TIPOS DE VOR

La potencia normal de emisión es de 200W y su alcance depende de la altura del avión. Sin embargo se instalan estaciones VOR de aproximadamente 50W de salida. Los primeros se llaman estaciones VOR de navegación y los segundos se llaman T-VOR o de Terminal. El

primero está pensado para navegar a lo largo de rutas aéreas. El segundo para facilitar la maniobra de entrada en un área Terminal.

Los VOR de navegación trabajan en la banda de 112.0 a 118.9MHz y los T-VOR en las frecuencias pares comprendidas entre 108.0 y 112.0 (108.2, 108.4).

1.7.4 EQUIPOS DE ABORDO.

El equipo proporciona gran información, tiene un idioma electrónico y el piloto debe saber exactamente lo que le está diciendo en cada momento. Cuatro son los componentes del equipo de a bordo del sistema VOR. Estos son:

- Antena
- Receptor
- Servoamplificador
- Indicador

1.7.4.1 Antena

Cabe destacar su forma en "V", su ubicación es siempre en el estabilizador vertical de cola o en la parte superior del fuselaje. Su misión consiste en recibir las líneas de flujo electromagnético emitidas por la estación de tierra y transmitir las al receptor.

1.7.4.2 Receptor

La función del receptor consiste en interpretar o medir, con ayuda de los indicadores, la diferencia de fase entre las dos señales, la e referencia y la variable, emitidas por el equipo de tierra

1.7.4.3 Servoamplificador

La energía electromagnética llega desde el emisor de tierra hasta la antena de a bordo. Desde allí es enviada al receptor, donde es convertida en impulsos eléctricos. Estos impulsos no bastaran para producir las deflexiones necesarias en indicador de VOR, por lo que se tienen que ser tratados por un servoamplificador. Una vez amplificados los impulsos ya pueden Ser Transmitidos Al Indicador.

1.7.4.4 Indicador

La función única de indicador del VOR, es mostrar al piloto su situación con respecto a la estación de tierra en cualquier momento. La información es clara y precisa y da, constantemente indicaciones de mando, o de que debe hacer el piloto, para mantener a la aeronave sobre una ruta determinada. Consta de un OMNI BEARING SELECTOR (OBS) Selector de radiales, una carta de radiales que consiste sencillamente en una rosa de rumbos dividida en 360 divisiones con mediciones de cada 5° y 10° y el índice sobre el cual se representa el radial seleccionado o sea 360° (N).

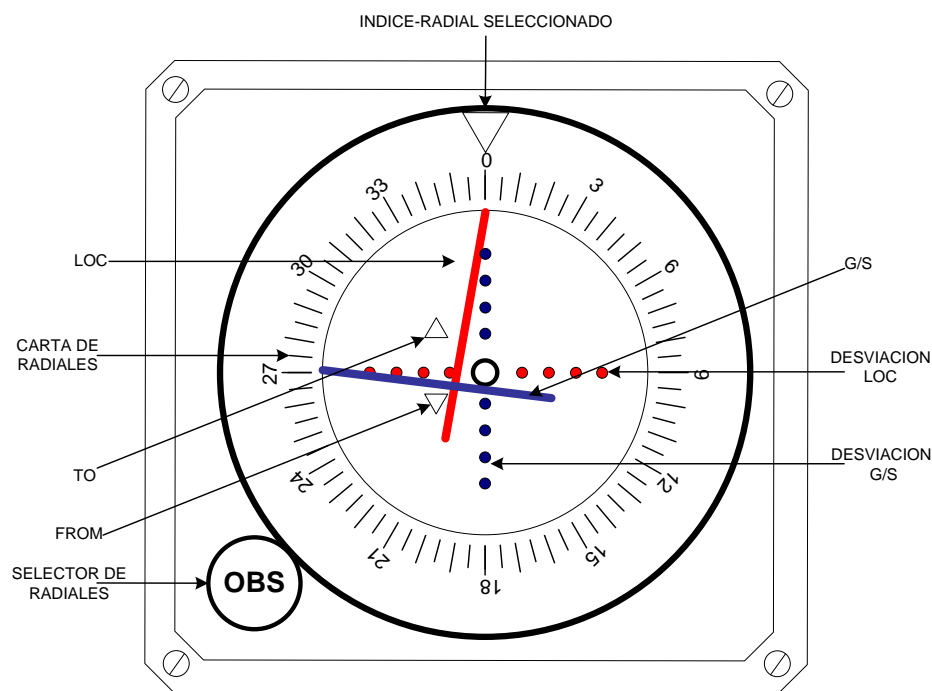


Figura 1-21 OBI

Los demás indicadores pertenecen al sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS) el mismo que constituye de varias instalaciones radioeléctricas, que permiten realizar una maniobra de aproximación instrumental. Aún cuando el nombre es sistema de aterrizaje, la verdad es que está autorizado solamente para realizar aproximaciones instrumentales. El aterrizaje deberá hacerse con referencias visuales y manualmente por el piloto.

El sistema requiere una instalación de tierra compleja, formada por los siguientes componentes⁵:

- Localizador
- Senda de planeo
- Balizas
- Radiofaros

⁵ *Vuelo Instrumental y Navegación Aérea* Alejandro Rosario Saavedra Pág. 47– 48 – 49

- Luces de aproximación
- Luces de aproximación suplementarias

Para lo cual serán objeto de estudio los dos primeros, por cuanto el localizador y la senda de planeo se encuentran en el indicador del VOR.

1.7.4.4.1 Localizador (CDI).

Su misión es proporcionar una señal en dirección hacia el eje de la pista del aeropuerto en que está instalado. El equipo proporciona un haz frontal alineado con el eje de la pista el mismo que deberá pasar exactamente por las balizas exterior y media. El haz posterior o "Back Course" se emite en sentido contrario, pero alineado también con la pista; es decir el hecho de que el emisor del localizador produzca una señal posterior, no significa que ésta pueda ser utilizada como referencia primaria.

La banda de frecuencia de trabajo del localizador está comprendida entre los 108,0 y 112,0MHz, en las frecuencias decimales impares (109,9....110, 3).

La barra vertical, cuando el indicador funciona con una estación ILS, recibe señales del localizador con relación al receptor del avión. La posición de la barra vertical indica MANDO, es decir manda al piloto lo que debe hacer para integrarse en la línea central del localizador. En la posición 1 le MANDA aumentar el rumbo (ir a la derecha = ir a la barra); en la posición 2, le MANDA disminuir el rumbo (ir a la izquierda = ir a la barra). Esta indicación es válida cuando el

avión está volando en el localizador con rumbo de aproximación o en el haz posterior alejándose de la pista.

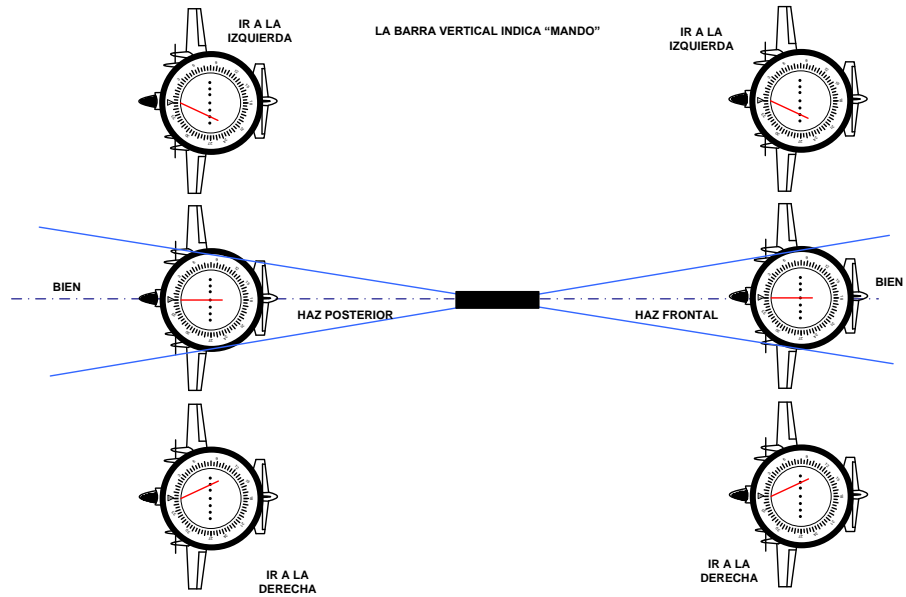


Figura 1-22 El localizador CDI

Sin embargo cuando el avión se encuentra con un rumbo de acercamiento por el haz posterior, o de alejamiento por el haz principal, las indicaciones de la barra vertical indican POSICIÓN y para centrar el avión en la línea central se deberá virar en sentido contrario hacia donde indica la barra vertical.

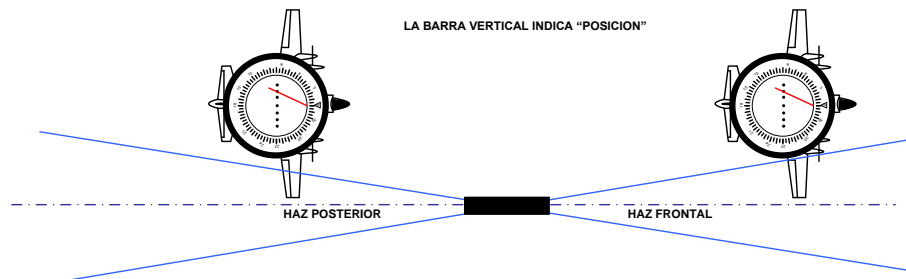


Figura 1-23 El CDI "Haz posterior"

La cantidad de desviación sobre el radial seleccionado a máxima deflexión indica 10° de desplazamiento, por ello como existen cuatro divisiones cada uno indica 2.5° . Cuando un avión está separado más de 10° del radial seleccionado, el CDI (Course Deviation Indicator) se desplazará completamente a la derecha o la izquierda y permanece en ésta posición.

Cuando se selecciona una estación ILS, con localizador, queda anulada instantáneamente la función que desempeñaba el selector de radiales en el instrumento cuando trabaja con señales VOR.

1.7.4.4.2 La Senda de Planeo (G/S).

Para que el avión tenga una referencia en profundidad, se emite la senda de planeo o senda de descenso, la cual consiste en una señal radioeléctrica inclinada de modo que el avión pueda seguir descendiendo por ella hasta un punto muy próximo a la pista de aterrizaje.

Senda de planeo o senda de descenso (barra horizontal), es muy sensible al desplazamiento en profundidad del avión dentro de la senda. La senda de planeo es mucho más estrecha que el localizador, solamente 1.4° desde las posiciones completamente arriba o completamente abajo, la cantidad de desviación de la senda de planeo máxima es de 0.7° de desplazamiento horizontal.

El emisor de la senda de planeo transmite en UHF, en 20 canales disponibles en la banda de frecuencia prevista para sendas de planeo, pues bien siempre que se sintonice la

frecuencia de un localizador, automáticamente queda seleccionada la frecuencia de la senda de planeo emparejada con esas frecuencias; con ello se tiene dos ventajas.

- Disminuye el trabajo de piloto en la cabina, haciendo la selección de frecuencias más sencilla.
- Evita el seleccionar una frecuencia de G/P que no corresponde al localizador seleccionado.

Tabla 1-1 Canales del 1 al 20, frecuencias emparejadas.

CANA L N°	LOC(MHz)	G/S(MHz)	CANAL N°	LOC(MHz)	G/S(M Hz)
1	110.3	335.0	11	108.1	334.7
2	110.9	333.8	12	108.3	334.1
3	110.5	332.6	13	108.5	329.9
4	110.1	334.4	14	108.7	330.5
5	110.7	333.2	15	108.9	329.3
6	109.3	332.0	16	111.1	331.7
7	109.1	331.4	17	111.3	332.3
8	109.9	330.8	18	111.5	332.9
9	109.7	330.2	19	111.7	333.5
10	109.5	329.6	20	111.9	331.1

Las indicaciones de la sonda de planeo son proporcionadas por la barra horizontal, con su desplazamiento arriba y abajo.

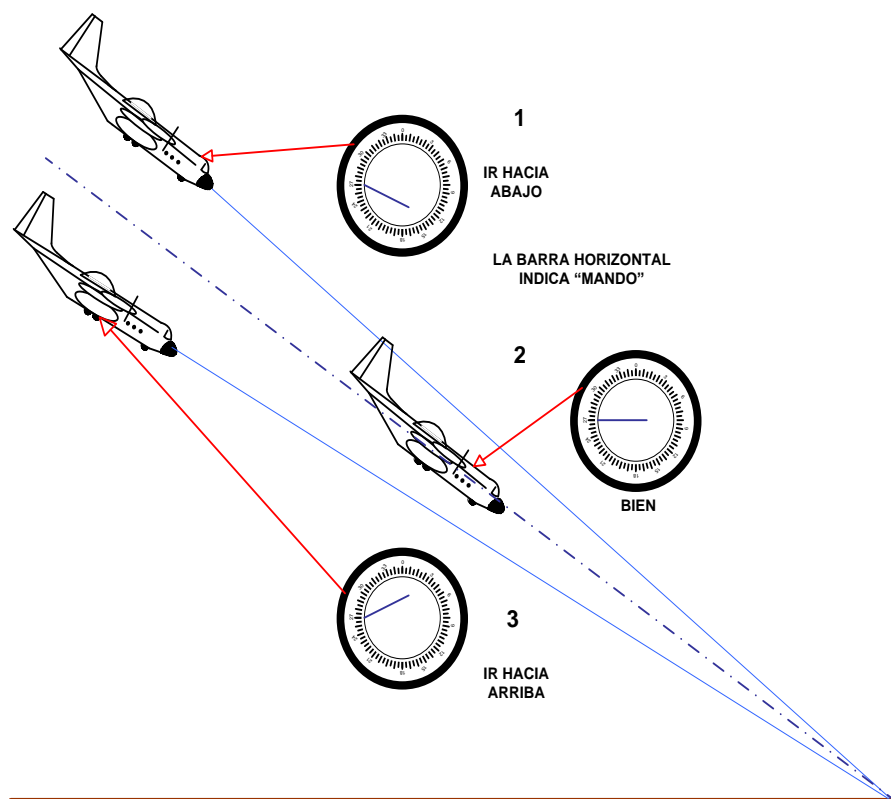


Figura 1-24 Senda de Planeo

La barra siempre indica la posición de la sonda de planeo, es decir si está desplazada arriba la sonda estará arriba y si está desplazada abajo, la sonda está abajo. La barra horizontal siempre indica MANDO. El avión tiene que ir hacia la barra. En la posición 1, barra abajo, el avión debe bajar. En la posición 2, el avión está correctamente. En la posición 3, el avión debe subir, barra arriba.

1.7.4.4.3 Hacia/Desde (To/From ó ▲/▼).

La ventanilla TO/FROM sirve para indicar si el avión esta situado en el mismo semiplano que el radial seleccionado o

en el opuesto (prolongación) con relación a la línea perpendicular. Esto quiere decir si el avión esta volando hacia o desde la estación emisora del VOR instalado en tierra.

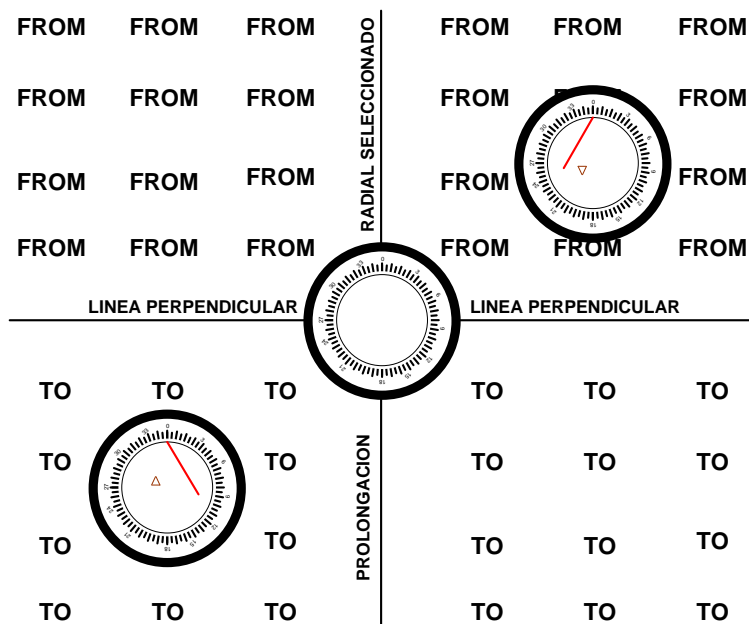


Figura 1-25 TO /FROM

La indicación TO/FROM permite por tanto definir dos semiplano. Sin embargo, en cada uno de ellos hay dos cuadrantes y para definir esto se utiliza el CDI, que no es otra cosa que el mismo indicador del localizador utilizado ahora en navegación aérea. La posición del CDI nos indica la situación del radial seleccionado o su prolongación con relación al receptor VOR⁶.

Así, un desplazamiento a la izquierda significa que el radial seleccionado o su prolongación esta a la izquierda del receptor. El CDI centrado nos indica que el receptor está

⁶ www.navegacion_aerea.com

exactamente situado sobre el radial seleccionado o su prolongación.

1.7.5 DETERMINACIÓN DE LA POSICIÓN

Una de las funciones que nos permite el VOR es la de encontrar nuestra posición con relativa facilidad deberemos conocer la posición exacta de la estación, es aquí donde empiezan a tener sentido las cartas de navegación aérea.

El primer paso es empezar ubicándonos respecto de la estación VOR, para esto primero debemos conocer el radial en la que se vuela, esto lo conseguimos girando el OBS hasta que el CDI quede centrado y observando su indicación, siempre teniendo cuidado de no poner una indicación inversa (Back Course).

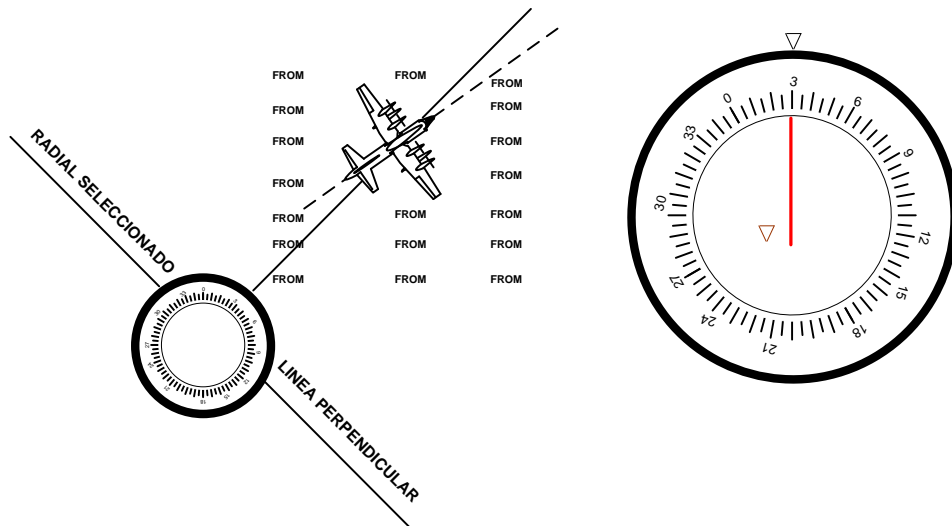


Figura 1-26 Determinación de la posición⁷

⁷ Vuelo Instrumental y Navegación Aérea Alejandro Rosario Saavedra Pág. 153

Una vez conocida el radial vemos la indicación TO-FROM para saber si volamos hacia o desde sabiendo así en forma relativa, aunque poco exacta, nuestra posición. Luego hay que mirar el rumbo del avión, e imaginarlo mentalmente situado sobre el radial seleccionado.

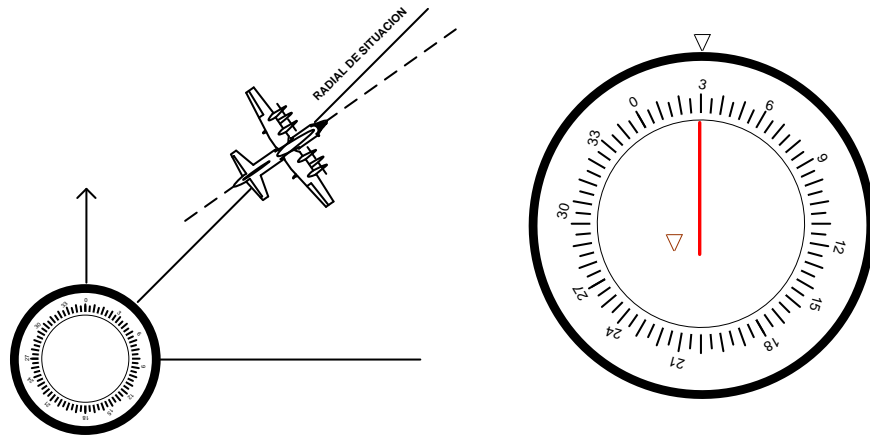


Figura 1-27 Viraje del avión

Virar el avión a un rumbo igual al indicado por el radial seleccionado.

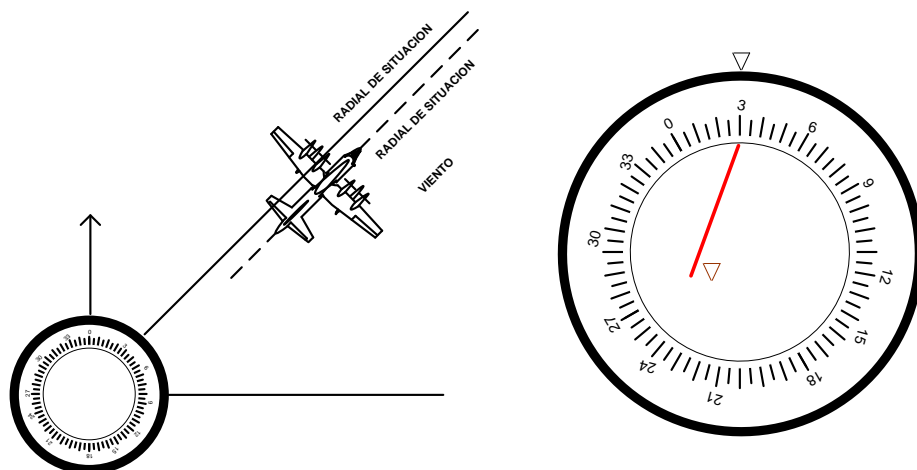


Figura 1-28 Rumbo del Avión

Al hacer esta maniobra, el avión se habrá salido del radial de situación. Virar a un rumbo menor en 10° si el CDI ha quedado a la izquierda o a un rumbo mayor si ha quedado a la derecha, para proceder a una maniobra de interceptación y mantener este rumbo hasta que el CDI se centre de nuevo. Con el CDI centrado, virar el avión para situarlo de nuevo con el rumbo, coincidiendo con el radial.

En ausencia de viento; el avión se mantendrá en el radial deseado alejándose de la estación. En el caso de que el viento desplazará al avión del radial seleccionado hay que determinar una corrección de deriva hacia el lado en que se desplaza el CDI.

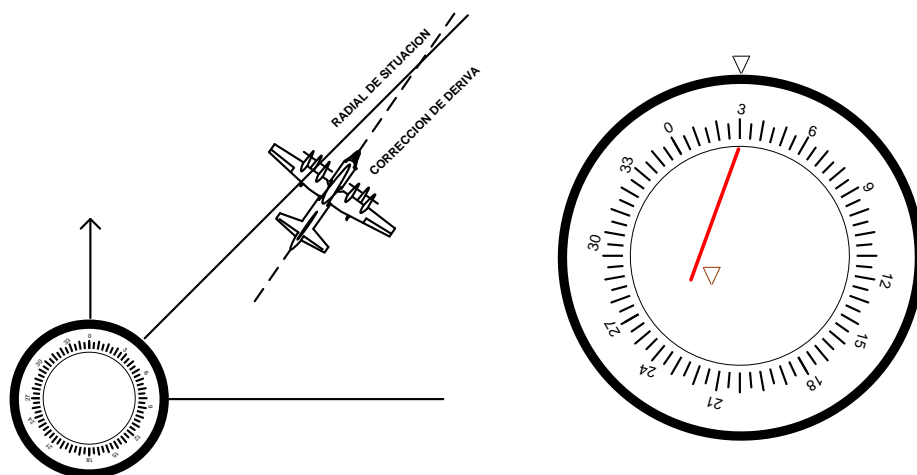


Figura 1-29 Corrección del rumbo del avión

Cuando se vuela por curso inverso, el instrumento tendrá sus indicaciones invertidas, es decir que si el indicador TO-FROM señala que volamos hacia el VOR en realidad estamos volando desde la estación y viceversa.

Para tener una idea mas clara digamos que seria en caso de rumbo directo, la posición centrada es el radial en la que se vuela y el CDI señala donde esta el radial deseado, mientras que por curso inverso el

radial buscado se encuentra señalado en la posición centrada mientras que el CDI señalaría el radial en la que se esta volando en ese momento.

CAPITULO II

ELEMENTOS ELECTRÓNICOS PARA EL PROYECTO.

2.1 MICROCONTROLADORES MICROCHIP 16F877A

2.1.1 IMPORTANCIA

Con la aparición de los microprocesadores, se varió el esquema de diseño de tal forma que un problema era descompuesto en una serie de tareas mas simples, el microprocesador ejecutaba una serie de pasos o instrucciones para llevar a efecto cada una de las tareas, en ocasiones no era necesario volver a armar un circuito para solucionar otro problema sino que se cambiaba las instrucciones (programa) para obtener otra aplicación; es decir el microprocesador es un cerebro el cual posee memoria para programa y datos, periféricos de entrada / salida, conversores de AD y DA, módulos especializados en la transmisión y recepción de datos.

2.1.2 GENERALIDADES DEL MICROCHIP 16F877A

Casi todos los fabricantes de microprocesadores lo son también de microcontroladores, en el mercado existen una serie de marcas bastante conocidas y reconocidas como es el caso de Microchip,

Motorola, Hitachi, etc. Se selecciono un Microchip y en particular la serie 16F87X, motivos para usar este dispositivo sobran, el principal de ellos es la abundante información y herramientas de diseño existente en el mercado (tanto local como internacional). También salta a la vista el hecho que es sencillo en el manejo y contiene un buen promedio elevado en los parámetros (velocidad, consumo, tamaño, alimentación).Las principales características con que cuenta el 16F87X son:

- Procesador de arquitectura RISC avanzada
- Juego de 35 instrucciones con 14 bits de longitud. Todas ellas se ejecutan en un ciclo de instrucción menos las de salto que tardan 2.
- Frecuencia de 20 Mhz
- Hasta 8K palabras de 14 bits para la memoria de código, tipo flash.
- Hasta 368 bytes de memoria de datos RAM
- Hasta 256 bytes de memoria de datos EEPROM
- Hasta 14 fuentes de interrupción internas y externas
- Pila con 8 niveles
- Modos de direccionamiento directo, indirecto y relativo
- Perro guardián (WDT)
- Código de protección programable
- Modo Sleep de bajo consumo
- Programación serie en circuito con 2 patitas
- Voltaje de alimentación comprendido entre 2 y 5.5 voltios
- Bajo consumo (menos de 2 mA a 5 V y 5 Mhz)

El siguiente diagrama da cuenta de los pines del PIC 16F877A

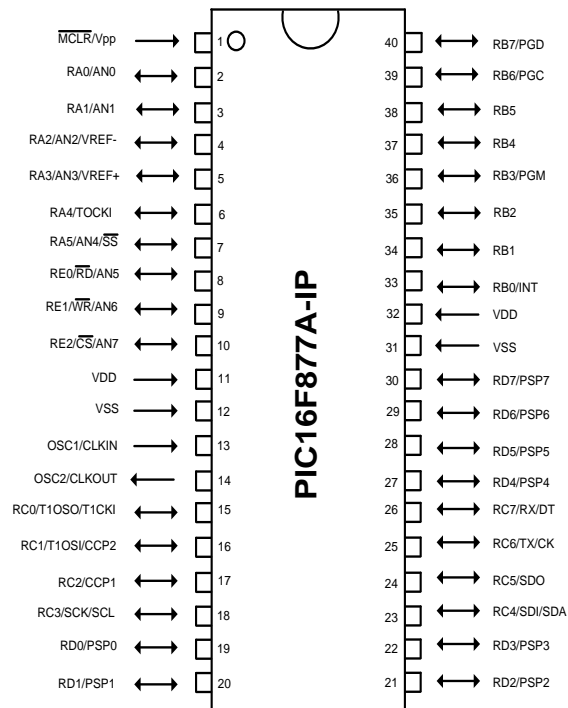


Figura 2-1 Microcontrolador PIC 16F877A

2.1.3 ARQUITECTURA INTERNA DEL MICROCONTROLADOR 16F877A

El microcontrolador posee varios elementos en forma interna: el procesador, memoria de programa, memoria de datos, periféricos, contadores.

El diagrama de bloques del PIC16F87X. Identifica la memoria del Programa en la parte superior izquierda con 8K posiciones por 14 bits, también esta presenta la memoria de datos (RAM) de 368 posiciones por 8 bits. La memoria EEPROM 256 posiciones x 8 bits. El procesador propiamente dicho esta formado por la ALU (unidad aritmética lógica) el registro de trabajo W. Los periféricos

I/O Port A, B, C, D, E el TMR0 (temporizador contador de eventos), TMR1 y TMR2 entre otros módulos. También cuenta con un registro de instrucción que se carga cada vez que la ALU solicita una nueva instrucción a procesar.

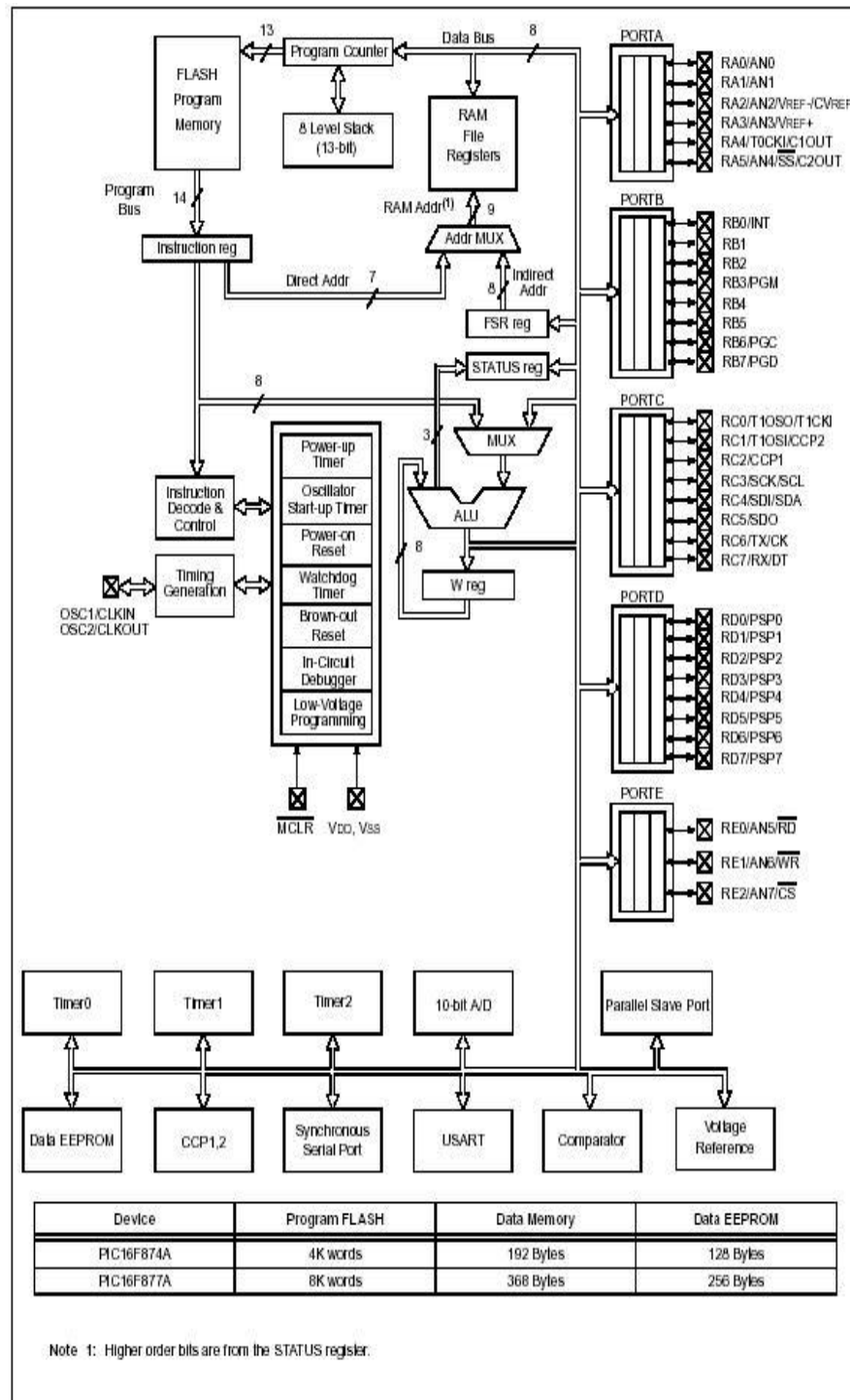


Figura 2-2 Composición Interna del PIC⁸

⁸ Datasheet PIC16FXX

En la parte intermedia se encuentra algunos bloques como son el Status Reg. que es el registro de estado encargado de anotar el estado actual del sistema, cada vez que se ejecuta una instrucción se llevan a cabo cambios dentro del microcontrolador como desborde, acarreo, etc. Cada uno de esos eventos esta asociado a un bit de este registro.

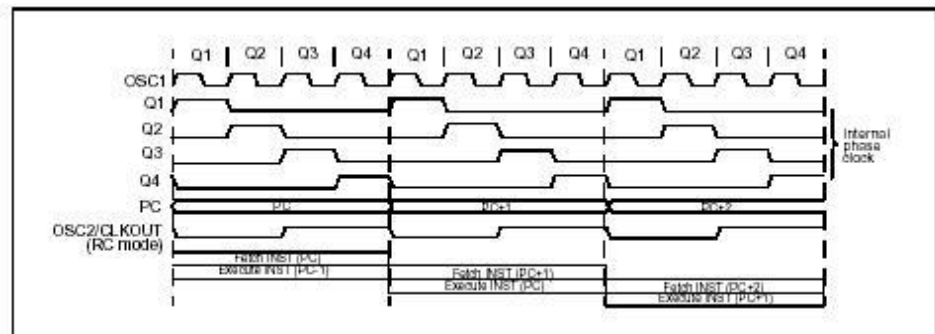
Existe un registro de vital importancia que se llama el Program Counter o contador de programa este registro indica la dirección de la instrucción a ejecutar. El registro en cuestión no es necesariamente secuencial, esto es no se incrementa necesariamente de uno en uno ya que puede darse el caso en el que salte dependiendo si hay una instrucción de bifurcación de por medio o puede haber alguna instrucción de llamada a función y/o procedimiento.

También se observa el bloque de la pila, la función de la pila es ser un buffer temporal en el que se guarda el contador de programa cada vez que se suscita una llamada a un procedimiento y/o función (incluyendo interrupciones). Por tanto el nivel de anidamiento es de hasta 8 llamadas. También esta presente el FSR reg. Que es el registro que cumple una función similar a la del contador de programa direccionando en este caso la RAM, el FSR es un puntero a una dirección de la RAM. La aparición de multiplexores se debe a que los datos pueden tener diferentes fuentes. Mas adelante explicamos este punto.

Cuando se prende el microcontrolador asume un valor por defecto, el contador de programa asume la posición cero por tanto el microcontrolador toma la instrucción que se encuentra en esa posición en la memoria de programa y la ejecuta. Al momento de ejecutarla procede a informar si se ha llevado a cabo alguna

operación en particular registrándola en el registro de estado (STATUS). Si la instrucción es de salto o bifurcación evaluará las condiciones para saber si continua o no con la siguiente instrucción, en caso que no sea así saltará a otra posición de memoria. En caso de que el programa haga un llamado a una función guardará en la pila el valor del contador de programa ejecutará la rutina y al momento que termina restituirá el valor correspondiente para seguir con la siguiente instrucción.

2.1.4 CICLO DE INSTRUCCIÓN



EXAMPLE 3-1: INSTRUCTION PIPELINE FLOW

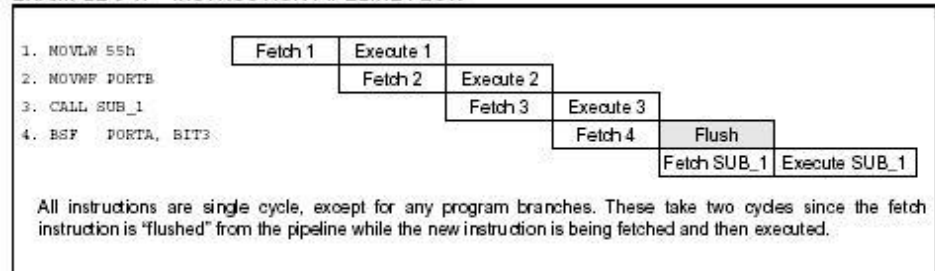


Figura 2-3Ciclo de Instrucción

El oscilador o cristal genera pulsos, cada uno de los cuales se les llama cuadratura Q1, Q2, Q3 y Q4. Toda instrucción tiene asociada dos procesos uno de búsqueda y otro de ejecución, cada uno de ellos ocupa un ciclo de instrucción. La primera tarea que se lleva a cabo es la búsqueda, internamente el contador de programa se incrementa en Q1. La búsqueda de la siguiente instrucción se lleva

a cabo en Q4. La instrucción es ejecutada en el siguiente ciclo de instrucción como lo muestra el diagrama.

También se debe notar que los procedimientos de búsqueda y ejecución de una misma instrucción son secuenciales mas son paralelos para diferentes instrucciones, es decir que mientras se ejecuta una instrucción la ALU ya esta buscando la siguiente por tanto se asume que el tiempo de ejecución de una instrucción es un ciclo de instrucción salvo que sea una instrucción de salto o bifurcación en cuyo caso el tiempo es de dos ciclos de instrucción dado que el procesador no sabe hacia donde va a saltar lo normal es introducir un ciclo muerto a fin que evalúe la condición necesaria y recién proceda a saltar.

2.1.5 ORGANIZACIÓN DE LA MEMORIA

La memoria se divide en memoria de datos y programa. La de datos a su vez se divide en:

SFR (Special Function Register) Registros de propósito especial, son registros que ayudan a configurar el hardware interno así como sirven para escribir o leer valores de los diferentes componente que constituyen el microcontrolador. Por ejemplo el registro "trisa" que nos permite configurar el modo de trabajo de las líneas del puerto A.

GFR (General Function register) Registros de propósito general, son posiciones de memoria que se usan para almacenar valores que emplean los programas.

Debe señalarse también que la memoria de datos se divide en cuatro bancos (esto para el caso específico del 16F87X). Las posiciones bajas siempre están reservadas para los SFR en tanto que las altas para los GFR.

También se dispone de una memoria EEPROM, con 256 posiciones, para acceder a la memoria no se puede leer o escribir directamente es decir colocar la dirección y obtener el valor. Para trabajarla se apoya en registros adicionales.

El contador de programa tiene 13 bits con los cuales se pueden diseccionar 8K posiciones. Cuando se levanta el microcontrolador el contador de programa siempre apunta a una dirección conocida como el VECTOR DE RESET, la dirección es la posición de memoria 0000h. También existe otro vector llamado de VECTOR DE INTERRUPCIONES que ocupa la posición 0004h. Cuando se lleva a cabo una petición de interrupción el contador de programa va automáticamente a esa posición en busca de las instrucciones que atiendan la petición de interrupción. Como se ha mencionado la pila trabaja con el contador de programa cada vez que hay una instrucción de llamada a procedimiento o función (call) el contador de programa se almacena allí y va en busca de la rutina, cuando acaba la rutina (con la ejecución de una instrucción return retfie o retlw) se restituye el valor del contador de programa, la capacidad de la pila es de 8 posiciones en caso tengamos un desborde (ej 9 llamadas anidadas) la pila se dice que se desborda y vuelve a 0. Por tanto la pila también cuenta con un contador que indica cual es la siguiente dirección vacía⁹.

⁹ *Dataste PIC16FXX*

File Address		File Address		File Address		File Address							
Indirect addr. ^(*)	00h	Indirect addr. ^(*)	80h	Indirect addr. ^(*)	100h	Indirect addr. ^(*)	180h						
TMR0	01h	OPTION_REG	81h	TMR0	101h	OPTION_REG	181h						
PCL	02h	PCL	82h	PCL	102h	PCL	182h						
STATUS	03h	STATUS	83h	STATUS	103h	STATUS	183h						
FSR	04h	FSR	84h	FSR	104h	FSR	184h						
PORTA	05h	TRISA	85h		105h		185h						
PORTB	06h	TRISB	86h	PORTB	106h	TRISB	186h						
PORTC	07h	TRISC	87h		107h		187h						
PORTD ⁽¹⁾	08h	TRISD ⁽¹⁾	88h		108h		188h						
PORTE ⁽¹⁾	09h	TRISE ⁽¹⁾	89h		109h		189h						
PCLATH	0Ah	PCLATH	8Ah	PCLATH	10Ah	PCLATH	18Ah						
INTCON	0Bh	INTCON	8Bh	INTCON	10Bh	INTCON	18Bh						
PIR1	0Ch	PIE1	8Ch	EEDATA	10Ch	EECON1	18Ch						
PIR2	0Dh	PIE2	8Dh	EEADR	10Dh	EECON2	18Dh						
TMR1L	0Eh	PCON	8Eh	EEDATH	10Eh	Reserved ⁽²⁾	18Eh						
TMR1H	0Fh		8Fh	EEADRH	10Fh	Reserved ⁽²⁾	18Fh						
T1CON	10h		90h		110h		190h						
TMR2	11h	SSPCON2	91h	General Purpose Register 16 Bytes	111h	General Purpose Register 16 Bytes	191h						
T2CON	12h	PR2	92h		112h		192h						
SSPBUF	13h	SSPAD	93h		113h		193h						
SSPCON	14h	SSPSTAT	94h		114h		194h						
CCPR1L	15h		95h		115h		195h						
CCPR1H	16h		96h		116h		196h						
CCP1CON	17h		97h		117h		197h						
RCSTA	18h	TXSTA	98h		118h		198h						
TXREG	19h	SPBRG	99h		119h		199h						
RCREG	1Ah		9Ah		11Ah		19Ah						
CCPR2L	1Bh		9Bh		11Bh		19Bh						
CCPR2H	1Ch	CMCON	9Ch		11Ch		19Ch						
CCP2CON	1Dh	CVRCON	9Dh		11Dh		19Dh						
ADRESH	1Eh	ADRESL	9Eh		11Eh		19Eh						
ADCON0	1Fh	ADCON1	9Fh		11Fh		19Fh						
	20h		A0h				120h		1A0h				
General Purpose Register 96 Bytes	7Fh	General Purpose Register 80 Bytes	EFh	General Purpose Register 80 Bytes	16Fh	General Purpose Register 80 Bytes	1EFh						
								accesses 70h-7Fh	F0h	accesses 70h-7Fh	170h	accesses 70h-7Fh	1F0h
									FFh		17Fh		1FFh
Bank 0		Bank 1		Bank 2		Bank 3							

Unimplemented data memory locations, read as '0'.
 * Not a physical register.

Note 1: These registers are not implemented on the PIC16F876A.
Note 2: These registers are reserved, maintain these registers clear.

Figura 2-4 Organización De la Memoria.

2.2 HERRAMIENTAS DE SIMULACIÓN DEL SOFTWARE DEL PIC16F877A

Para programar es necesario contar con herramientas en hardware y software, en el mercado existen muchas herramientas que van de ensambladores a simuladores, emuladores o debugger físicos.

2.2.1 MPLAB

El MPLAB es un entorno de desarrollo es decir es un recipiente que incluye varias herramientas:

Contiene un editor de textos que no permite ingresar el programa expresado en códigos neumónico (o simplemente llamado ensamblador), normalmente este se guarda en una archivo con extensión ASM.

2.2.2 ICD

El ICD (In circuit debugger) es una herramienta que tiene componentes en hardware y en software. El software viene incluido en el MPLAB es de fácil uso y configuración. ICD es una característica incluida en algunos microcontroladores de Microchip. Se habilita mediante un bit al momento de grabar el microcontrolador de tal forma que el microcontrolador ejecuta el programa hasta una determinada instrucción, en ese momento el microcontrolador se detiene y procese a transmitir vía puerta serial todos los datos que tiene en los bancos de memoria (SFR y los GFR). De esta forma se puede ver en la pantalla del ordenador lo que pasa internamente en el microcontrolador cuando se ejecuta un

programa. El hardware es otro componente del ICD consiste en una serie de circuitos que ejecutan la grabación (transistores que trabajan como interruptores en corte y saturación), así como un microcontrolador (PIC16F876) que recibe los datos y los transmite a la computadora. Finalmente el ICD se conecta a una tarjeta básica pero efectiva llamada DEMOBOARD. El ICD es una herramienta potente en el sentido que permite corregir rápidamente los errores lógicos que siempre se presentan en la programación.

2.2.3 GRABADORES

Los grabadores de microcontroladores, toman como entrada un archivo HEX para grabarlo en un microcontrolador. Generalmente los grabadores son herramientas que trabaja con un circuito conectado al puerto paralelo, la idea es tomar el contenido del archivo HEX y depositarlo en la memoria de programa del PIC. Uno de los mas populares es el NOPPP, en Internet esta disponible el programa ejecutable, el programa fuente y el circuito. Es un excelente punto de partida para entender como se lleva a cabo el proceso de grabación de un PIC¹⁰.

Las herramientas descritas anteriormente trabajan íntimamente, si se grafica la forma como se relacionan se podría expresar la idea a través del siguiente diagrama:

¹⁰ www.microchip.com

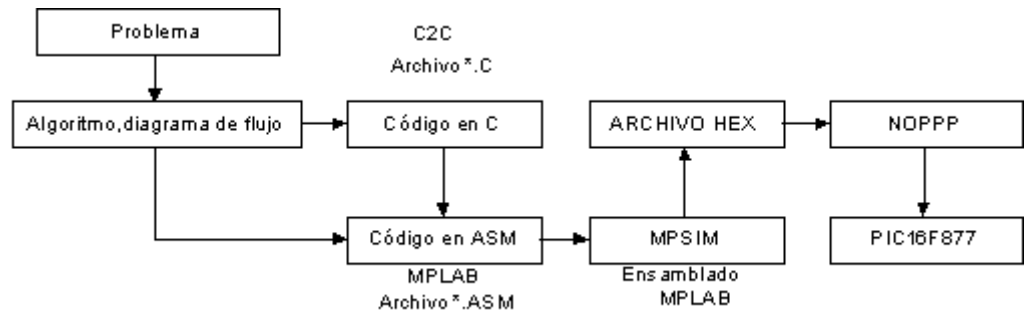


Figura 2-5 Diagrama de herramientas

Una vez identificado el problema planteamos la solución a través de un algoritmo de allí en un diagrama de flujo, el diagrama de flujo se puede codificar en cualquier lenguaje de programación de allí que se presento dos caminos, en ensamblador o en C, al elegir el C es necesario compilar el código para obtener el equivalente en ASM. Una vez en ASM se procede a ensamblar y simular. Si todo esta sin problemas se graba el programa. El MPLAB genera un archivo HEX que puede ser leído por el NOPPP o el ICD que es el que a su vez graba el programa dentro del microcontrolador. Con el ICD se verifica el correcto funcionamiento del programa si se encuentra algún problema se debe depurar el error.

2.3 MOTOR PASO A PASO (PAP).

Los motores paso a paso o PAP (Stepper Motor) son muy utilizados en los dispositivos controlados por sistemas digitales. Por ejemplo los mecanismos que arrastran papel de una impresora, los que mueven el brazo de un robot o los que hacen girar las disqueteras de un ordenador dependen de motores PAP para su funcionamiento. Se observa que en estas situaciones se requiere un control preciso de la trayectoria a seguir por el eje del motor

Los motores PAP proporcionan una considerable ventaja sobre los motores de corriente continua o DC. El eje de un motor PAP gira a intervalos regulares en lugar de hacerlo continuamente, como ocurre con los motores de continua. Bajo el control de un microcontrolador, los motores PAP pueden ser usados para posicionamientos precisos dentro de una amplia gama de aplicaciones, incluyendo robótica, automatización y control de posicionamiento. La velocidad de un motor de DC viene expresada en revoluciones por minuto (rpm) y es función de la tensión aplicada, corriente por el motor y carga mecánica del mismo. Un posicionamiento preciso de un motor DC no es posible por métodos sencillos.

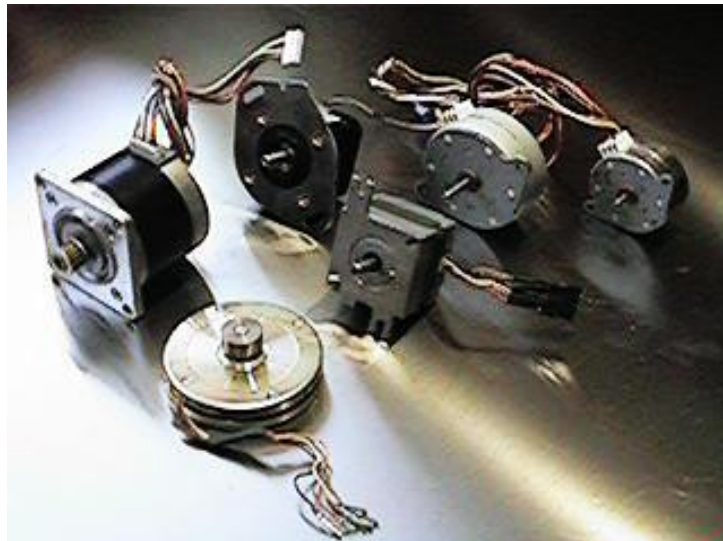


Figura 2-6 Motor paso a paso

Un motor PAP gira en función de una secuencia de pulsos aplicados a sus devanados. El eje del motor gira un determinado ángulo por cada impulso de entrada. Cada pulso provoca la rotación del rotor del motor en un incremento de ángulo preciso, denominado paso, de ahí el nombre de motor 'paso a paso'. El resultado de este movimiento, fijo y repetible es un posicionamiento preciso y fiable. Los incrementos de pasos de la rotación del rotor se traducen en un alto grado de control de posicionamiento

Los incrementos de rotación o pasos se miden en grados y es el parámetro fundamental de un motor PAP. También se puede expresar en números de pasos por revolución de 360° . Un motor paso a paso puede girar un número exacto de grados en ambos sentidos.

Los motores PAP se comercializan dentro de una gran variedad de grados de rotación por paso, desde $0,72^\circ$ a $22,5^\circ$ correspondientes a 500 y 16 pasos por revolución, respectivamente (efectivamente, $360^\circ/0,72^\circ = 500$ y $360^\circ/22,5^\circ = 16$). El motor PAP más comercializado es el de $7,5^\circ$ por paso o 48 pasos por revolución.

El principal problema que presentan los motores PAP es su limitada potencia. Sin embargo, este problema está siendo resuelto por los nuevos diseños, con los que se ha logrado potencias superiores a 1 CV.

2.3.1 PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO

Una forma de paliar el inconveniente que supone la necesidad de dos polaridades de la corriente para generar la secuencia del motor, si este dispone de una toma media entre las bobinas, es realizar el montaje que se representa en la figura 2-7. Se obtiene un motor PAP unipolar de cuatro fases (o bobinas), donde la corriente circula por las bobinas en un único sentido.

En los motores PAP unipolares todas las bobinas del estator están conectadas en serie formando cuatro grupos. Estos a su vez, se conectan dos a dos, también en serie, y se montan sobre dos estatores diferentes, tal y como se aprecia en la Figura 2-7. Según puede apreciarse en dicha figura, del motor paso a paso salen dos grupos de tres cables, uno de los cuales es común a dos bobinados. Los seis terminales que parten del motor, deben ser

conectados al circuito de control, el cual, se comporta como cuatro conmutadores electrónicos que, al ser activados o desactivados, producen la alimentación de los cuatro grupos de bobinas con que está formado el estator. Si generamos una secuencia adecuada de funcionamiento de estos interruptores, se pueden producir saltos de un paso en el número y sentido que se deseado.

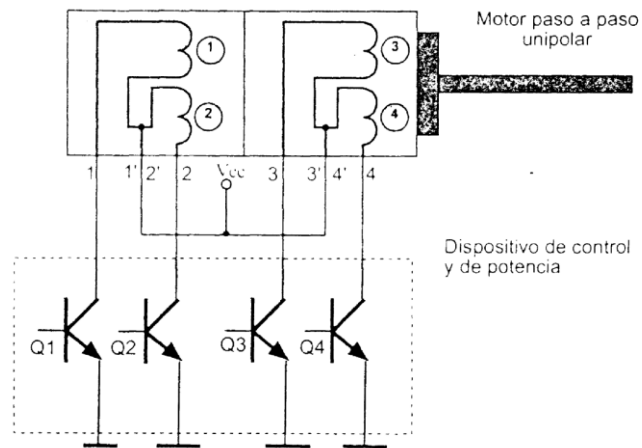


Figura 2-7 Control de motor Unipolar

En este caso se muestra la secuencia que debe introducirse en las bobinas para el control del sentido de giro es la mostrada en la tabla 2-3 para modo Full Step y en la tabla 2-4 para modo Half Step¹¹.

Tabla 2-1 Secuencia de control de un motor PAF Unipolar para modo Full Step

PASO	Q1	Q2	Q3	Q4	FULL STEP
1	ON	OFF	OFF	ON	CW CCW
2	ON	OFF	ON	OFF	
3	OFF	ON	ON	OFF	
4	OFF	ON	OFF	ON	

¹¹ www.abcdatos.com/tutoriales

Tabla 2-2 Secuencia de control de un motor PAP Unipolar para modo Half Step.

PASO	Q1	Q2	Q3	Q4	FULL STEP	
					CW	CCW
1	ON	OFF	OFF	ON		
2	ON	OFF	OFF	OFF		
3	ON	OFF	ON	OFF		
4	OFF	OFF	ON	OFF		
5	OFF	ON	ON	OFF		
6	OFF	ON	OFF	OFF		
7	OFF	ON	OFF	ON		
8	OFF	OFF	OFF	ON		

Su principio de funcionamiento se representa gráficamente en la figura 2-8 Si inicialmente se aplica la corriente a las bobinas L1 y L3 cerrando los interruptores S1 y S3, se generarán dos polos NORTE que atraerán al polo SUR del imán M hasta encontrar la posición de equilibrio entre ambos como puede verse en la figura 2-8 (a). Si se abre posteriormente el interruptor S1 y se cierra S2, por la nueva distribución de polos magnéticos, M evoluciona hasta la situación representada en la figura 2-8 (b)

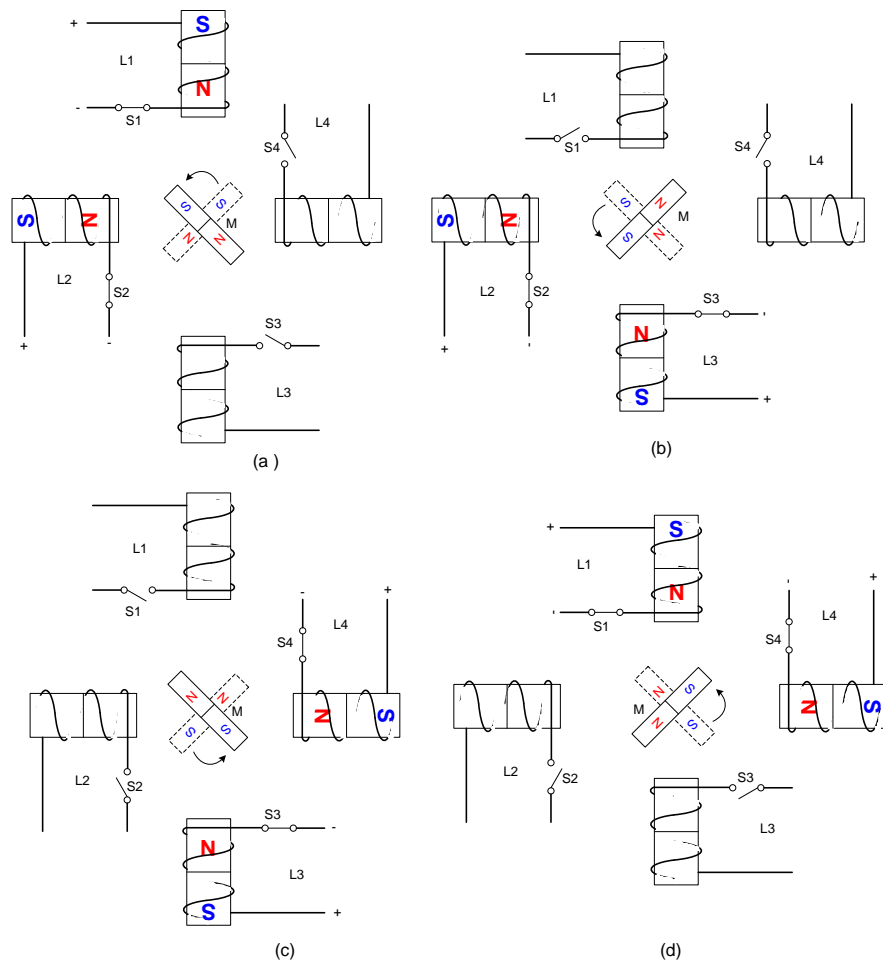


Figura 2-8 Principio de funcionamiento del motor PAP unipolar

Seguindo la secuencia representada en la figura 2-8 (c) y 2-8 (d) de la misma forma se obtienen avances del rotor de 90 grados habiendo conseguido, como en el motor bipolar de dos fases, hacer que el rotor avance pasos de 90 grados por la acción de los impulsos eléctricos de excitación de cada una de las bobinas. El movimiento obtenido ha sido en sentido contrario al de las agujas del reloj. Ahora bien. Sí las secuencias de excitación se generan en orden inverso, el rotor girará en sentido contrario. Podemos deducir que el sentido de giro en los motores paso a paso es reversible en función de la secuencia de excitación y, por tanto, se puede hacer avanzar o retroceder al motor un número determinado de pasos según las necesidades.

2.3.2 DISPOSICIÓN DE LAS BOBINAS

La existencia de vados bobinados en el estator de los motores paso a paso da lugar a varias formas de agrupar dichos bobinados para que sean alimentados adecuadamente, (figura 2-9)

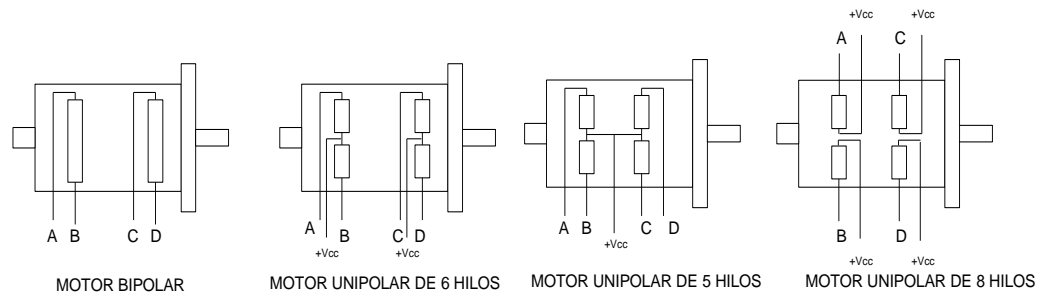


Figura 2-9 Disposición de las bobinas de motores paso a paso

En caso de los motores paso a unipolares se pueden encontrar con cinco, seis u ocho terminales ya que además de los bobinados hay otros terminales que corresponden con las tomas intermedias de las bobinas. Los cuales se conectan directamente a positivo de la fuente de alimentación para su correcto funcionamiento. Las figuras 2-9 (b), 2-9 (c) y 2-9 (d) describen como están conectados internamente los terminales de estos tipos de motores.

Hay que tener en cuenta que los motores PAP unipolares de seis u ocho hilos, pueden hacerse funcionar como motores paso a paso bipolares si no se utilizan las tornas centrales, mientras que los de cinco hilos no podrán usarse jamás como bipolares porque en el interior están conectados los dos cables centrales.

2.3.3 PARÁMETROS DE LOS MOTORES PASO A PASO

Desde el punto de vista mecánico y eléctrico, es conveniente conocer el significado de algunas de las principales características y parámetros que se definen sobre un motor paso a paso:

- **Par dinámico de trabajo (Working Torque):** Depende de sus características dinámicas y es el momento máximo que el motor es capaz de desarrollar sin perder paso, es decir, sin dejar de responder a algún impulso de excitación del estator y dependiendo, evidentemente, de la carga.
- **Par de mantenimiento (Holding Torque):** Es el par requerido para desviar, en régimen de excitación, un paso el rotor cuando la posición anterior es estable; es mayor que el par dinámico y actúa como freno para mantener el rotor en una posición estable dada.
- **Para de detención (Detention Torque):** Es una par de freno que siendo propio de los motores de imán permanente, es debida a la acción del rotor cuando los devanados del estator están desactivados.
- **Angulo de paso (Step angle):** Se define como el avance angular que se produce en el motor por cada impulso de excitación. Se mide en grados, siendo los pasos estándar más importantes los siguientes:

Tabla 2-3 Grados por impulso de excitación.

Grados por impulso de excitación	Nº de pasos por vuelta
0,72°	500
1,8°	200
3,75°	96
7,5°	48
15°	24

- **Número de pasos por vuelta:** Es la cantidad de pasos que ha de efectuar el rotor para realizar una revolución completa; evidentemente es donde NP es el número de pasos y α el ángulo de paso.

$$NP = \frac{360}{\alpha}$$

- **Frecuencia de paso máximo (Maximum pull-in/out):** Se define como el máximo número de pasos por segundo que puede recibir el motor funcionando adecuadamente.
- **Momento de inercia del rotor:** Es su momento de inercia asociado que se expresa en gramos por centímetro cuadrado.
- **Par de mantenimiento, de detención y dinámico:** Definidos anteriormente y expresados en mili Newton por metro.

2.3.4 CONTROL DE LOS MOTORES PASO A PASO

Para realizar el control de los motores paso a paso, es necesario generar una secuencia determinada de impulsos. Además es necesario que estos impulsos sean capaces de entregar la corriente necesaria para que las bobinas del motor se exciten, por lo general, el diagrama de bloques de un sistema con motores paso a paso es el que se muestra en la Figura 2-10.

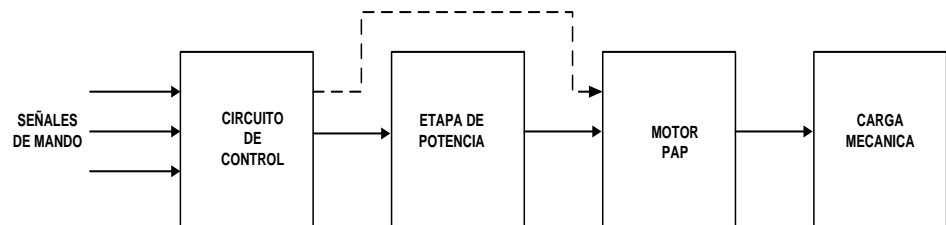


Figura 2-10 Diagrama de bloques de un sistema con motor paso a paso.

2.3.5 SECUENCIA DEL CIRCUITO DE CONTROL

Existen dos formas básicas de hacer funcional los motores paso a paso atendiendo al avance del rotor bajo cada impulso de excitación:

Paso completo (full step): El rotor avanza un paso completo por cada pulso de excitación y para ello su secuencia ha de ser la correspondiente a la expuesta anteriormente, para un motor como el de la Figura 2-10, y que se presentada de forma resumida en la Tabla 2-6 para ambos sentidos de giro, las X indican los interruptores que deben estar cerrados (interruptores en ON), mientras que la ausencia de X indica interruptor abierto (interruptores en OFF).

Tabla 2-4 Secuencia de excitación de un motor paso a paso completo.

Paso	S1	S2	S3	S4	Paso	S1	S2	S3	S4
1	X			X	1	X	X		
2			X	X	2		X	X	
3		X	X		3			X	X
4	X	X			4	X			X
1	X			X	1	X	X		
Sentido horario (a)					Sentido antihorario (b)				

Medio paso (Half step): Con este modo de funcionamiento el rotor avanza medio paso por cada pulso de excitación, presentando como principal ventaja una mayor resolución de paso, ya que disminuye el avance angular (la mitad que en el modo de paso completo). Para conseguir tal cometido, el modo de excitación consiste en hacerlo alternativamente sobre dos bobinas y sobre una sola de ellas, según se muestra en la Tabla 2-7 para ambos sentidos de giro.

Tabla 2-5 Secuencia de excitación de un motor Paso a Paso en medio paso

Paso	Excitación de Bobinas				Paso	Excitación de Bobinas			
	S1	S2	S3	S4		S1	S2	S3	S4
1	X			X	1	X	X		
2				X	2		X		
3			X	X	3		X	X	

4		X		4		X	
5		X	X	5		X	X
6		X		6			X
7	X	X		7	X		X
8	X			8	X		
1	X		X	1	X	X	
Sentido horario (a)				Sentido antihorario (b)			

2.3.6 IDENTIFICACIÓN DE UN MOTOR PAP



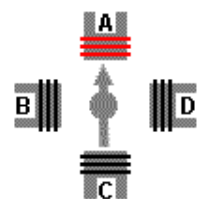
Figura 2-11 Motor PAP

Cuando se trabaja con motores PAP en los cuales no tenemos hojas de datos. Es posible averiguar la distribución de los cables a los bobinados y el cable común en un motor de paso unipolar de 5 o 6 cables siguiendo las instrucciones que se detallan a continuación:

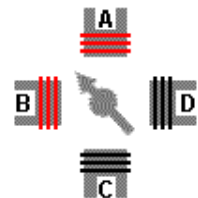
- Aislado el cable(s) común que va a la fuente de alimentación: Como se aprecia en las figuras anteriores, en el caso de motores con 6 cables, estos poseen dos cables comunes, pero generalmente poseen el mismo color, por lo que lo mejor es unirlos antes de comenzar las pruebas. Usando un multímetro para chequear la resistencia entre pares de cables, el cable común será el único que tenga la mitad del valor de la resistencia entre ella y el resto de los cables.
- Identificando los cables de las bobinas (A, B, C y D): aplicar un voltaje al cable común (generalmente 12Vdc, pero puede ser más o menos) y manteniendo uno de los otros cables a masa (GND) mientras vamos poniendo a masa cada uno de los demás cables de forma alternada y observando los resultados. El proceso se puede apreciar en el siguiente cuadro:

Tabla 2-6 La nomenclatura de los cables (A, B, C, D) es totalmente arbitraria.

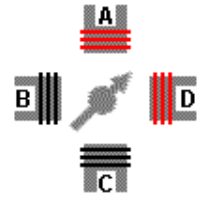
Seleccionar un cable y conectarlo a masa. Ese será llamado cable A.



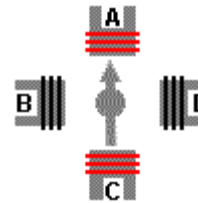
Manteniendo el cable A conectado a masa, probar cuál de los tres cables restantes provoca un paso en sentido antihorario al ser conectado también a masa. Ese será el cable B.



Manteniendo el cable A conectado a masa, probar cuál de los dos cables restantes provoca un paso en sentido horario al ser conectado a masa. Ese será el cable D.



El último cable debería ser el cable C. Para comprobarlo, basta con conectarlo a masa, lo que no debería generar movimiento alguno debido a que es la bobina opuesta a la A.



2.4 SERVOMOTOR



Figura 2-12 Servomotor

Un Servo es un dispositivo pequeño que tiene un eje de rendimiento controlado. Este puede ser llevado a posiciones angulares específicas al enviar una señal codificada. Con tal de que una señal codificada exista en la línea de entrada, el servo mantendrá la posición angular del engranaje. Cuando la señal codificada cambia, la posición angular de los piñones

cambia. En la práctica, se usan servos para posicionar superficies de control como el movimiento de palancas, pequeños ascensores y timones. Ellos también se usan en radio control, títeres, y por supuesto, en robots.

Los Servos son sumamente útiles en robótica. Los motores son pequeños, tiene internamente una circuiteria de control interna y es sumamente poderoso para su tamaño. Un servo normal o Standard como el HS-300 de Hitec tiene 42 onzas por pulgada o mejor 3kg por cm. De torque que es bastante fuerte para su tamaño. También potencia proporcional para cargas mecánicas. Un servo, por consiguiente, no consume mucha energía. Se muestra la composición interna de un servo motor en el cuadro de abajo. Podrá observar la circuiteria de control, el motor, un juego de piñones, y la caja. También puede ver los 3 alambres de conexión externa. Uno es para alimentación Vcc. (+5volts), conexión a tierra GND y el alambre blanco es el alambre de control.

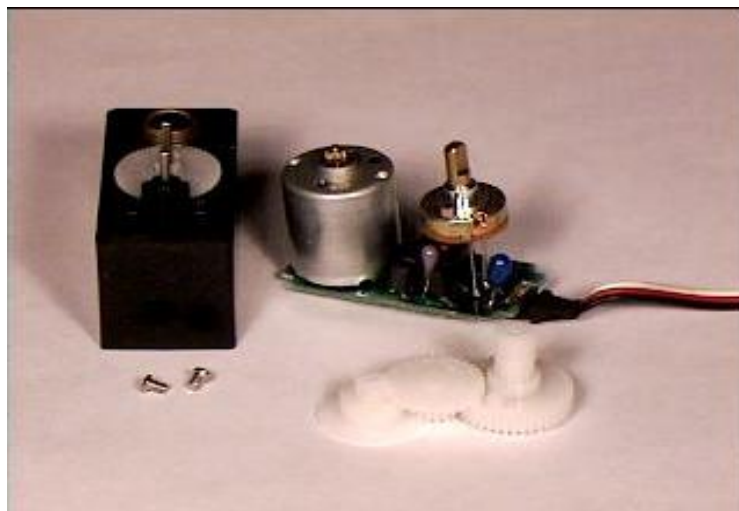


Figura 2-13 Composición interna del servomotor

2.4.1 FUNCIONAMIENTO

El motor del servo tiene algunos circuitos de control y un potenciómetro (una resistencia variable) esta es conectada al eje

central del servo motor. En la figura se puede observar al lado derecho del circuito. Este potenciómetro permite a la circuitería de control, supervisar el ángulo actual del servo motor. Si el eje está en el ángulo correcto, entonces el motor está apagado. Si el circuito chequea que el ángulo no es el correcto, el motor girará en la dirección adecuada hasta llegar al ángulo correcto. El eje del servo es capaz de llegar alrededor de los 180 grados. Normalmente, en algunos llega a los 210 grados, pero varía según el fabricante. Un servo normal se usa para controlar un movimiento angular de entre 0 y 180.

La cantidad de voltaje aplicado al motor es proporcional a la distancia que éste necesita viajar. Así, si el eje necesita regresar una distancia grande, el motor regresará a toda velocidad. Si este necesita regresar sólo una pequeña cantidad, el motor correrá a una velocidad más lenta. A esto se le llama control proporcional.

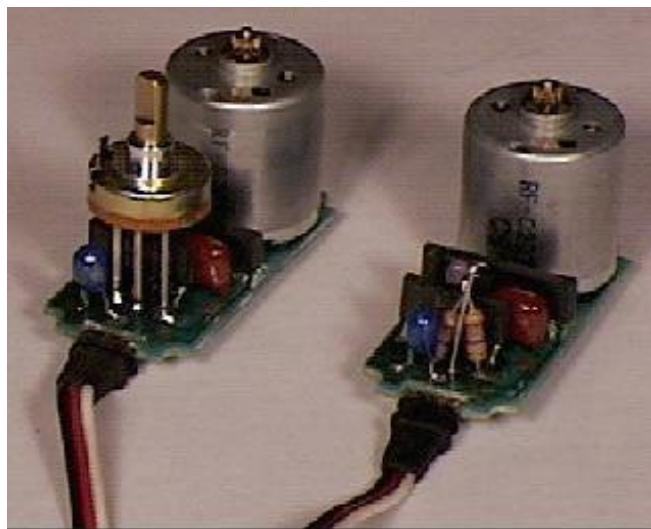


Figura 2-14 Control del servomotor

2.4.2 CARACTERÍSTICAS GENERALES

Estos servos tienen un amplificador, servo motor, piñonaría de reducción y un potenciómetro de realimentación; todo incorporado en el mismo conjunto. Esto es un servo de posición (lo cual significa que uno le indica a qué posición debe ir), con un rango de aproximadamente 180 grados. Ellos tienen tres cables de conexión eléctrica; Vcc, GND, y entrada de control.

Para controlar un servo, usted le ordena un cierto ángulo, medido desde 0 grados. Usted le envía una serie de pulsos. En un tiempo ON de pulso indica el ángulo al que debe posicionarse; 1ms = 0 grados, 2.0ms = máx. grado (cerca de 120) y algún valor entre ellos da un ángulo de salida proporcional. Generalmente se considera que en 1.5ms está el "centro." Entre límites de 1 ~ 2ms son las recomendaciones de los fabricantes, usted normalmente puede usar un rango mayor de 1.5ms para obtener un ángulo mayor e incluso de 2ms para un ángulo de rendimiento de 180 grados o más. El factor limitante es el tope del potenciómetro y los límites mecánicos construidos en el servo. Un sonido de zumbido normalmente indica que usted está forzando por encima al servo, entonces debe disminuir un poco.

Este es un ejemplo de la señal que debería tener el servo:



Figura 2-15 Tiempo de encendido y apagado.

El tiempo de OFF en el servo no es crítico; puede estar alrededor de los 20ms. se usó entre 10 ms y 30 ms. Esto No tiene que ser de ésta manera, puede variar de un pulso a otro. Los pulsos que ocurren frecuentemente en el tiempo de OFF pueden interferir con el

sincronismo interno del servo y podría escucharse un sonido de zumbido o alguna vibración en el eje. Si el espacio del pulso es mayor de 50ms (depende del fabricante), entonces el servo podría estar en modo SLEEP entre los pulsos. Entraría a funcionar en pasos pequeños y el rendimiento no sería el óptimo

Como se observa en la figura, la duración del pulso indica o dictamina el ángulo del eje (mostrado como un círculo verde con flecha). Nótese que las ilustraciones y los tiempos reales dependen del fabricante de motor. El principio, sin embargo, es el mismo.

2.4.3 SERVOMOTORES EN MODELISMO

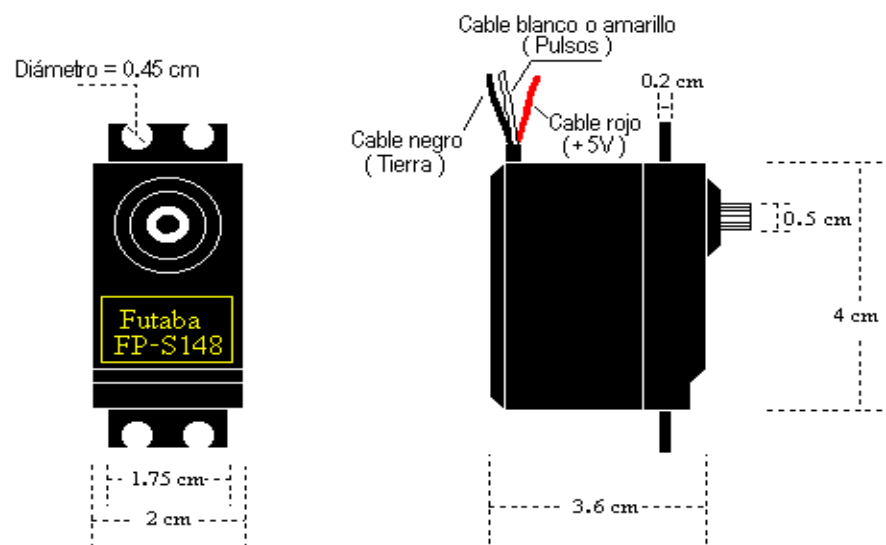


Figura 2-16 Diagrama de un servomotor típico de modelismo.

Un servomotor de este tipo es básicamente un motor eléctrico que sólo se puede girar en un ángulo de aproximadamente 180 grados (no dan vueltas completas como los motores normales). De los tres cables que salen de su cubierta. El rojo es de voltaje de alimentación (+5V), el negro es de tierra (0V ó GND). El cable

blanco (a veces amarillo) es el cable por el cuál se le instruye al servomotor en qué posición ubicarse (entre 0 grados y 180).

Dentro del servomotor, una tarjeta controladora le dice a un pequeño motor de corriente directa cuántas vueltas girar para acomodar la flecha (el eje de plástico que sale al exterior) en la posición que se le ha pedido.

En la siguiente figura se observa la ubicación de estas piezas dentro del servomotor

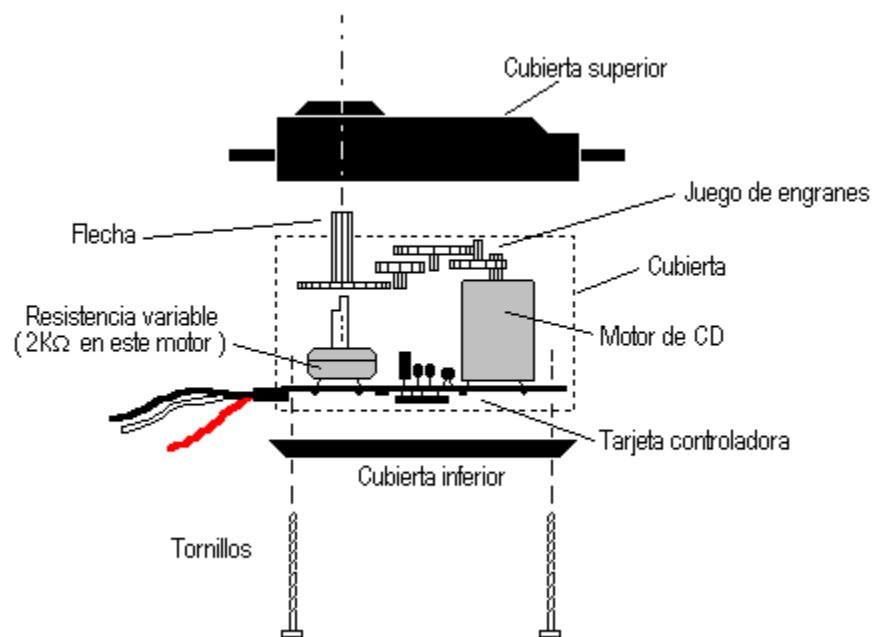


Figura 2-17 Composición interna de un servomotor.

El Servomotor FUTABA modelo FP-S3003 de propósito general. Rotación de 0 a 180°; Alimentación +6VDC máx.; Velocidad de 0° a 180° en 0.69 s.; Fuerza 3.2 kg-cm.; Dimensiones 40.4x19.8x36mm.; Peso 37.2 gr. En determinadas aplicaciones este motor se puede modificar para anular el circuito de control y conseguir un giro libre de 360° y emplearlo así como un simple motor de CC con reductora

2.4.4 TERMINALES

Un servomotor es básicamente un motor eléctrico que sólo se puede mover en un ángulo de aproximadamente 180 grados (no dan vueltas completas como los motores de corriente continua). Los servomotores disponen de tres terminales:

- ✓ Positivo de alimentación unido al cable de color rojo.
- ✓ Masa o negativo, que casi siempre es un cable de color negro.
- ✓ Señal por donde se aplica la entrada de impulsos y cuyo cable suele ser de color blanco, amarillo o naranja.

La Tabla 2-9 muestra una relación de fabricantes de servomotores, con la descripción de cada uno de los terminales destacándose en negrilla los fabricantes Futaba y Hitec que son los más importantes.

Tabla 2-7 Identificación de los terminales de los servos según diversos fabricantes

MARCA SERVOMOTOR R/C	POSITIVO	SEÑAL	NEGATIVO
FUTABA	ROJO	BLANCO	NEGRO
JR	ROJO	NARANJA	MARRON
HITEC	ROJO	AMARILLO	NEGRO
AIRTRONICS	ROJO	NARANJA	NEGRO
FLEET	ROJO	BLANCO	NEGRO
KRAFT	ROJO	NARANJA	NEGRO

Un potenciómetro que está sujeto a la flecha, mide hacia dónde está ubicado en todo momento. Es así como la tarjeta controladora sabe hacia dónde mover al motor. La posición deseada se le da al

servomotor por medio de pulsos. Todo el tiempo debe haber una señal de pulsos presente en ese cable. La señal de pulsos controla al servo de la siguiente forma:

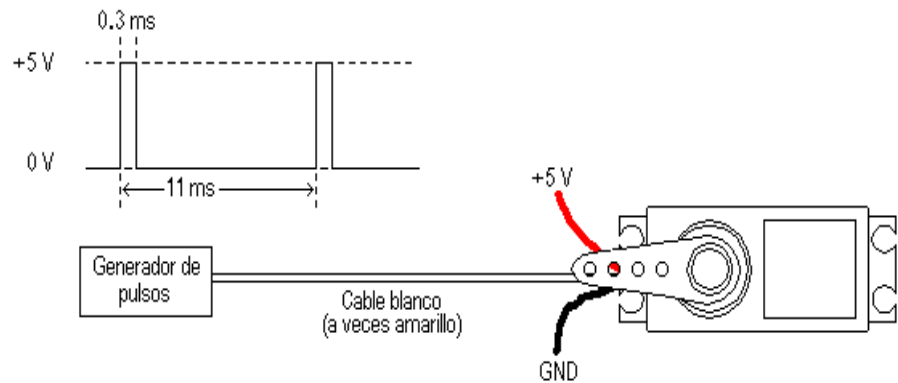


Figura 2-18 Control de un servomotor.

El intervalo de tiempo entre pulsos se mantiene constante, y la variación del ancho de los mismos es lo que le indica al servo la posición que se desea. Estos valores de milisegundos han funcionado bastante bien para los servomotores FUTABA FP-S148, FUTABA S3003, Hitec HS-300 y HOBBICO COMMAND CS-51, y se encontró también que son bastante tolerables en cuanto al período de los pulsos de control. Responden adecuadamente a pulsos desde 50Hz. hasta aproximadamente 100Hz., pero una vez escogida una frecuencia de operación debe procurarse mantener la misma frecuencia todo el tiempo.

2.4.5 FUNCIONAMIENTO DEL SERVOMOTOR

La tensión de alimentación de los servos suele estar comprendida entre los 4 y 8 voltios. El control de un servo se limita a indicar en que posición se debe situar, mediante una señal cuadrada TTL modulada en anchura de impulsos PWM (Pulse Width Modulation).

La duración del nivel alto de la señal indica la posición donde queremos poner el eje del motor. El potenciómetro que el servomotor tiene unido solidariamente al eje del motor (ver figura 3-30) indica al circuito electrónico de control interno mediante una retroalimentación, si éste ha llegado a la posición deseada.

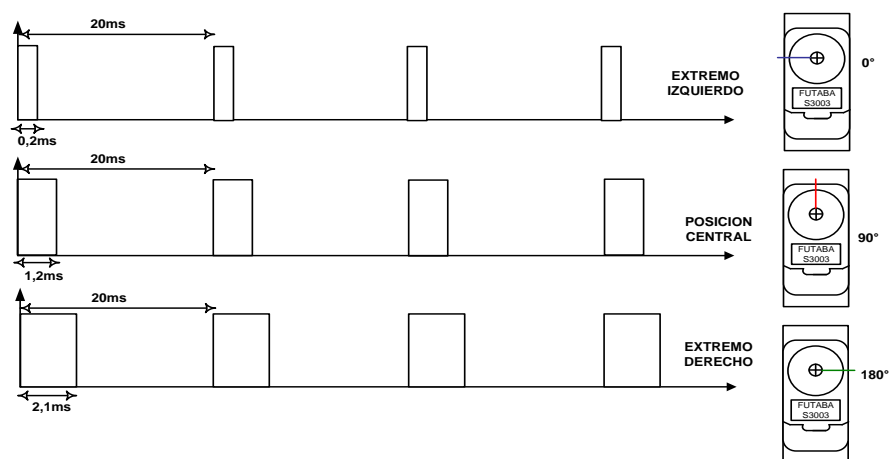


Figura 2-19 Tren de pulsos para control de un servo de radio control FUTABA S3003.

La duración de los impulsos indica el ángulo de giro del motor, como muestra la figura 2-19. Cada servomotor tiene sus márgenes de operación que se corresponden con el ancho del pulso máximo y mínimo que el servo entiende y que, en principio mecánicamente no puede sobrepasar. Estos valores varían dependiendo del modelo de servomotor utilizado. Para el servomotor Futaba 53003 los valores de la señal a nivel alto están entre 0,3 y 2,1 que dejarían al motor en ambos extremos de giro. El valor 1,2 ms indicada la posición central, mientras que otros valores de anchura del pulso lo dejan en posiciones intermedias que son proporcionales a la anchura de los impulsos. Si se sobrepasan los límites de movimiento del servo, éste comenzará a vibrar o a emitir un zumbido, denunciando un cambio en la anchura del pulso.

El periodo entre pulso y pulso no es crítico. Se suelen emplear valores entre 10 y 30ms. aunque lo habitual es utilizar 20ms, que implica una frecuencia de 50Hz. Si el intervalo entre pulso y pulso es inferior al mínimo puede interferir con la temporización interna del servo causando un zumbido y la vibración del brazo de salida. Si es mayor que el máximo, entonces el servo pasará a estado dormido entre pulsos provocando que se mueva a pequeños intervalos.

Es importante destacar que para que un servo se mantenga en la misma posición, es necesario enviarle continuamente un pulso de una anchura constante. De este modo si existe alguna fuerza que le obligue a abandonar esta posición intentará resistirse. Si se deja de enviar pulsos, o el intervalo entre pulsos es mayor del máximo permitido, entonces el servomotor perderá fuerza y dejará de intentar mantener su posición, de modo que cualquier fuerza externa podría desplazarlo.

CAPITULO III

DESARROLLO DEL PROYECTO

3.1 INTRODUCCIÓN

En el presente capitulo se describe los diferentes pasos para la construcción del avión C-130 prototipo, además los requerimientos tanto de hardware como de software para el análisis de los circuitos que servirán de interfaz entre el prototipo del avión, los instrumentos y los mandos de control.

En numerosas ocasiones es necesario convertir la energía eléctrica en energía mecánica, utilizaremos los motores de corriente continua. Pero cuando se requiere un posicionamiento con un elevado grado de exactitud y/o una muy buena regulación de la velocidad, se puede dar dos soluciones, la primera es utilizar un motor paso a paso y la segunda utilizar un servomotor.

3.2 DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN PROTOTIPO PARA LA SIMULACIÓN DE LOS MOVIMIENTOS Y CONTROLES DE VUELO PRIMARIOS DEL AVIÓN C-130H

3.2.1 CONSTRUCCIÓN DEL AVIÓN C-130H PROTOTIPO

Para la construcción del avión prototipo se utilizó planos, los mismos que ayudaron para la fabricación de moldes, que sirvieron para la creación de las partes del avión, que fueron diseñadas en balsa y fibra de vidrio como se muestra en la figura 3-1.

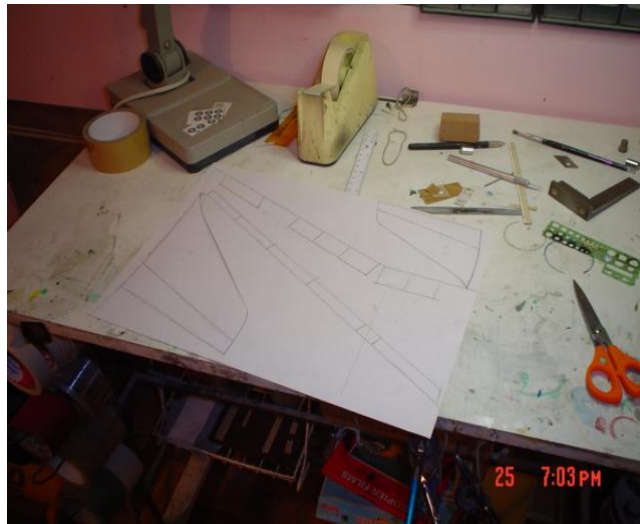


Figura 3-1 Selección de los materiales

Para la elaboración del fuselaje del avión se utilizó un tubo PVC de 3 pulgadas al que se le dio la forma con la ayuda de la fibra de vidrio, como se muestra en la figura 3-2.



Figura 3-2 Construcción del fuselaje del avión

En la siguiente figura se puede observar que las partes móviles del prototipo como las alas, flaps, slats, se elaboraron en balsa, ya que este material al ser liviano favorece a los movimientos primarios del avión prototipo.



Figura 3-3 Construcción de las alas, estabilizador horizontal y vertical.

Con el mismo material se construyó el grupo motor que posee el avión C-130 como se puede ver en la figura 3-4.



Figura 3-4 Construcción del grupo motor

Para el movimiento de las partes móviles del avión se utilizó servomotores a los cuales para darles firmeza se los encajono como se muestra en la figura 3-5.



Figura 3-5 Encajonamiento de los servomotores dentro del avión

La figura 3-6 indica el prototipo del avión C-130 acoplado todas sus partes fijas, móviles y grupo motor.



Figura 3-6 Acabados del avión.

Para que el avión prototipo realice los movimientos primarios se construyó un soporte el cual permite la similitud a un avión real en vuelo, como se puede observar en la figura 3-7.



Figura 3-7 Construcción del soporte del avión

3.2.2 ACONDICIONAMIENTO DE LOS INSTRUMENTOS VOR Y HORIZONTE ARTIFICIAL DEL AVIÓN C-130H.

En el instrumento indicador de curso (VOR) el cual es el encargado de indicar de forma visible los movimientos que el prototipo esta realizando; se le acopló un par de engranajes de 10 ranuras, los mismos que funcionan mediante la estimulación de un motor a paso, dicho motor obedece las señales que emite el microcontrolador mediante la variación de la resistencia del potenciómetro que se encuentran acopladas en los pedales, para con ello lograr que éste instrumento gire los 360° deseados en el movimiento de la guiñada del avión.

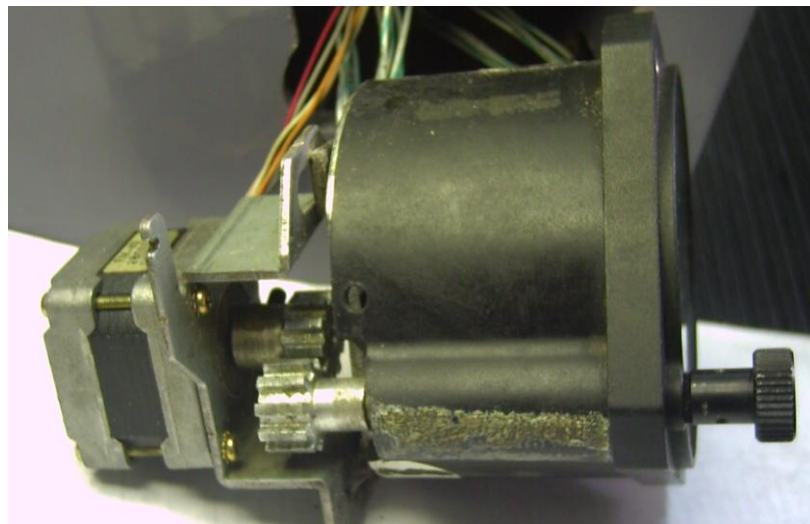


Figura 3-8 Motor PAP en el indicador VOR.

En la figura 3-7 se puede observar que el avión prototipo se encuentra fijo en un soporte con la finalidad de poder simular los movimientos primarios del avión C-130; debido a este soporte el horizonte artificial girará únicamente 180°. Para lograr los movimientos de alabeo y cabeceo se acoplo servomotores que mediante cables se conectan al timón, alerones y estos a su vez al

microcontrolador en donde se encuentra las instrucciones para generar dichos movimientos.



Figura 3-9 Servomotores en el Horizonte Artificial.

3.2.3 IMPLEMENTACIÓN DE CIRCUITOS DE INTERFAZ PARA EL CONTROL Y MOVIMIENTO DE LOS MANDOS DE VUELO PRIMARIOS DEL AVIÓN C-130H.

Para la implementación de los circuitos de interfaz se utilizó:

- Microcontrolador PIC16F877A,
- Motor Paso a Paso y
- Servomotor.

3.2.3.1 Selección Del Microcontrolador

Uno de los factores que más importancia tiene a la hora de seleccionar un microcontrolador entre todos los demás es el soporte tanto software como hardware de que dispone. Un buen conjunto de herramientas de desarrollo puede ser

decisivo en la elección, ya que pueden suponer una ayuda inestimable en el desarrollo del proyecto.

La programación en lenguaje ensamblador puede resultar un tanto ardua, pero permite desarrollar programas muy eficientes, ya que otorga al programador el dominio absoluto del sistema. Los fabricantes suelen proporcionar el programa ensamblador de forma gratuita y en cualquier caso siempre se puede encontrar una versión gratuita para los microcontroladores más comunes.

Debido a que los microcontroladores van a controlar dispositivos físicos, los desarrolladores necesitan herramientas que les permitan comprobar el buen funcionamiento del microcontrolador cuando es conectado al resto de circuitos.

Los simuladores permiten tener un control absoluto sobre la ejecución de un programa, siendo ideales para la depuración de los mismos. Su gran inconveniente es que es difícil simular la entrada y salida de datos del microcontrolador; tampoco cuentan con los posibles ruidos en las entradas, pero, al menos, permiten el paso físico de la implementación de un modo más seguro y menos costoso, puesto que ahorran en grabaciones de chips en instantes de prueba.

El PIC es el que mejor se adapta a las necesidades requeridas por el sistema, mismo que necesita de cuatro señales analógicas de entrada al PIC, las mismas que habilitan a las diversas funciones de la salida de los servomotores y motores a pasos; es decir, el alabeo, cabeceo y guiñada. La selección la realiza el usuario de forma interactiva mediante el joystick de palanca y/o pedales conjuntamente con el microcontrolador.

Para la adquisición de las señales análogas se utilizó el puerto A, el cual contiene las entradas para 8 conversores A/D ó 8 entradas digitales de acuerdo a como se programe.

El Puerto A se lo utilizó para la conexión con el Joystick y/o pedales. Se configuró como puerto de entrada digital ("0") RA0, RA1, RA2 y RA3 son fueron testeadas en todo momento por el microcontrolador, misma que permitieron el cambio de selección de modo de control de cada función.

Tabla 3-1 Señales de entrada

NOMBRE	DESCRIPCIÓN
RA0	Bastón de mando adelante/atrás
RA1	Bastón de mando izquierda/derecha
RA2	Pedal izquierdo
RA3	Pedal derecho
OSC1	Entrada reloj 1
OSC2	Entrada reloj 2

Los puertos digitales del integrado configurados como salida ("1") son B, C, D y E que aparecen en el PIC, cuyos pines más relevantes para el diseño del circuito de control son:

Tabla 3-2 Señales salida del PIC.

NOMBRE	DESCRIPCIÓN
RB0:RB3	Generan los pulsos de control para el motor PAP del VOR
RC1	CCP1 controla el movimiento del galvanómetro CDI
RC2	CCP2 controla el movimiento del galvanómetro GS
RC5:RC8	Generan los pulsos de control para el motor PAP de la guiñada
RD0	Genera los pulsos de control para el servo alabeo
RD1	Genera los pulsos de control para el servo del elevador
RD2	Genera los pulsos de control para el servo del cabeceo
RD3	Genera los pulsos de control para el servo de los alerones
RD4	Genera los pulsos de control para el servo del timón
RD5	Genera los pulsos de control para el servo del ADI-cabeceo
RD6	Genera los pulsos de control para el servo del ADI-alabeo
RE0	Controla el movimiento del galvanómetro de la bandera NAV
RE1	Controla el movimiento del galvanómetro de la bandera GS
RE2	Controla el movimiento del galvanómetro de la bandera ▲/▼

El Puerto B y C se utilizaron de forma exclusiva para controlar la posición de los motores PAP que producen el movimiento primario de la guiñada y la rotación de la rosa de rumbos fijada en el VOR. El puerto D es el encargado del control de los servomotores acoplados en las superficies de mando primarios y en el horizonte artificial o ADI. El puerto E y dos pines del puerto C gobiernan el movimiento de los galvanómetros (las agujas) que componen el VOR.

3.2.3.2 Software De Control

La interfase de control se diseñó con un microcontrolador PIC 16F877A de Microchip Technology Integrado que ofreció una gran cantidad de prestaciones en cuanto a su sencillez y facilidad de programación en lenguaje ensamblador. El chip dispone de bancos de memoria EEPROM que se utilizan para recordar el estado de los periféricos conectados al circuito de activación de los motores servo y PAP. Microchip Technology ofrece de forma gratuita el software necesario (MPLAB IDE) para la programación y simulado del microcontrolador. Para los mandos de vuelo se utilizó un Joytick y pedales de potenciómetros cuyo accionamiento se lo realizó mediante movimientos adelante/atrás, izquierda/derecha.

El software del simulador de los movimientos de vuelo primario se lo programo bajo el entorno MPLAB, el cuál es interactivo, es decir, sigue unas pautas programadas, y en función de las órdenes enviadas a través de los controles de vuelo, cambia la ruta automáticamente para ejecutar la función necesaria en cada caso.

La activación del circuito se realizó por conexión a 5V y permanece en estado de espera hasta que le llegue la interrupción de la variación de los potenciómetros del Joystick y pedales. Cuando dicha señal es recibida por el microcontrolador, se alinean los indicadores de VOR y ADI, esto quiere decir que el avión prototipo está en un vuelo recto y nivelado. Pero en el instante que se mueva los controles de vuelo del C130H prototipo se moverá de acuerdo a la variación de las resistencias de los controles. Dicho de otra forma el

avión simulará los movimientos de vuelo primarios como son el alabeo, el cabeceo y la guiñada.

3.2.3.3 Diagrama de Flujo.

La función principal de este programa, es llamar a las funciones encargadas de la configuración de los diferentes elementos necesarios para que el circuito funcione, como por ejemplo puertos, interrupciones, modulo A/D, PWM, Timer y las interrupciones. Además controla el movimiento y sentido de giro de las agujas de los galvanómetros del VOR.

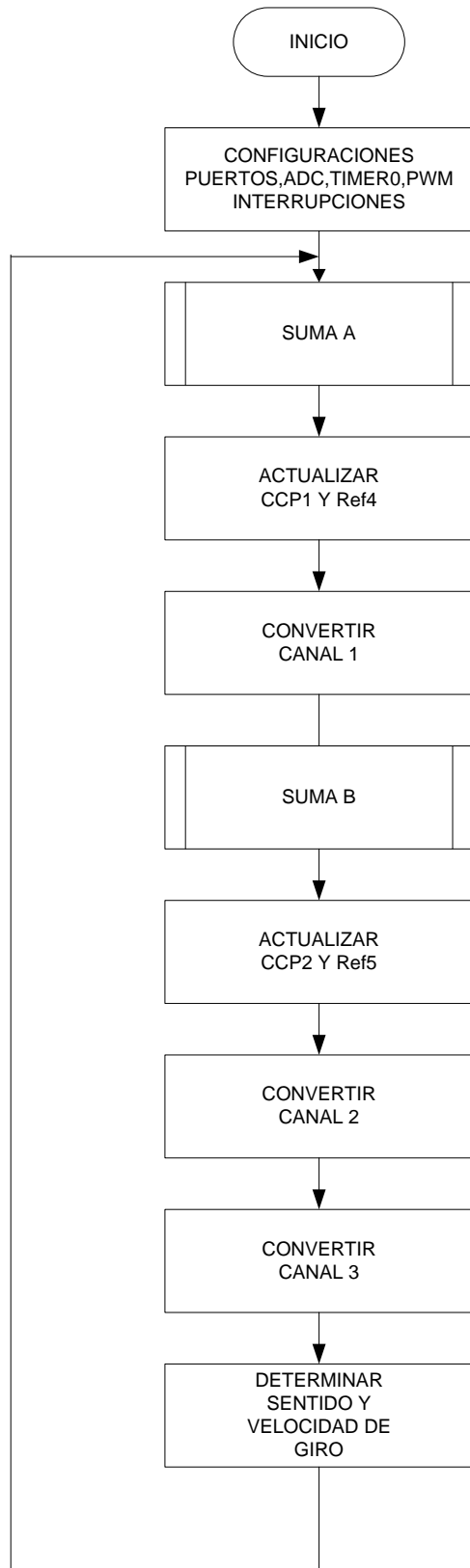


Figura 3-10 Diagrama de Flujo Principal

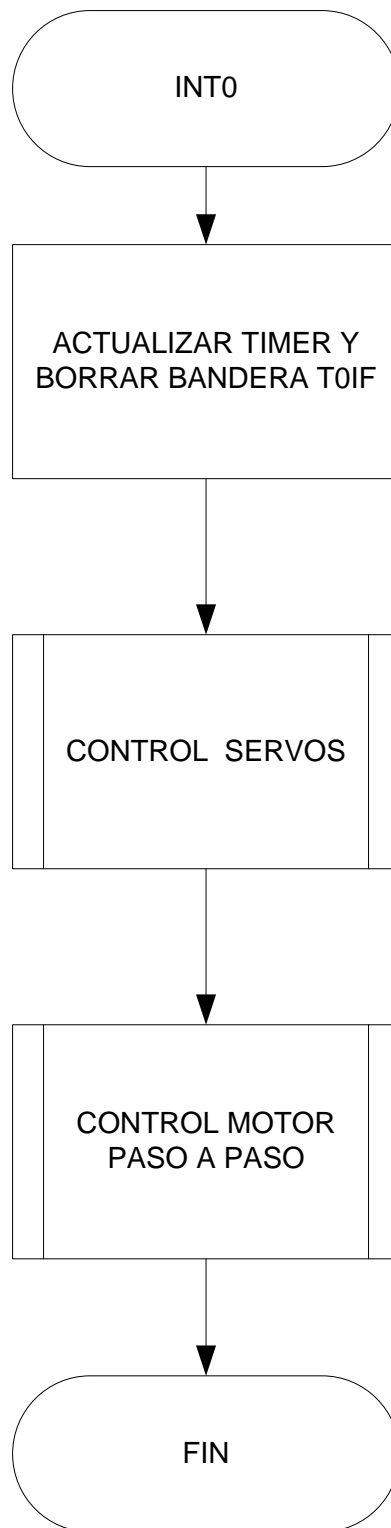


Figura 3-11 **Subrutina de Interrupción.**

En la subrutina en la cual se toman 16 datos y se saca el promedio para eliminar el ruido existente y con ello evitar las pequeñas vibraciones existentes en los motores.

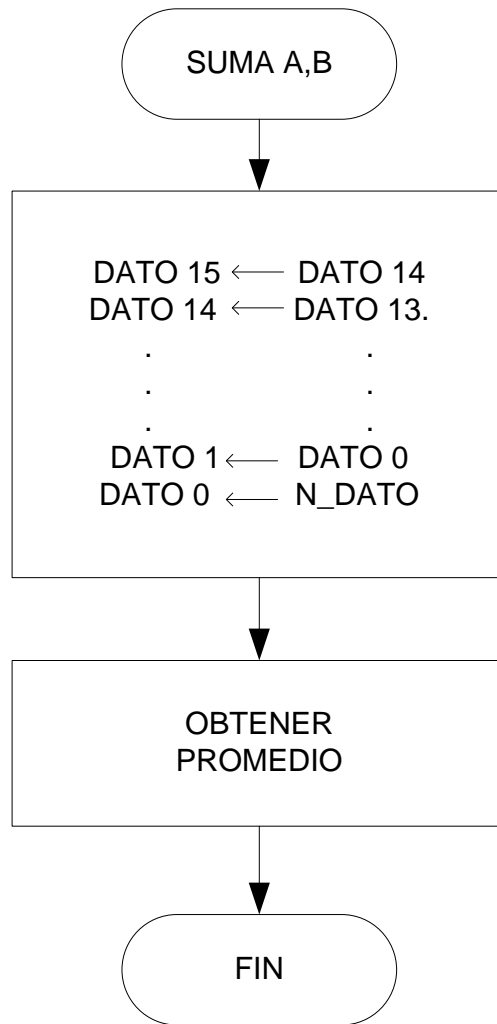


Figura 3-12 **Subrutina que saca Promedio**

Para generar la secuencia de los servomotores se utiliza el puerto D del microcontrolador, los seis bits menos significativos se encargan de la secuencia del movimiento del cabeceo, alabeo, tanto del servomotor de X como de Y de forma simultanea.

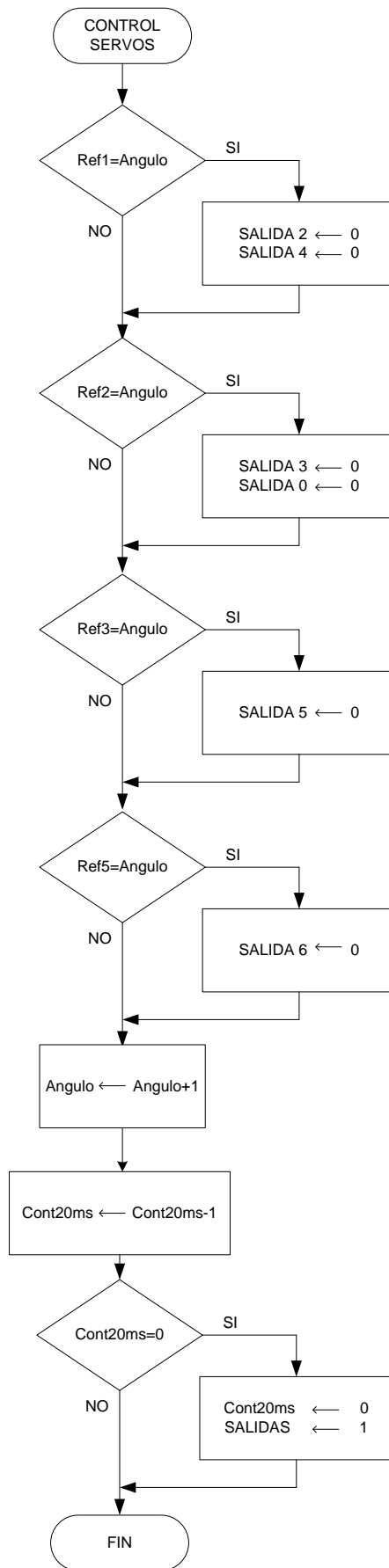


Figura 3-13 Control del Servomotor

La secuencia se genera en los cuatro bits menos significativos del puerto B para el motor paso a paso acoplado al eje del avión prototipo y la secuencia de control del motor paso a paso acoplado al instrumento VOR se lo obtiene de los cuatro bits mas significativos del puerto C; éstos dos en conjunto realizan el movimiento en el eje Z o de la guiñada.

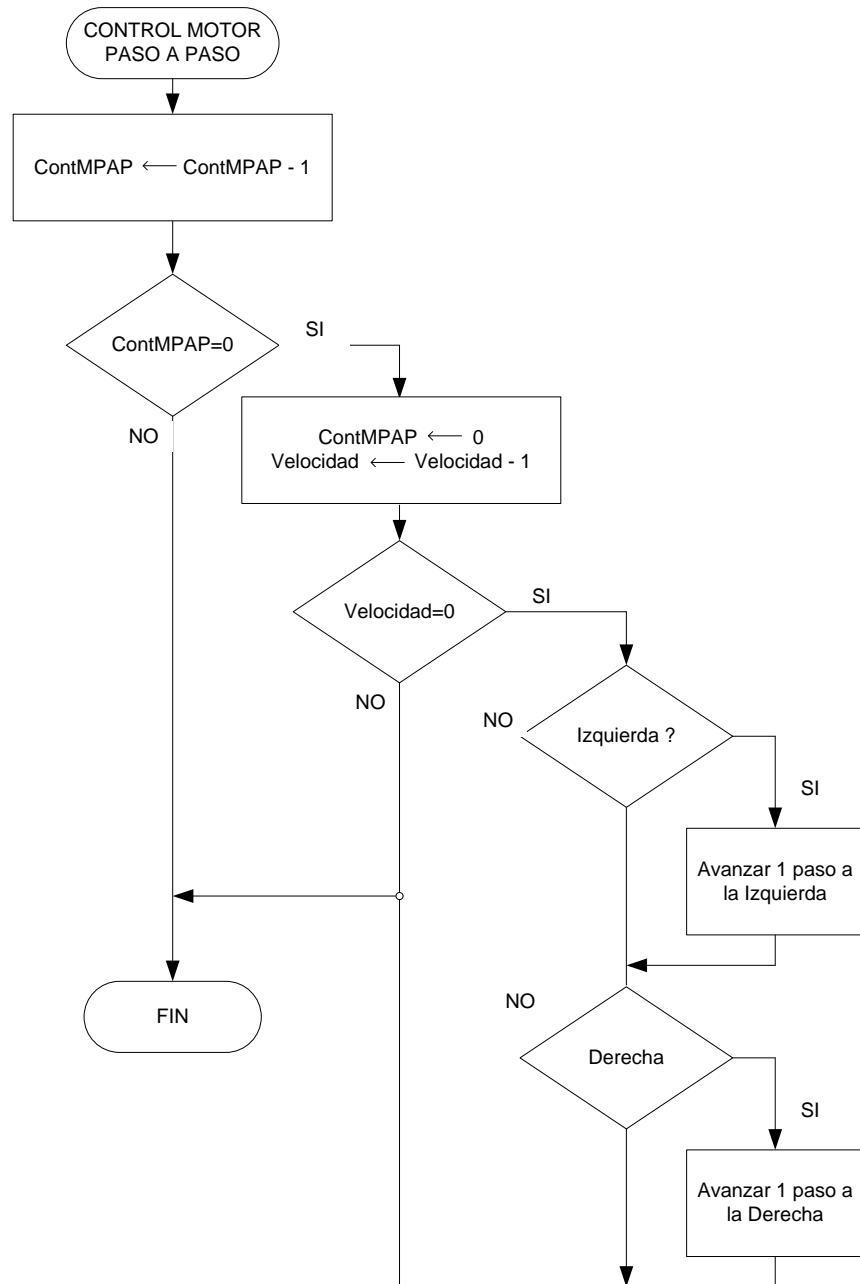


Figura 3-14 Control del Motor Paso a Paso

3.2.3.4 Análisis del sistema de interfaz.

El circuito de simulación de los movimientos primarios del avión se lo compuso por subcircuitos electrónicos, cuyos diseños se muestra a continuación.

a) Led De Señalización

La alimentación de los leds se realizó a 5V en corriente continua. Éste es el nivel de tensión que se obtiene a la salida del microcontrolador.

La tensión nominal de un led en bornes es de 2V y su intensidad nominal es de 10mA. Haciendo uso de la Ley de Ohm, la resistencia a colocar en serie debe tener un valor de 300Ω . Nótese que en ella debe haber 3V de caída de tensión y la intensidad máxima a circular a través de ella no debe ser superior a 10mA. El valor final que se establece para la resistencia en serie es de 330Ω , que permite trabajar al diodo con menor intensidad de corriente, y, por tanto, reducirá el consumo y el calentamiento del circuito. El esquema del circuito se muestra en la figura 3-10.

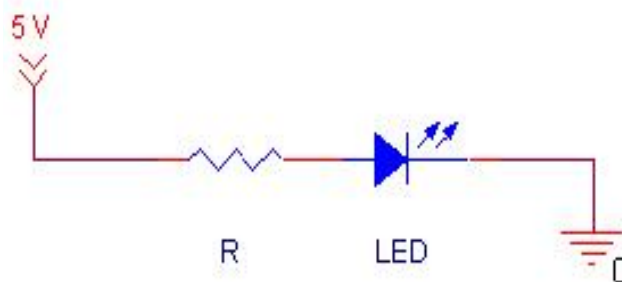


Figura 3-15 Circuito del led de señalización.

b) Circuito Oscilador

El circuito oscilador es el encargado de producir la señal de reloj que pone en funcionamiento los biestables internos del microcontrolador. Se pueden emplear cuatro tipos de oscilador, los cuales se muestran en la Tabla 3-3.

Tabla 3-3 Tipos de oscilador.

NOMBRE	DESCRIPCIÓN
LP	Cristal de baja potencia
XT	Cristal resonador
HS	Cristal resonador de alta velocidad
RC	Resistor/Capacitor

El circuito oscilador se conectó a los pines OSC1/CLKIN y OSC2/CLKOUT en paralelo. El esquema del circuito es el de la Figura 3-11. Se empleo un cristal oscilador HS de 20MHz de frecuencia, recomendado por el fabricante del microcontrolador.

En cada borne del cristal fue necesario colocar un condensador para estabilizar la señal. Los valores de dichos condensadores también vienen recomendados por el fabricante y va en función de la frecuencia del oscilador. En este caso, los condensadores deben tener un valor comprendido entre 15 y 68pF. En el circuito se emplean condensadores de 22pF.

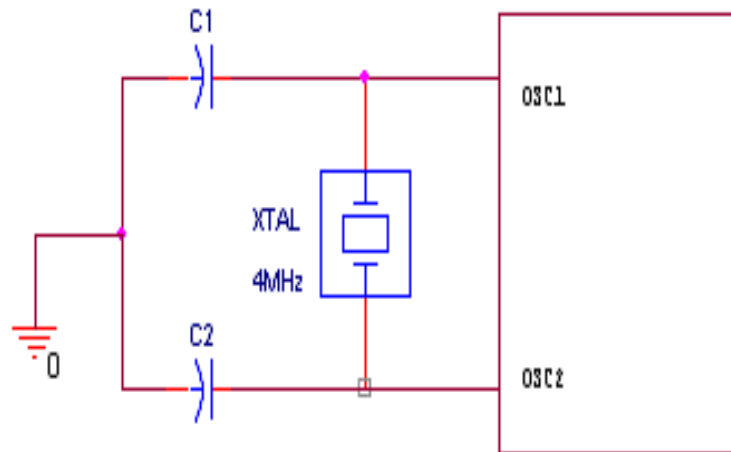


Figura 3-16 Circuito oscilador.

c) Circuito Regulador

Todos aquellos circuitos en que se empleen microcontroladores requieren de señales de tensión de alimentación muy estables para su correcto funcionamiento.

En este diseño, se optó por la utilización de un regulador de 5V a la entrada del circuito, cuya función es la de regular cualquier valor de tensión a la entrada para obtener un valor fijo de 5V a la salida del mismo. Para eliminar un posible rizado en la señal de tensión es recomendable colocar un condensador a la entrada del regulador y de un condensador a la salida. Este circuito, además de suministrar una tensión fija y limpia, protege al circuito general de sobre tensiones, su esquema se muestra en la Figura 3-12.

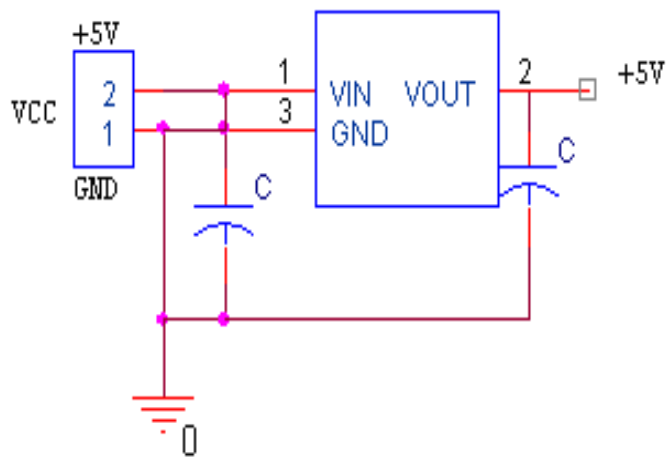


Figura 3-17 Circuito regulador.

3.2.4 MANDOS CONECTADOS AL ADC DEL PIC16F877A

El Joystick es un sencillo dispositivo de interfaz con el humano que posee una palanca, la cual puede moverse hacia todas las direcciones posibles en un plano de dos dimensiones.

El Joystick visto desde el punto de vista electrónico, no es más que un par de resistencias variables las cuales toman un rango de valores de 0 a 156K Ω dependiendo la posición en que se encuentre la palanca. Para mayor precisión, el Joystick que utilizamos en este proyecto en particular, se acopló resistencias de 10K Ω como lo recomienda las especificaciones de las hojas de datos del PIC16F87X

El microcontrolador PIC16F877A recibe a través del Joystick conectados al ADC el valor del ángulo de giro del servo deseado en los mandos de vuelo primario. De igual forma lo harán los pedales, que son potenciómetros también proporcionando el ángulo de giro de los motores PAP acoplados al avión.



Figura 3-18 Joystick y pedales

3.2.5 PRUEBAS DEL SISTEMA DE INTERFAZ DE LOS INSTRUMENTOS VOR Y HORIZONTE ARTIFICIAL ACONDICIONADOS.

Para el control del motor PAP, inicialmente se utilizó un driver de corriente, el cual no fue suficiente para manejar los bobinados del motor debido a que la corriente que se necesita para el control del motor es 0.2mA aproximadamente. Así que, se optó por reemplazar el mismo por transistores de potencia como es el caso del D313 conjuntamente con un diodo conectado al colector, para que el voltaje producido por el efecto generador del motor no afecte al circuito de potencia. El motor PAP utilizado en este caso es de 5 hilos; tal como se indica en la figura 3-15.

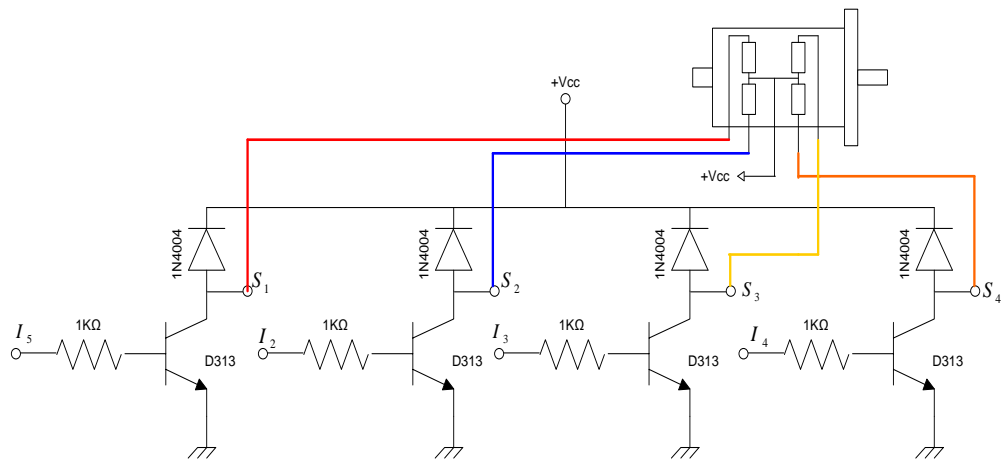


Figura 3-19 Circuito de potencia para motor PAP de 5 hilos

El mismo efecto sucedió con el motor PAP de 6 hilos acoplado al VOR, eventualidad que fue resulta de la misma manera que el caso anterior como se indica en la figura 3-16.

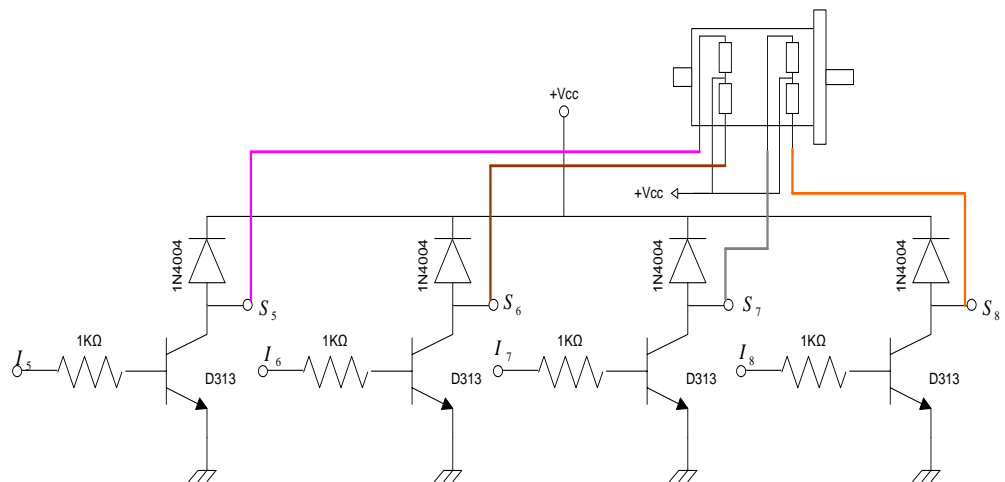


Figura 3-20 Circuito de potencia para motor PAP de 6 hilos

Para proteger a estos componentes se colocó sobre una placa metálica o a su vez un ventilador, el cual se logró que se mantenga la temperatura del aire circundante en la placa de potencia, estabilizando la temperatura del elemento electrónico. A esto se lo denomino

disipador de calor. A continuación se muestra en la Figura 3-17 los circuitos de mando y control acoplados al avión C-130H prototipo.

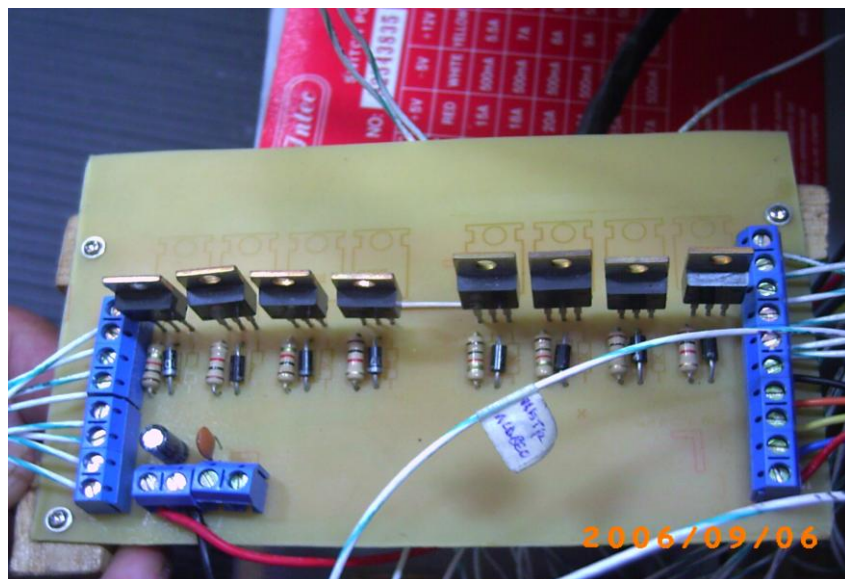
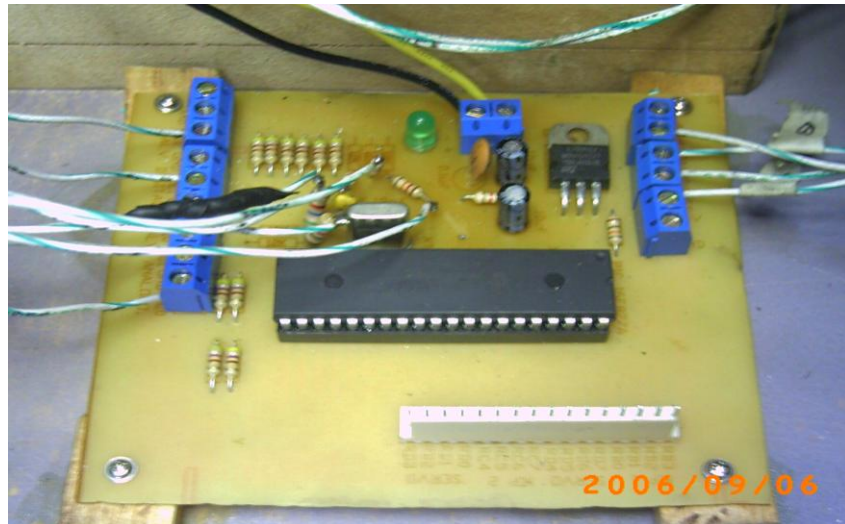


Figura 3-21 Placas del circuito de mando y control

La corriente máxima que soporta los galvanómetros es de $200\mu\text{A}$ medido de acuerdo a la medición realizada en el puente de Wheatstone.

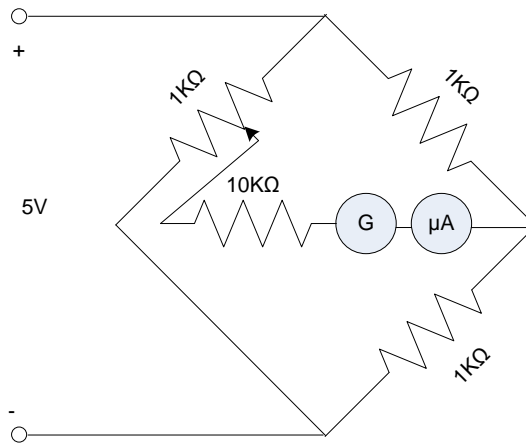


Figura 3-22 Puentes de Wheatstone

Se calcula entonces de esta forma la resistencia de protección de los mismos.

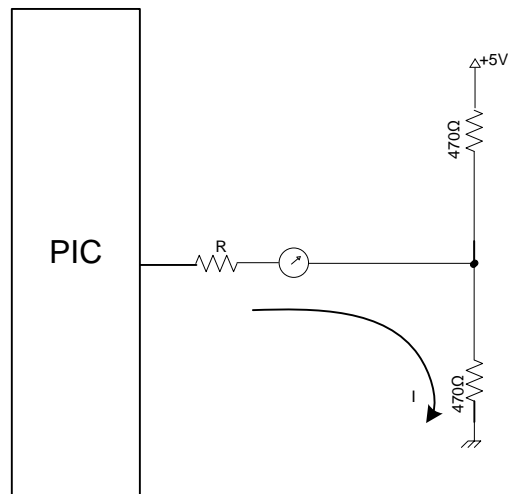


Figura 3-23 Malla del Galvanómetro

El divisor de voltaje se lo implementa para todos los galvanómetros debido a que al existir uno aparecerá el llamado efecto de carga (interferencia).

3.2.6 PRUEBAS Y ANÁLISIS DEL PROTOTIPO PARA LA SIMULACIÓN DE LOS MOVIMIENTOS DE VUELO PRIMARIOS DEL AVIÓN C-130H.

Los servos acoplados a las partes móviles produjeron un movimiento brusco al momento de energizar los mismos, para lo cual, se vio la necesidad de realizar un ajuste mecánico en el eje del servo y que el mismo empiece desde la posición central o lo que es lo mismo que las partes móviles del avión C-130H prototipo estén nivelados a 0°. De la misma manera se procedió con los servos acoplados al instrumento Horizonte Artificial.

Una vez solucionado los inconvenientes presentados en las pruebas, el simulador de los movimientos de vuelo primario del avión C-130H prototipo, acoplado todos los circuitos y componentes queda como se muestra en la figura 3-18.



Figura 3-24 Vista completa del proyecto.

CAPITULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Culminado el proyecto, “Estudio, diseño e implementación de un prototipo de los movimientos y controles de vuelo primarios y visualización a través de los instrumentos Indicador de Curso (VOR) y Horizonte Artificial del Avión C-130H para el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico”; se llega a las siguientes conclusiones y recomendaciones

4.1 CONCLUSIONES

- Se realizó el estudio, diseño e implementación de un sistema prototipo de los movimientos y controles de vuelo primarios y visualización a través de los instrumentos Indicador de Curso (VOR) y Horizonte Artificial del Avión C-130; el mismo que será de gran ayuda en la instrucción real para los Técnicos en el campo de la Aviación.
- Con la utilización de los pedales, el indicador de curso VOR, horizonte artificial como el joystick se logró proporcionar una similitud al panel de control de un avión real.

- La utilización del microcontrolador 16F877A proporciono una gran ayuda debido a los conversores análogo digitales que el mismo posee evitando así el diseño de circuitos externos para dichas conversiones.
- La investigación de las órdenes técnicas de los movimientos y controles de vuelo primario fueron de vital importancia para adquirir los conocimientos necesarios para llevar a cabo la ejecución del presente proyecto.
- La utilización de los planos del avión C-130H formaron una gran ayuda para generar los moldes del prototipo que luego sirvieron para pasarlos a balsa y fibra de vidrio para de esta manera poder construir el avión C-130 prototipo.
- La frecuencia de trabajo del microcontrolador es un parámetro fundamental a la hora de establecer la velocidad de ejecución de instrucciones y el consumo de energía. Cuando un PIC16F877A funciona a 20MHz, que es su máxima frecuencia, le corresponde un ciclo de instrucción de 200ns, puesto que cada instrucción tarda en ejecutarse 4 períodos de reloj, o sea, $4 \times 50ns = 200ns$. Todas las instrucciones del PIC se realizan en un ciclo de instrucción, menos las de salto que tardan el doble.
- La utilización de una red de resistencias divisoras de voltaje permitieron realizar los movimientos de las agujas de los instrumentos Indicador de Curso (VOR) de una forma sincronizada con los movimientos que realiza el avión, la misma que se encuentra en el circuito de control conjuntamente con el PIC.
- La utilización de la plataforma de programación MPLAB, facilitó el desarrollo del software de simulación ya que este dispone de un manejador

de proyectos, con el cual se pudo mantener el código organizado y un buen ambiente para la depuración.

- Los engranajes están presentes en muchas de las máquinas que podemos encontrar a nuestro alrededor; por ello se pudo determinar que el recurrir a los engranajes aportó la ayuda necesaria para poner en funcionamiento el movimiento de la guiñada del avión prototipo;
- Para acoplar los circuitos al avión prototipo se utilizó cable de aviación el mismo que tiene protección para movimientos bruscos ideal para nuestra aplicación, debido a que el avión prototipo gira los 360° al igual que la rosa de rumbos fijada en el VOR, ya que con el uso del cable de hilos normal no se obtuvo buenos resultados porque con dichos movimientos estos tendieron a romperse.
- Un microcontrolador es un dispositivo programable capaz de realizar diferentes actividades que requieran del procesamiento de datos digitales, de control y comunicación digital de diferentes dispositivos, por eso se optó en utilizar uno capaz de controlar todos los movimientos del avión C-130H prototipo.
- Para convertir la energía eléctrica en energía mecánica, se utilizó los motores de corriente continua. Pero cuando se desea controlar el posicionamiento con un elevado grado de exactitud y/o una muy buena regulación de la velocidad, se tuvo a la mano dos alternativas, la primera utilizar un motor paso a paso y la segunda utilizar un servomotor.
- El sistema de ventilación de los transistores, se utiliza para mantener la temperatura ambiente del circuito. Cuando se pone un disipador de calor a un transistor, hay que evitar que haya contacto entre ellos. Se podría evitar

esto con plástico o el aire, pero son malos conductores de calor. Para resolver este problema se utiliza una pasta especial que evita el contacto.

4.2 RECOMENDACIONES

- Para entender lo que son controles y mandos de vuelo se recomienda de antemano tener conocimiento básico de aerodinámica y terminología que a éste se refiere.
- Para evitar las sobretensiones en el circuito es necesario eliminar un posible rizado en la señal de tensión para lo que se recomienda colocar un condensador a la entrada y a la salida del regulador.
- Al construir el mueble se debe tomar en cuenta los movimientos que se van a simular, por tal razón debe ser construido acorde con los movimientos que realizará el avión prototipo, el mismo que conjuntamente con el soporte fijado en el centro de gravedad del mismo, no debe ser obstáculo en el simulador.
- El avión prototipo debe ser construido de tal manera que se pueda manipular los servomotores acoplados a las partes móviles desde afuera, permitiendo así el ajuste del movimiento de su eje como se requiera.
- Los engranajes deben ser construidos observando el número de paso y tomando en cuenta el torque de los motores PAP.
- Para programar el paso en el PIC de los motores PAP hay que tomar en cuenta que el engranaje cilíndrico acoplado al eje del avión prototipo y el

acoplado al instrumento es el doble, debido a que el primero tiene 20 dientes y el segundo tiene 10.

- La longitud de los cables utilizados en la conexión de los circuitos debe ser de tal forma que no impida el movimiento de la guiñada del avión prototipo.
- Es importante que el personal encargado de manipular el simulador se encuentren familiarizados con los movimientos que el avión realiza ya sea en despegue, vuelo y aterrizaje y además tenga conocimiento de los principios de funcionamiento de los instrumentos para que pueda interpretar la información que estos despliegan.
- Se mantenga y se fortalezca la realización de proyectos de grado que involucren estudio, diseño e implementación, ya que con ellos se afianza el conocimiento de los diferentes dispositivos que alguna vez solo quedo únicamente en teoría.

BIBLIOGRAFÍA

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Customer Training Lockheed Martin
- [2] Vuelo Instrumental y Navegación Aérea Alejandro Rosario Saavedra
Editorial Aeronáutica Sumaas, S.A- Madrid España
- [3] MICROCONTROLADOR PIC16F84- DESARROLLO DE PROYECTOS.
Fernando Remiro Domínguez; Lucas J. López Pérez Editorial: Ra-ma
España
- [4] Máquinas Eléctricas Kosov
- [5] Datasheet PIC16Fx Microchip

ENLACES DE INTERNET

- [1] www.microchip.com
- [2] www.abcdatos.com/tutoriales
- [3] www.inicia.es

GLOSARIO DE TÉRMINOS

Cantilever.- Freno de tiro central, accionado por un cable que tira de un bucle cuyos extremos se unen a las levas del freno. Actualmente en claro declive.

Bleed Air.- Válvula de escape de aire

Booster.- Aparato o conjunto de ellos, mediante el cual, utilizando energía externa, se aumenta la amplitud o intensidad de un fenómeno físico.

Tándem.- Uno detrás de otro

Alabeo.- Movimiento de un aeroplano sobre su eje longitudinal

Cabeceo.- Movimiento de giro alrededor de un eje transversal

Guiñada.- es el movimiento que realiza el avión en torno a su eje vertical.

APU.- Unidad de energía auxiliar

Flaps.- Forman parte del borde trasero de las alas

Intrados.- Es la parte inferior de un perfil, medido desde el borde de ataque hasta el borde de salida

OBS.- OMNI BEARING SELECTOR. Selector de Rumbos

CDI.- Course Desviation Indicador. Indicador de Desviación de Curso

PIC.- Circuito integrado programable

Slats.- Son superficies flexibles aerodinámicas auxiliares situadas en el borde delantero o de ataque del ala.

Mplab.- es un entorno de desarrollo integrado que le permite escribir y codificar los microcontroladores PIC de Microchip para ejecutarlos

PAP.- Motores paso a paso

Spoilers. Frenos de aire son también superficies flexibles consistentes en dos tiras de metal colocadas sobre la superficie superior de cada ala.

Slots. Son ranuras situadas cerca del borde de las alas que dejan pasar el flujo de aire cuando ésta cambia el ángulo de ataque.

ANEXO A

CODIGO FUENTE DEL SIMULADOR DE MANDOS DE VUELO PRIMARIOS DEL AVION C-130H

```
list          p=16f877A  ; list directive to define processor
#include      <p16f877A.inc> ; processor specific variable definitions

__CONFIG_CP_OFF & _WDT_OFF & _BODEN_ON & _PWRTE_ON &
_HS_OSC & _WRT_OFF & _LVP_OFF & _CPD_OFF
```

***** DEFINICION DE VARIABLES

```
w_temp      EQU  0x71
status_temp EQU  0x72
pclath_temp EQU  0x73
```

CBLOCK 0x20

```
Cont_pasos1, Cont_pasos2
Tiempo_paso1, Tiempo_paso2
Reg_dly1
Velocidad
ADRES_auxI, ADRES_auxD, ADRES_aux
BANDERAS
Referencia1, Referencia2, Referencia3, Referencia4, Referencia5
Angulo
Contador20msL, Contador20msH
Salidas
Tiempo_paso3L, Tiempo_paso3H
AUX, AUX2, AUX3
```

```
DatoA0, DatoA1, DatoA2, DatoA3
DatoA4, DatoA5, DatoA6, DatoA7
DatoA8, DatoA9, DatoA10, DatoA11
DatoA12, DatoA13, DatoA14, DatoA15
```

```
DatoB0, DatoB1, DatoB2, DatoB3
DatoB4, DatoB5, DatoB6, DatoB7
DatoB8, DatoB9, DatoB10, DatoB11
DatoB12, DatoB13, DatoB14, DatoB15
```

```
DatoAux, SumaH, SumaL
```

ENDC

```
#define  _Izq  BANDERAS, 0
#define  _Der  BANDERAS, 1
```

```
ORG 0x000
```

```
nop  
goto main
```

```
ORG 0x004 ; vector de interrupción
```

main

```
BANKSEL TRISA  
movlw b'01000010'  
movwf ADCON1  
movlw 0xFF  
movwf TRISA  
clrf TRISC  
clrf TRISD  
movlw b'11110000'  
movwf TRISB  
movlw b'00000000'  
movwf OPTION_REG  
movlw b'00100000'  
movwf INTCON  
  
movlw 0xFF  
movwf PR2  
  
BANKSEL PORTB  
  
movlw b'11000001'  
movwf ADCON0  
  
movlw b'00000111'  
movwf T2CON  
  
movlw b'00001100'  
movwf CCP1CON  
movwf CCP2CON  
  
movlw 0x01  
movwf Tiempo_paso1  
movwf Tiempo_paso2  
  
clrf Tiempo_paso3L  
clrf Tiempo_paso3H
```

```
clrf Contador20msL
clrf Contador20msH
```

```
movlw DatoA0
movwf FSR
```

Loop_Ini

```
clrf INDF
incf FSR, f
movlw DatoB15+1
xorwf FSR, W
btfss STATUS, Z
goto Loop_Ini
```

```
bsf INTCON, GIE
```

Loop

```
; Bastón Adelante/Atrás
bcf ADCON0, CHS0 ; Seleccionar
bcf ADCON0, CHS1 ; canal 0
bcf ADCON0, CHS2 ; del ADC
call DLY50us ; Tiempo de adquisición
bsf ADCON0, GO ; Inicio de conversión
btfsc ADCON0, GO
goto $-1
```

```
movf ADRESH, W
call SumaA
movwf CCPR1L ; Salida analógica 1
movwf ADRES_aux
call Tabla1
movwf Referencia4
comf ADRES_aux, W
call Tabla1
movwf Referencia1
```

```
; Bastón Izquierda/Derecha
```

```
bsf ADCON0, CHS0 ; Seleccionar
bcf ADCON0, CHS1 ; canal 1
bcf ADCON0, CHS2 ; del ADC
call DLY50us
bsf ADCON0, GO
btfsc ADCON0, GO
goto $-1
```

```
movf ADRESH, W
call SumaB
```

```
movwf ADRES_aux
```

```
movlw .117  
subwf ADRESH, W  
btfss STATUS, C  
goto L1  
movf ADRESH, W  
sublw .137  
btfss STATUS, C  
goto L2  
movlw .127  
movwf CCPR2L  
goto L3
```

L1

```
clrf CCPR2L  
goto L3
```

L2

```
movlw 0xFF  
movwf CCPR2L
```

L3

```
movf ADRES_aux, W  
call Tabla1  
movwf Referencia5  
comf ADRES_aux, W  
call Tabla1  
movwf Referencia2
```

;Pedal Izquierdo

```
bcf ADCON0, CHS0 ; Seleccionar  
bsf ADCON0, CHS1 ; canal 2  
bcf ADCON0, CHS2 ; del ADC  
call DLY50us  
bsf ADCON0, GO  
btfsc ADCON0, GO  
goto $-1  
incf ADRESH, W  
movwf ADRES_auxD
```

```
sublw .35  
btfsc STATUS, C  
goto $+4  
clrf ADRES_auxD  
bcf _Der  
goto $+2  
bsf _Der
```

```

;Pedal Derecho
bsf   ADCON0, CHS0   ; Seleccionar
bsf   ADCON0, CHS1   ; canal 3
bcf   ADCON0, CHS2   ; del ADC
call  DLY50us
bsf   ADCON0, GO
btfsc ADCON0, GO
goto  $-1
incf  ADRESH, W
movwf ADRES_auxl

sublw .35
btfsc STATUS, C
goto  $+4
clrf  ADRES_auxl
bcf   _Izq
goto  $+2
bsf   _Izq

btfss _Izq
goto  $+3
movf  ADRES_auxl, W
movwf Velocidad

btfss _Der
goto  $+3
movf  ADRES_auxD, W
movwf Velocidad

goto  Loop

```

interrup_t0

```

movlw -32
movwf TMRO
bcf   INTCON, T0IF
call  Servomotor

incfsz Tiempo_paso3L, f
goto  $+2
incf  Tiempo_paso3H, f

movlw 0xB8
xorwf Tiempo_paso3L, W
btfss STATUS, Z
return

movlw 0x01

```

```

xorwf Tiempo_paso3H, W
btfss STATUS, Z
return
clrf Tiempo_paso3L
clrf Tiempo_paso3H
movf Velocidad, f
btfsc STATUS, Z
return

decfsz Tiempo_paso2, f
return
movf Velocidad, W
movwf Tiempo_paso2

movlw .53
movwf Referencia3

movlw 0x7F
movwf AUX3

btfsc _Izq
call inc_pasos2
btfsc _Der
call dec_pasos2

; movf AUX3, W
; movwf CCPR2L

decfsz Tiempo_paso1
goto fin_Tiempo_paso1

movlw 0x06
movwf Tiempo_paso1

btfsc _Izq
call inc_pasos1
btfsc _Der
call dec_pasos1

fin_Tiempo_paso1
movlw 0x03
andwf Cont_pasos1, W
call Pasos1
movwf PORTB

movlw 0x03
andwf Cont_pasos2, W
call Pasos2
movwf PORTC

```

```

    return

inc_pasos1
    incf Cont_pasos1, f
    return
dec_pasos1
    decf Cont_pasos1, f
    return
inc_pasos2
    movlw 0xFF
    movwf AUX3
    movf Velocidad, W
    sublw .40
    addwf Referencia3, f
    incf Cont_pasos2, f
    return

dec_pasos2
    clrf AUX3
    movf Velocidad, W
    sublw .40
    subwf Referencia3, f
    decf Cont_pasos2, f
    return

Pasos1
    movwf AUX2
    clrf PCLATH
    movf AUX2, W
    addwf PCL, f
    retlw b'00000011'
    retlw b'00000110'
    retlw b'00001100'
    retlw b'00001001'

Pasos2
    movwf AUX2
    clrf PCLATH
    movf AUX2, W
    addwf PCL, f
    retlw b'00110000'
    retlw b'01100000'
    retlw b'11000000'
    retlw b'10010000'

DLY50us
    movlw .62
    movwf Reg_dly1
    nop

```



```

    decfsz Reg_dly1, f
    goto $-2
    return
Servomotor
    movf Referencia1, W    ; AN0
    xorwf Angulo, W
    btfss STATUS, Z
    goto $+3
    bcf Salidas, 4    ; Elevador
    bcf Salidas, 2    ; Cabeceo

    movf Referencia2, W    ; AN1
    xorwf Angulo, W
    btfss STATUS, Z
    goto $+3
    bcf Salidas, 3    ; Alerón
    bcf Salidas, 0    ; Alabeo

    movf Referencia3, W    ; AN2, AN3
    xorwf Angulo, W
    btfsc STATUS, Z
    bcf Salidas, 1    ; Timón
    movf Referencia4, W    ; AN0
    xorwf Angulo, W
    btfsc STATUS, Z
    bcf Salidas, 5    ; Horizonte Cabeceo
    movf Referencia5, W    ; AN1
    xorwf Angulo, W
    btfsc STATUS, Z
    bcf Salidas, 6    ; Horizonte Alabeo
    incf Angulo, f
    movf Salidas, W
    movwf PORTD

    incfsz Contador20msL
    goto $+2
    incf Contador20msH
    movlw 03
    xorwf Contador20msH, W
    btfss STATUS, Z
    return
    movlw 4f
    xorwf Contador20msL, W
    btfss STATUS, Z
    return
    clrf Contador20msL
    clrf Contador20msH
    movlw b'11111111'
    movwf Salidas
    movwf PORTD

```

```
clrf   Angulo
return
```

SumaA

```
movwf DatoAux

movf  DatoA14, W
movwf DatoA15

movf  DatoA13, W
movwf DatoA14

movf  DatoA12, W
movwf DatoA13

movf  DatoA11, W
movwf DatoA12

movf  DatoA10, W
movwf DatoA11

movf  DatoA9, W
movwf DatoA10

movf  DatoA8, W
movwf DatoA9

movf  DatoA7, W
movwf DatoA8

movf  DatoA6, W
movwf DatoA7

movf  DatoA5, W
movwf DatoA6

movf  DatoA4, W
movwf DatoA5

movf  DatoA3, W
movwf DatoA4

movf  DatoA2, W
movwf DatoA3

movf  DatoA1, W
movwf DatoA2

movf  DatoA0, W
```

```
movwf DatoA1
```

```
movf DatoAux, W  
movwf DatoA0  
clrf SumaH  
clrf SumaL  
movlw DatoA0  
movwf FSR
```

```
Loop_SumaA
```

```
movf INDF, W  
addwf SumaL, f  
btfsc STATUS, C  
incf SumaH  
  
incf FSR, f  
movlw DatoA0+.16  
subwf FSR, W  
btfss STATUS, Z  
goto Loop_SumaA  
  
rrf SumaH, f  
rrf SumaL, f  
rrf SumaH, f  
rrf SumaL, f  
rrf SumaH, f  
rrf SumaL, f  
rrf SumaH, f  
rrf SumaL, W  
  
return
```

```
SumaB
```

```
movwf DatoAux  
  
movf DatoB14, W  
movwf DatoB15  
  
movf DatoB13, W  
movwf DatoB14  
  
movf DatoB12, W  
movwf DatoB13  
  
movf DatoB11, W  
movwf DatoB12  
  
movf DatoB10, W  
movwf DatoB11
```

```
movf DatoB9, W
movwf DatoB10
```

```
movf DatoB8, W
movwf DatoB9
```

```
movf DatoB7, W
movwf DatoB8
```

```
movf DatoB6, W
movwf DatoB7
```

```
movf DatoB5, W
movwf DatoB6
```

```
movf DatoB4, W
movwf DatoB5
```

```
movf DatoB3, W
movwf DatoB4
```

```
movf DatoB2, W
movwf DatoB3
```

```
movf DatoB1, W
movwf DatoB2
```

```
movf DatoB0, W
movwf DatoB1
```

```
movf DatoAux, W
movwf DatoB0
```

```
clrf SumaH
clrf SumaL
```

```
movlw DatoB0
movwf FSR
```

Loop_SumaB

```
movf INDF, W
addwf SumaL, f
btfsc STATUS, C
incf SumaH
```

```
incf FSR, f
movlw DatoB0+.16
subwf FSR, W
```

```

btfss STATUS, Z
goto Loop_SumaB

```

```

rrf SumaH, f
rrf SumaL, f
rrf SumaH, f
rrf SumaL, f
rrf SumaH, f
rrf SumaL, f
rrf SumaH, f
rrf SumaL, W

```

```

return

```

```

ORG 0x200-5

```

Tabla1

```

movwf AUX
movlw 2
movwf PCLATH
movf AUX, W
addwf PCL, f

```

```

DT 0x0E, 0x0E, 0x0F, 0x0F, 0x0F, 0x10, 0x10, 0x10
DT 0x10, 0x11, 0x11, 0x11, 0x12, 0x12, 0x12, 0x13
DT 0x13, 0x13, 0x13, 0x14, 0x14, 0x14, 0x15, 0x15
DT 0x15, 0x16, 0x16, 0x16, 0x16, 0x17, 0x17, 0x17
DT 0x18, 0x18, 0x18, 0x19, 0x19, 0x19, 0x19, 0x1A
DT 0x1A, 0x1A, 0x1B, 0x1B, 0x1B, 0x1C, 0x1C, 0x1C
DT 0x1C, 0x1D, 0x1D, 0x1D, 0x1E, 0x1E, 0x1E, 0x1F
DT 0x1F, 0x1F, 0x20, 0x20, 0x20, 0x20, 0x21, 0x21
DT 0x21, 0x22, 0x22, 0x22, 0x23, 0x23, 0x23, 0x23
DT 0x24, 0x24, 0x24, 0x25, 0x25, 0x25, 0x26, 0x26
DT 0x26, 0x26, 0x27, 0x27, 0x27, 0x28, 0x28, 0x28
DT 0x29, 0x29, 0x29, 0x29, 0x2A, 0x2A, 0x2A, 0x2B
DT 0x2B, 0x2B, 0x2C, 0x2C, 0x2C, 0x2C, 0x2D, 0x2D
DT 0x2D, 0x2E, 0x2E, 0x2E, 0x2F, 0x2F, 0x2F, 0x30
DT 0x30, 0x30, 0x30, 0x31, 0x31, 0x31, 0x32, 0x32
DT 0x32, 0x33, 0x33, 0x33, 0x33, 0x34, 0x34, 0x34
DT 0x35, 0x35, 0x35, 0x36, 0x36, 0x36, 0x36, 0x37
DT 0x37, 0x37, 0x38, 0x38, 0x38, 0x39, 0x39, 0x39
DT 0x39, 0x3A, 0x3A, 0x3A, 0x3B, 0x3B, 0x3B, 0x3C
DT 0x3C, 0x3C, 0x3D, 0x3D, 0x3D, 0x3D, 0x3E, 0x3E
DT 0x3E, 0x3F, 0x3F, 0x3F, 0x40, 0x40, 0x40, 0x40
DT 0x41, 0x41, 0x41, 0x42, 0x42, 0x42, 0x43, 0x43
DT 0x43, 0x43, 0x44, 0x44, 0x44, 0x45, 0x45, 0x45
DT 0x46, 0x46, 0x46, 0x46, 0x47, 0x47, 0x47, 0x48
DT 0x48, 0x48, 0x49, 0x49, 0x49, 0x49, 0x4A, 0x4A
DT 0x4A, 0x4B, 0x4B, 0x4B, 0x4C, 0x4C, 0x4C, 0x4D
DT 0x4D, 0x4D, 0x4D, 0x4E, 0x4E, 0x4E, 0x4F, 0x4F

```

DT 0x4F, 0x50, 0x50, 0x50, 0x50, 0x51, 0x51, 0x51
DT 0x52, 0x52, 0x52, 0x53, 0x53, 0x53, 0x53, 0x54
DT 0x54, 0x54, 0x55, 0x55, 0x55, 0x56, 0x56, 0x56
DT 0x56, 0x57, 0x57, 0x57, 0x58, 0x58, 0x58, 0x59
DT 0x59, 0x59, 0x59, 0x5A, 0x5A, 0x5A, 0x5B, 0x5B

END

ANEXO B

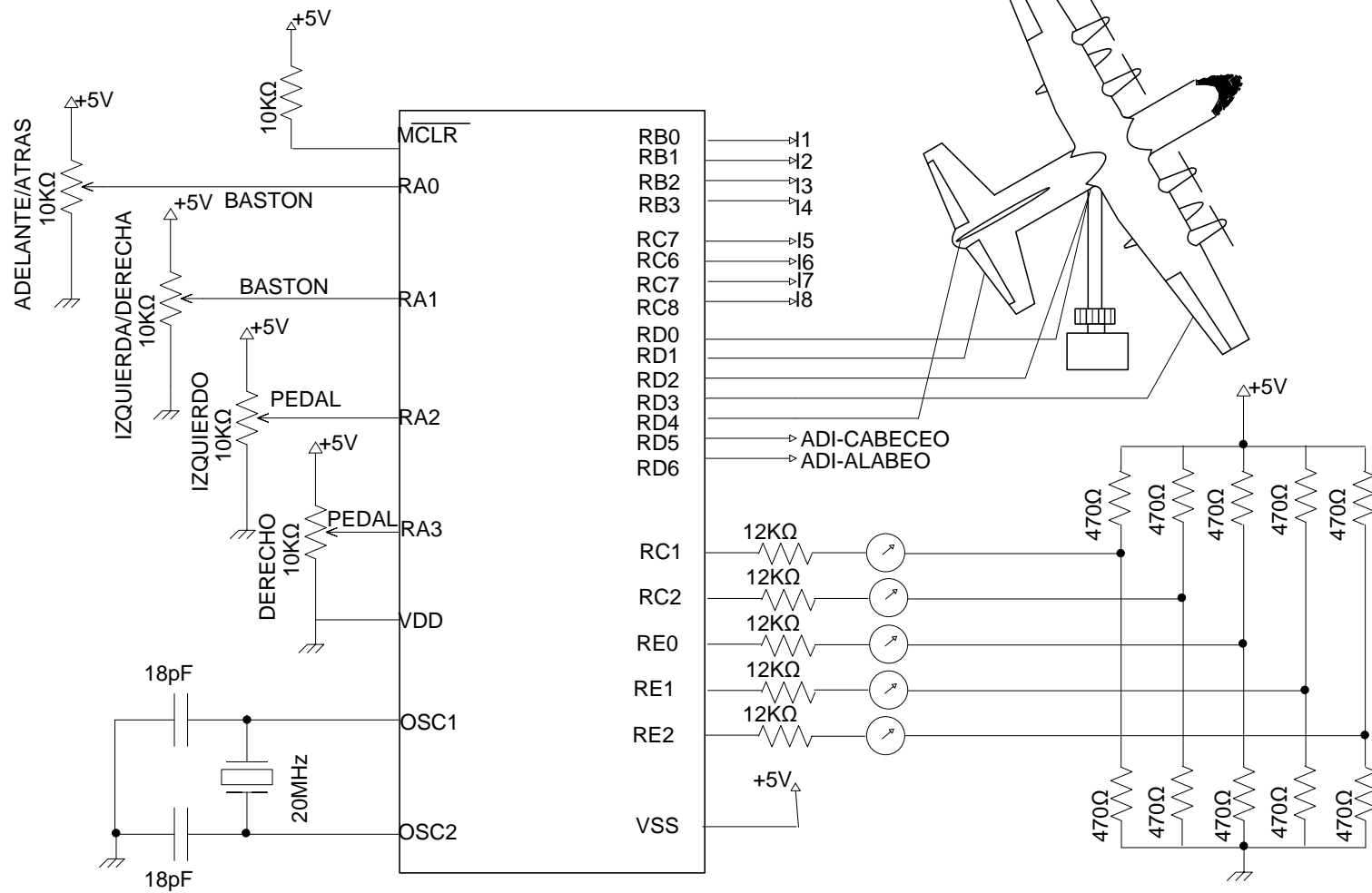


DIAGRAMA ELECTRICO DEL PROYECTO

AUTORÍA

Latacunga, diciembre del 2006

Elaborado por:

Sgos. Tigse Bravo Walter G.

Cbop. López Pérez Sergio P.

EL DIRECTOR DE LA CARRERA DE INGENIERÍA
ELECTRÓNICA ESPECIALIDAD EN INSTRUMENTACIÓN

Ing. Armando Álvarez

EL SECRETARIO DE LA ESPE – LATACUNGA

Ab. Eduardo Vásquez Alcázar

