



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN INGENIERÍA

INGENIERÍA ELÉCTRICA – SISTEMAS ELECTRÓNICOS

IMPLEMENTACIÓN DE UN PILOTO AUTOMÁTICO DE CORTO ALCANCE
PARA UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO

TESIS

QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:
MAESTRO EN INGENIERÍA

PRESENTA:
MARTIN ESTRADA ARCOS

TUTOR PRINCIPAL
M. EN I. JESÚS ÁLVAREZ CASTILLO
FACULTAD DE INGENIERÍA, UNAM.

MÉXICO, D. F. FEBRERO 2014

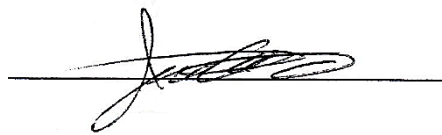
JURADO ASIGNADO:

Presidente: Dra. Verde Rodarte María Cristina
Secretario: Dr. Martínez López José Ismael
Vocal: M. I. Jesús Álvarez Castillo
1^{er}. Suplente: Dra. Navarrete Montesinos Margarita
2^do. Suplente: Dr. Prado Molina Jorge

Lugar o lugares donde se realizó la tesis: Facultad de Ingeniería, UNAM.

TUTOR DE TESIS:

M. en I. Jesús Álvarez Castillo

A handwritten signature in black ink, appearing to read 'Jesús', is written over a horizontal line.

FIRMA

Agradecimientos

*A la Universidad Nacional Autónoma de México.
Al programa de Maestría y Doctorado en Ingeniería.
A la Facultad de Ingeniería.*

Al maestro Jesús Álvarez por su apoyo.

A ti mamá, gracias por tu cariño, apoyo y comprensión.

A mi papá, hermanos, cuñados y sobrinos gracias por su cariño y apoyo.

*A todos mis amigos de la maestría y compañeros del laboratorio de
transductores, gracias por su apoyo y amistad.*

*A ti Adriana, por compartir conmigo esta etapa.
Gracias abejita de miel. ☺*

*Un agradecimiento especial a la Coordinación de Estudios de Posgrado
(CEP) por la beca otorgada.*

Martin Estrada, febrero 2014.

CONTENIDO

CONTENIDO	I
ÍNDICE DE FIGURAS	IV
ÍNDICE DE TABLAS	VI
RESUMEN	1
CAPÍTULO I. INTRODUCCIÓN	3
I.1 GENERALIDADES	3
<i>Piloto automático</i>	3
<i>Estado del arte</i>	3
I.2 JUSTIFICACIÓN	4
I.3 OBJETIVOS	5
CAPÍTULO II. PRINCIPIOS BÁSICOS DE VUELO	7
II.1 EJES DE UN AVIÓN	7
<i>Eje longitudinal</i>	8
<i>Eje transversal</i>	8
<i>Eje vertical</i>	8
II.2 FUERZAS QUE ACTÚAN EN VUELO	8
<i>Sustentación</i>	8
<i>Peso</i>	9
<i>Empuje</i>	9
<i>Arrastre</i>	9
<i>Ángulo de ataque</i>	10
II.3 ESTRUCTURA DE UN AVIÓN	11
<i>Fuselaje</i>	11
<i>Alas</i>	11
<i>Tren de aterrizaje</i>	11
<i>Motor</i>	12
<i>Perfil</i>	12
<i>Cuerda</i>	12
<i>Envergadura</i>	12
<i>Flecha</i>	12
<i>Forma de alas</i>	12
<i>Monoplano</i>	13
II.4 SUPERFICIES DE CONTROL	13
<i>Alerones</i>	13
<i>Timón de profundidad</i>	13
<i>Timón de dirección</i>	14
II.5 ETAPAS DE VUELO	14
<i>Despegue</i>	14
<i>Ascenso</i>	15

Velocidad de crucero.....	15
Viraje.....	15
Descenso y Aterrizaje.....	15
CAPÍTULO III. CONCEPTOS BÁSICOS	17
III.1 PILOTO AUTOMÁTICO.....	17
III.2 INSTRUMENTOS DE VUELO	18
Altimetro.....	18
Anemómetro.....	18
Indicador de orientación.....	18
Brújula.....	19
GPS.....	19
III.3 SISTEMAS DE CONTROL	20
III.4 CONTROL PID	20
Control proporcional.....	21
Control integral.....	21
Control proporcional-integral.....	22
Control proporcional-derivativo.....	22
Control proporcional-integral-derivativa.....	23
Efectos del sensor sobre el desempeño del sistema.....	24
III.5 SERVOMOTOR DE MODELISMO	24
Control de posición.....	24
Terminales de conexión.....	26
III.6 MOTOR SIN ESCOBILLAS.....	26
Circuitos Electrónicos Controladores de Velocidad.....	27
Kv, la característica básica de un motor brushless.....	28
III.7 CARACTERÍSTICA DEL AEROMODELO BIXLER	29
CAPÍTULO IV. DESARROLLO DEL SISTEMA.....	31
IV.1 SENSORES.....	31
Sensor de orientación.....	31
Medición de los ángulos de inclinación de roll, pitch y yaw.....	32
Sensor de altitud.....	33
Sistema de posicionamiento global.....	35
IV.2 COMUNICACIÓN INALÁMBRICA.....	38
Transmisor – Receptor inalámbrico Xbee.....	38
El Coordinador.....	40
Los Routers.....	40
End Device.....	40
Circuito básico para la conexión Xbee – microcontrolador.....	40
Modo recibir - transmitir.....	41
IV.3 MICROCONTROLADOR.....	42
IV.4 ALGORITMO PARA EL CONTROL P DE ALABEO Y CABECEO	43
IV.5 CONTROL DE 4 MOTORES	45
IV.6 IMPLEMENTACIÓN DEL PILOTO AUTOMÁTICO	49
IV.7 ESTACIÓN TERRENA.....	51
Transmisión y recepción de datos.....	51
Horizonte artificial.....	52

CAPÍTULO V. RESULTADOS Y CONCLUSIONES.....	57
V.1 RESULTADOS.....	61
V.2 CONCLUSIONES.....	62
REFERENCIAS	65
ANEXO A. HOJAS DE ESPECIFICACIONES	69

ÍNDICE DE FIGURAS

FIGURA 1. GIROS DE UN AVIÓN EN TORNO A SUS EJES.	7
FIGURA 2. FUERZAS QUE ACTÚAN EN UN AEROPLANO.	8
FIGURA 3. PERPENDICULARIDAD EN LA SUSTENTACIÓN.	8
FIGURA 4. DIRECCIÓN Y SENTIDO DE PESO.	9
FIGURA 5. DIRECCIÓN Y SENTIDO DEL EMPUJE.	9
FIGURA 6. ARRASTRE [42].	9
FIGURA 7. DIRECCIÓN DEL VIENTO Y ÁNGULO DE ATAQUE [42].	10
FIGURA 8. RELACIÓN ENTRE ÁNGULO DE ATAQUE Y VELOCIDAD [42].	10
FIGURA 9. ESTRUCTURA GENÉRICA DE UN AVIÓN.	11
FIGURA 10. ENVERGADURA Y CUERDA DE LAS ALAS.	12
FIGURA 11. TIPO DE FLECHA DEL ALA.	12
FIGURA 12. ALGUNAS FORMAS DE ALAS.	12
FIGURA 13. UBICACIÓN DE LAS ALAS.	13
FIGURA 14. ALERONES.	13
FIGURA 15. TIMÓN DE PROFUNDIDAD.	14
FIGURA 16. TIMÓN DE DIRECCIÓN.	14
FIGURA 18. HORIZONTE ARTIFICIAL.	19
FIGURA 19. SISTEMA GLOBAL DE POSICIONAMIENTO.	20
FIGURA 20. DIAGRAMA EN BLOQUES DE UN CONTROL PID.	21
FIGURA 21. CONTROLADOR PROPORCIONAL INTEGRAL [32].	22
FIGURA 22. CONTROLADOR PROPORCIONAL DERIVATIVO [32].	23
FIGURA 23. CONTROLADOR PROPORCIONAL INTEGRAL DERIVATIVO [32].	24
FIGURA 24. SERVOMOTOR.	25
FIGURA 25. EJEMPLOS DE SEÑALES DE CONTROL DE UN SERVOMOTOR.	25
FIGURA 26. MOTOR BRUSHLESS.	26
FIGURA 27. FUNCIONAMIENTO DE UN MOTOR CD CONVENCIONAL.	27
FIGURA 28. ESC GENÉRICO DE 35 AMP CON UN BEC INTEGRADO.	28
FIGURA 29. AEROMODELO BIXLER V1.1.	29
FIGURA 30. DIAGRAMA GENERAL DEL SISTEMA.	31
FIGURA 31. ACELERÓMETRO MMA7361.	32
FIGURA 32. DIAGRAMAS RECOMENDADOS PARA EL ACELERÓMETRO MMA7361.	32
FIGURA 33. SENSOR DE PRESIÓN MPX4115 [37].	34
FIGURA 34. ERROR DE PRESIÓN Y EL FACTOR DE TEMPERATURA DEL SENSOR MPX4115 [37].	34
FIGURA 35. DIAGRAMA DE CONEXIÓN DEL MPX4115 CON EL MICROCONTROLADOR.	35
FIGURA 36. MÓDULO GPS GP-635T.	35
FIGURA 37. DIAGRAMA DE FLUJO PARA LA LECTURA DEL MÓDULO GPS.	38
FIGURA 38. TRANSMISOR – RECEPTOR XBEE.	39
FIGURA 39. CONEXIONES MÍNIMAS REQUERIDAS PARA EL XBEE.	40
FIGURA 40. PROGRAMACIÓN DE LOS MÓDULOS XBEE MEDIANTE EL PROGRAMA X-CTU.	41
FIGURA 41. PIC 18F 4550.	42
FIGURA 42. DIAGRAMA DE BLOQUES DEL CONTROL P.	43
FIGURA 43. DIAGRAMA DE FLUJO DEL CONTROL P.	44
FIGURA 44. SEÑAL MODULADA PARA EL CONTROL DEL SERVOMOTOR.	45
FIGURA 45. SEÑAL DE CONTROL PARA LOS SERVOMOTORES.	46
FIGURA 46. VENTANA DE TIEMPO PARA EL CONTROL DE 4 SERVOMOTORES.	47
FIGURA 47. DIAGRAMA DE FLUJO DEL CONTROL DE UN MOTOR.	49

FIGURA 48. DIAGRAMA DE FLUJO DEL PILOTO AUTOMÁTICO.....	50
FIGURA 49. DIAGRAMA DE BLOQUES PARA ENVIAR/RECIBIR DATOS POR EL PUERTO SERIE. ..	52
FIGURA 50. HORIZONTE ARTIFICIAL.....	53
FIGURA 51. INTERFAZ DE USUARIO LA ESTACIÓN DE CONTROL TERRENA.....	54
FIGURA 52. ESTRUCTURA DE ENVÍO Y RECEPCIÓN DE DATOS ENTRE LA ESTACIÓN TERRENA Y EL PILOTO AUTOMÁTICO.	55
FIGURA 53. PRUEBA DEL ALGORITMO DE ESTABILIZACIÓN.	57
FIGURA 54. LECTURAS EN VOLTS DEL ACCELERÓMETRO.....	58
FIGURA 55. VUELO DE CRUCERO DESARROLLADO.....	58
FIGURA 56. MONTAJE DE LAS TARJETAS DESARROLLADAS.....	59
FIGURA 57. PRUEBAS DE VUELO EN CAMPO.....	61
FIGURA 58. CIRCUITOS Y TARJETAS IMPLEMENTADAS.	62

ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 1. CARACTERÍSTICAS BIXLER V1.1 [43]	29
TABLA 2. VALORES Y DESCRIPCIÓN DEL ENUNCIADO GPRMC.	37
TABLA 3. CARACTERÍSTICAS PRINCIPALES DEL PIC18F4550.....	42

RESUMEN

Se presenta el diseño y desarrollo de un algoritmo de control para obtener un piloto automático de corto alcance que estabiliza en vuelo a un vehículo aéreo no tripulado a baja altura. Dicho vehículo es un aeromodelo a escala de 1400mm de envergadura, 925mm de fuselaje y 650g de peso. El control se realiza con base en la programación de un algoritmo que permite estabilizar los ejes longitudinal, transversal y vertical mediante la manipulación de las maniobras de alabeo (roll), cabeceo (pitch) y guiñada (yaw).

Asimismo, se desarrolla una tarjeta de telemetría de abordo capaz de enviar los datos de las variables: orientación, altura y posicionamiento global. Dichos datos se adquieren, procesan y se envían para ser visualizados en una computadora personal.

Se analiza y selecciona los componentes más indicados. Para el caso de los sensores se realiza su acondicionamiento de señal, y para los actuadores se desarrolla su correspondiente etapa de potencia. El algoritmo para la estabilización es mediante un control proporcional, el cual adquiere los valores de los sensores inerciales (acelerómetros) para obtener la orientación con respecto a los ejes de referencia (ejes de Euler), posteriormente se comparan el valor medido con el de referencia obteniendo así la señal de error, con esta última señal se realiza el ajuste en los actuadores del vehículo.

La posición global y la altura se obtienen a través de la lectura constante de un receptor GPS. Se realiza la interfaz de comunicación con dicho receptor y se desarrolla un código de programación capaz de identificar la cabecera del enunciado que contiene la información deseada, una vez identificado los datos, se adquieren y transmiten.

CAPÍTULO I. INTRODUCCIÓN

Se entiende por un vehículo aéreo no tripulado (UAV: Unmanned Aerial Vehicle) a aquella aeronave que es capaz de realizar una misión sin necesidad de tener una tripulación a bordo. Esta denominación hace referencia a la ausencia de tripulación en el vehículo, lo que no es necesariamente sinónimo de autonomía total [1].

Debe entenderse que ésta condición no excluye la existencia de piloto, controlador de la misión u otros operadores, que pueden realizar su trabajo desde tierra. La extensión del concepto de vehículo a sistema, refleja que el UAV precisa, no sólo de la aeronave adecuadamente instrumentada, sino también de una estación en tierra, que complementa la instrumentación y capacidades de vuelo [2].

I.1 GENERALIDADES

Existen fuerzas que se consideran en la mecánica de vuelo de una aeronave. Las fuerzas consideradas como básicas, son las siguientes [3]:

- Sustentación: Fuerza perpendicular a la trayectoria.
- Arrastre: Fuerza que se opone al movimiento.
- Peso: El efecto de la gravedad actuando sobre la masa del avión.
- Empuje: La potencia del motor actuando por la hélice.

Las fuerzas más importantes son generadas en el ala y la cola. Esta última es la encargada de balancear las cargas y de dar estabilidad longitudinal al avión. El balanceo, se refiere a la generación de una fuerza de sustentación que produce un momento respecto del centro de gravedad del avión, para equilibrar los momentos generados por el resto de la aeronave. La estabilidad, se refiere a la capacidad del avión a volver a su estado inicial, después de producida una perturbación. El avión debe ser longitudinal, direccional y lateralmente estable para que cumpla con los requerimientos internacionales [4].

Piloto automático

En la aviación, el control de un avión es la capacidad de respuesta del piloto. Este sistema controla los mandos de altura, alabeo, cabeceo y guiñada de forma automática. Está formado por un controlador, sensores y servomotores. Con base en los diferentes sensores: altitud (que mide presión barométrica) se controla la altura del avión, con los sensores inerciales (acelerómetros y/o giroscopios que miden velocidad y aceleración angular respectivamente) se obtiene la posición en el espacio, a partir de ésta se generan las señales de control que envía a los servomotores para controlar el momento de guiñada la cual actúa sobre el eje del timón de dirección, controlar el momento de cabeceo el cual actúa sobre el timón de profundidad, y el momento de alabeo que se encarga de mover los alerones [5].

Estado del arte

A nivel comercial, la empresa con mayor avance en este tipo de sistemas en México es Hydra Technologies, los UAVs que desarrolla son utilizados para vigilancia y patrullaje principalmente. A continuación se describen algunos de sus aviones construidos.

El S4 Ehécatl es el primer avión no tripulado de la empresa, empezado a desarrollar en el año 2002. El E1 Gavilán de Hydra Technologies es un mini vehículo aéreo no tripulado, de motorización eléctrica, lanzado manualmente o mediante una catapulta, con capacidad de vuelo diurno y nocturno, con una envergadura de 2.30 m y un alcance de

10 km. El UAV G1 Guerrero es un monomotor de ala alta, capaz de despegar en pistas cortas, con una envergadura de 2.8 m. El más pequeño de la familia Hydra lleva el nombre de E2 Colibrí, de bajo costo y versátil es usado por militares y cuerpo de seguridad [6].

A nivel académico, y en años más recientes se han estudiado diversas implementaciones donde se involucra el acondicionamiento de aeromodelos como los mostrados en [7], [8], [9] y [10], en dichos trabajos se realiza la integración de sensores, actuadores y se implementan los algoritmos de comunicación para mantener un monitoreo constante de la navegación. La conclusión de los trabajos antes mencionados deja como principal aportación la instrumentación y acondicionamiento electrónico del aeromodelo. Dejando como futuras adaptaciones y/o mejoras la implementación de algoritmos de control para la implementación de un piloto automático. En el trabajo reportado en [7] y [9] utilizan un controlador PID para mantener la estabilidad en la orientación.

En el 2011 en el CINVESTAV-IPN presentaron esquema de control de estabilización de la orientación en tiempo real para el desempeño eficaz de un mini-UAV Quad Rotor [11], es importante mencionar que para el control de los motores del miniUAV utilizaron un control PD.

A partir de 2011 en el Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT), está desarrollando el proyecto UAV SWARM Health Management Project, cuyo objetivo es ejecutar misiones de larga duración con una flota de UAVs en un entorno dinámico basando su control en lógica difusa [12].

Recientemente, en el Centro de Investigación y de Estudios Avanzados del IPN (CINVESTAV) se desarrollan algoritmos de programación para la implementación de pilotos automáticos que permitan la estabilidad de la aeronave en vuelo, sus algoritmos se basan en controladores PID y lógica difusa. Es importante mencionar que sólo se dedican al desarrollo de los algoritmos, dejando en segundo plano el desarrollo de la electrónica necesaria ya que adquieren tarjetas de desarrollo de terceros, lo cual justifica la necesidad de contar con el desarrollo de tecnología propia, como es el caso de la electrónica. Actualmente, en CINVESTAV se ha creado la maestría en Sistemas Autónomos de Navegación Aérea y Submarina (SANAS) que cuentan con un plan de estudios enfocado a la formación científica y experimental en el área de Sistemas Autónomos de Navegación [13].

I.2 JUSTIFICACIÓN

En la actualidad existen gran cantidad de fabricantes de UAV's que brindan asesoría y mantenimiento a la hora de adquirir alguno de sus equipos, sin embargo, su costo es considerable debido a la tecnología que involucra el diseño y desarrollo de estos vehículos, además, se necesita de un piloto especializado que pueda maniobrar el equipo, lo cual incrementa considerablemente su costo.

Los resultados de las referencias antes citadas son claro ejemplo de la necesidad de contar con sistemas de tecnología propia que puedan cumplir diferentes tipos de misiones (desde investigación hasta los sectores de defensa y seguridad), dichos sistemas deben involucrar algoritmos de control para la implementación de pilotos automáticos a bajo costo.

Lo anterior motiva el desarrollo del presente trabajo, desarrollar un sistema con fines de investigación, el cual se centra en la programación de un algoritmo de control basado en las señales de los sensores inerciales como entradas y mediante una ley de control (Control Proporcional) manipular los ejes de alabeo, cabeceo y guiñada, logrando así, la estabilización de la aeronave durante el vuelo del UAV de forma automática a corto alcance.

I.3 OBJETIVOS

General:

- Desarrollar un sistema con la instrumentación electrónica basada en firmware¹ y hardware para obtener un piloto automático de corto alcance que pueda estabilizar un aeromodelo a escala de 1400mm de envergadura, 925mm de fuselaje y 650g de peso en vuelo a una altura de 2 m y una distancia de 25m.

Particulares:

- Implementar el acondicionamiento de señales de los sensores (orientación, altitud y posición global) y etapa de potencia de los actuadores dispuestos en el UAV.
- Implementar un código de programación para realizar un controlador proporcional en un microcontrolador.
- Implementar el algoritmo de control para mantener los ejes: longitudinal, transversal y vertical, en estabilidad, por medio de la manipulación de los ángulos de alabeo (roll), cabeceo (pitch) y guiñada (yaw) mediante la ley de control propuesta. Dicho algoritmo estará embebido mediante un microcontrolador en el aeromodelo.
- Desarrollar una tarjeta de telemetría encargada de recibir y transmitir datos del UAV hacia la estación terrena a corto alcance.
- Adaptación del sistema a una estación terrena en una computadora personal, con esta estación se logrará monitorear el estado de la navegación mediante instrumentos virtuales.

¹ El "firmware" es un bloque de instrucciones de máquina para propósitos específicos, grabado en una memoria de tipo de solo lectura (ROM, EEPROM, flash, etc), que establece la lógica de más bajo nivel que controla los circuitos electrónicos de un dispositivo de cualquier tipo.

CAPÍTULO II. PRINCIPIOS BÁSICOS DE VUELO

Con el objetivo de conocer los principios básicos de vuelo es necesario conocer las fuerzas que se involucran en su movimiento y su origen. A su vez debemos conocer las superficies de control y entender la forma en que estas guían al avión a través del espacio.

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, incrementa la sustentación, o aumente la resistencia. Para lograr una u otra funcionalidad se emplean superficies aerodinámicas que proporcionan el control y que modifican la sustentación.

II.1 EJES DE UN AVIÓN

La orientación de un cuerpo es referida entre los distintos sistema de coordenadas con el fin de obtener el dato del ángulo de rotación, es decir, la orientación, a partir de la velocidad angular en la referencia fija al cuerpo, por lo anterior, se requiere un método de conversión entre sistemas de referencia para representar correctamente el vector velocidad. La transformación del ángulo de Euler es uno de los métodos que se utilizan frecuentemente en estos casos, porque es simple y confiable aunque da lugar a que ocurran singularidades en la transformación de coordenadas [40].

Euler propuso que cualquier rotación de un marco de referencia con respecto a otro, puede ser visualizada como una secuencia de tres rotaciones simples alrededor de los vectores base.

Teorema de Euler: El movimiento general de un cuerpo rígido con un punto fijo, es la rotación alrededor de un eje fijo de dicho cuerpo [41].

La transformación de ángulos de Euler se presenta usando los ángulos, el movimiento rotacional está relacionado con el movimiento de la aeronave alrededor de los tres ejes, dichos ángulos tienen nombres específicos y representan maniobras comunes, su nombre está relacionado en torno al eje que se producen, estos son: los ejes de alabeo (roll), cabeceo (pitch) y guiñada (yaw), figura 1 [14], [15].

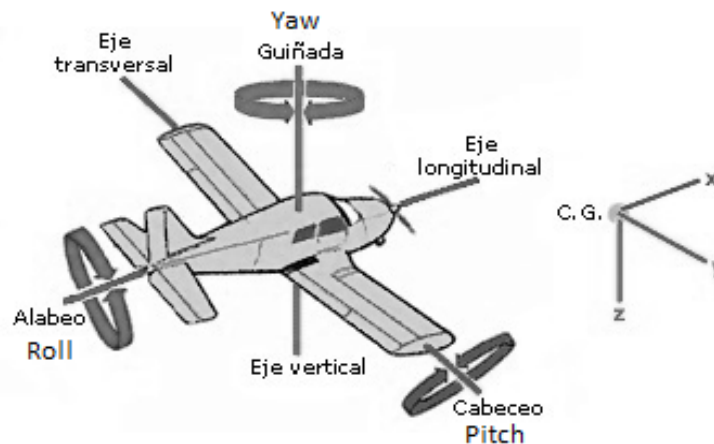


Figura 1. Giros de un avión en torno a sus ejes.

Eje longitudinal (Roll). Giro en torno al eje x , es el eje imaginario que va desde el morro² hasta la cola del avión. El movimiento alrededor de este eje (levantar un ala bajando la otra) se denomina **alabeo**.

Eje transversal (Pitch). Giro en torno al eje y , eje imaginario que va desde el extremo de un ala al extremo de la otra. El movimiento alrededor de este eje (morro arriba o morro abajo) se denomina **cabeceo**.

Eje vertical (Yaw). Giro en torno al eje z , es el eje imaginario que atraviesa el centro del avión. El movimiento en torno a este eje (morro virando a la izquierda o la derecha) se llama **guiñada**.

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 [16], [17].

II. 2 FUERZAS QUE ACTÚAN EN VUELO

Sobre una aeronave en vuelo actúan una serie de fuerzas, estas provocan: el despegue, aterrizaje, el ascenso y descenso, así como el vuelo de crucero. Las cuatro fuerzas básicas son: sustentación, peso, empuje y arrastre. Éstas actúan en pares; la sustentación es opuesta al peso, y el empuje al arrastre como se observa en la figura 2.



Figura 2. Fuerzas que actúan en un aeroplano.

Sustentación (Lift). Es la fuerza desarrollada por un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo hacia arriba, y cuya dirección es perpendicular al viento relativo y a la envergadura del avión (no necesariamente perpendiculares al horizonte) como se muestra en la siguiente figura 3.

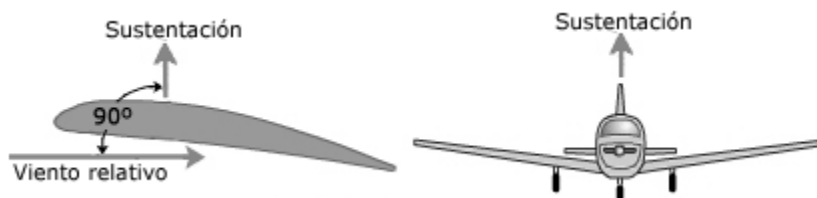


Figura 3. Perpendicularidad en la sustentación.

² Morro de un avión: se refiere a la parte delantera de la aeronave.

Peso (Weight). El peso es la fuerza de atracción gravitatoria sobre un cuerpo, siendo su dirección perpendicular a la superficie de la tierra, su sentido hacia abajo, y su intensidad proporcional a la masa de dicho cuerpo. En la figura 4 se muestra como esta fuerza es la que atrae al avión hacia la tierra y ha de ser contrarrestada por la fuerza de sustentación para mantener al avión en el aire.



Figura 4. Dirección y sentido de peso.

Empuje (Thrust). Para vencer la inercia del avión en reposo, acelerarlo en la carrera de despegue o en vuelo, mantener una tasa de ascenso adecuada, vencer la resistencia al avance, etc. se necesita una fuerza: el empuje.

Esta fuerza se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del aeroplano. La reacción, de igual intensidad pero de sentido opuesto (3ª ley del movimiento de Newton), mueve el avión hacia adelante. En aviones de hélice, la fuerza de propulsión la genera la rotación de la hélice, movida por el motor (convencional o turbina). Esta fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema propulsor, que suele ser más o menos paralela al eje longitudinal del avión, ver figura 5.



Figura 5. Dirección y sentido del empuje.

Es obvio que el factor principal que influye en esta fuerza es la potencia del motor, pero hay otros elementos que también influyen como pueden ser la forma y tamaño de la hélice, densidad del aire, etc.

Arrastre (Drag). El arrastre es la fuerza que impide o retarda el movimiento de un aeroplano. El arrastre actúa de forma paralela y en la misma dirección que el viento relativo, aunque también podríamos afirmar que el arrastre es paralela y de dirección opuesta a la trayectoria (figura 6a). En la figura 6b se muestra que el arrastre disminuye con el aumento de velocidad.

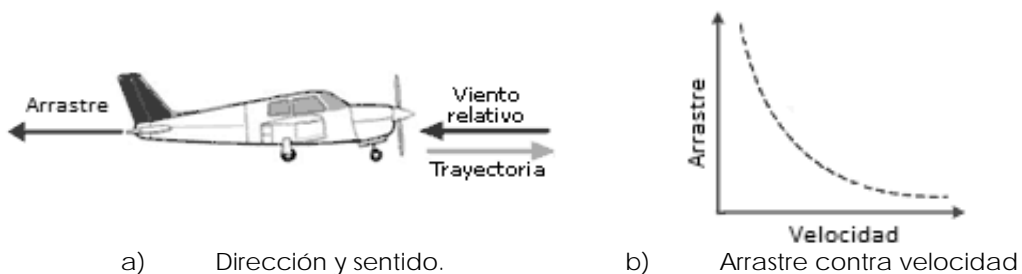


Figura 6. Arrastre [42].

Un aeroplano, como cualquier otro objeto, se mantiene estático en el suelo debido a la acción de dos fuerzas: su peso, debido a la gravedad, que lo mantiene en el suelo, y la inercia o resistencia al avance que lo mantiene parado. Para que este aeroplano vuele será necesario contrarrestar el efecto de estas dos fuerzas negativas, peso y arrastre, mediante otras dos fuerzas positivas de sentido contrario, sustentación y empuje respectivamente. Así, el empuje ha de superar la arrastre que opone el avión a avanzar, y la sustentación superar el peso del avión manteniéndolo en el aire [18] [19].

Un aspecto importante a mencionar es que la velocidad del avión se verá afectada dependiendo del ángulo de ataque en el que las alas encarecen al viento, esto debido a que el flujo a través de estas será diferente.

Ángulo de ataque. Se denomina ángulo de ataque al ángulo que forma la cuerda geométrica de un perfil alar con la dirección del aire incidente. Es un parámetro que influye decisivamente en la capacidad de generar sustentación de un ala o en la de generar tracción de las palas de una hélice (figura 7a).

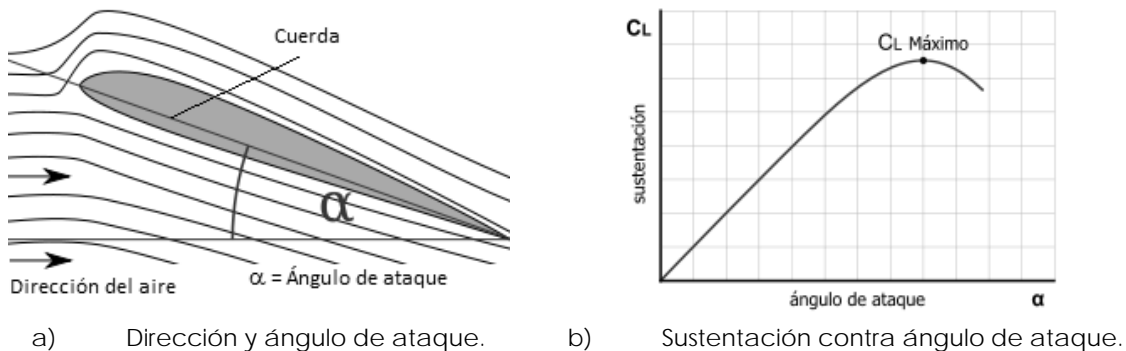


Figura 7. Dirección del viento y ángulo de ataque [42].

Normalmente, al aumentar el ángulo de ataque aumenta la sustentación hasta un cierto punto en el que ésta disminuye bruscamente, fenómeno que se conoce con el nombre de entrada en pérdida. La dependencia de la sustentación con el ángulo de ataque se puede medir a través de un coeficiente de sustentación C_L cuya variación con el ángulo de ataque a se ilustra en la figura 7b.

El ángulo de ataque se encuentra ligado a la velocidad que puede llevar el avión debido a que existe una relación entre el peso y la fuerza de sustentación como se muestra en la siguiente figura 8.



Figura 8. Relación entre ángulo de ataque y velocidad [42].

Aunque las fuerzas anteriores son las elementales para entender el desplazamiento y movimiento de un avión existen otros factores secundarios que pueden influir como:

- Forma del perfil.
- Superficie de las alas y forma de la superficie.

- Densidad del aire.
- Velocidad.
- Ángulo de ataque.

Si queremos ser más rigurosos a los factores anteriores pueden añadirse otros efectos si se desea realizar un estudio más profundo, agregando la viscosidad y compresibilidad se desprenden otras variables que intervienen en el vuelo como [19], [20], [21]:

- Velocidad del sonido en el aire
- Viscosidad del aire.
- Rugosidad de la superficie.

II.3 ESTRUCTURA DE UN AVIÓN

El desplazamiento de un avión es controlado mediante la manipulación del ángulo de las diversas superficies de control, estas superficies están sujetas a las estructura del mismo, como se aprecia en la siguiente figura.

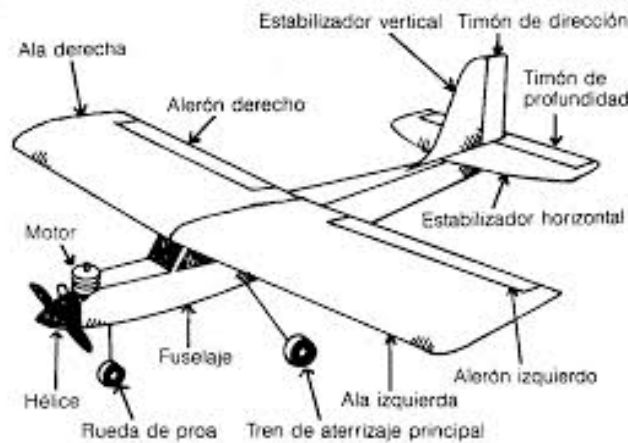


Figura 9. Estructura genérica de un avión.

Fuselaje. Se denomina fuselaje al cuerpo principal de la estructura del avión, cuya función principal es la de dar cabida a la tripulación, a los pasajeros y a la carga, además de servir de soporte principal al resto de los componentes. El diseño del fuselaje además de atender a estas funciones, debe proporcionar un rendimiento aceptable al propósito a que se destine el avión. Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval, y de forma alargada y ahusada.

Alas. Son el elemento primordial de cualquier aeroplano. Son la principal fuente de sustentación del avión, éstas alojan los alerones. En su diseño se tienen en cuenta numerosos aspectos: peso máximo a soportar, resistencias generadas, comportamiento en la pérdida, etc.

Tren de aterrizaje. Tiene como misión amortiguar el impacto del aterrizaje y permitir la rodadura y movimiento del avión en tierra. Puede ser fijo o retráctil.

Motor. Es la fuerza principal del avión, su función es generar el empuje necesario para que el avión alcance una determinada rapidez y así permitir la interacción de las fuerzas aerodinámicas.

Perfil. Es la forma de la sección del ala, es decir lo que veríamos si cortáramos esta transversalmente "como en rodajas". Salvo en el caso de alas rectangulares en que todos los perfiles son iguales, lo habitual es que los perfiles que componen un ala sean diferentes; se van haciendo más pequeños y estrechos hacia los extremos del ala.

Cuerda. Es la línea recta imaginaria trazada entre los bordes de ataque y de salida de cada perfil, marcada con el número 11 en la figura 10.

Envergadura. Distancia entre los dos extremos de las alas. Por simple geometría, si multiplicamos la envergadura por la cuerda media debemos obtener la superficie alar, marcada con el número 12 en la figura 10.

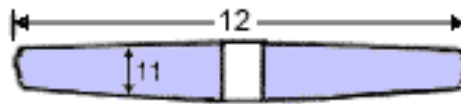


Figura 10. Envergadura y cuerda de las alas.

Flecha. Ángulo que forman las alas respecto del eje transversal del avión. La flecha puede ser positiva, neutra, o negativa como se muestra a continuación.



Figura 11. Tipo de flecha del ala.

Forma de alas. Las alas pueden tener las formas más variadas: estrechándose hacia los extremos (tapered) o recta (straight), en la parte del borde de ataque (leading) o del borde de salida (trailing), o cualquier combinación de estas; en forma de delta, en flecha, etc. Si la velocidad es el factor principal, un ala "tapered" es más eficiente que una rectangular (straight) porque produce menos resistencia. En la figura 12 se muestran algunas formas de alas.

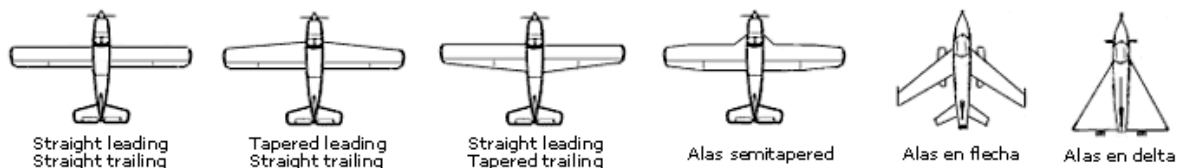


Figura 12. Algunas formas de alas.

Monoplano. Se refiere a que sólo tiene un ala. La mayor parte de los aviones han sido monoplano desde finales de la Segunda Guerra Mundial. El ala puede estar montada a diferentes alturas relativas al fuselaje (figura 13):

- Ala baja - fija a la parte baja del fuselaje.
- Ala media - fija a la parte media del fuselaje.
- Ala alta - fija a la parte alta del fuselaje.

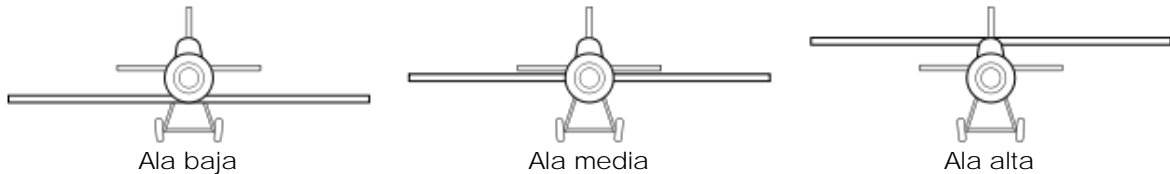


Figura 13. Ubicación de las alas.

II.4 SUPERFICIES DE CONTROL

Son las superficies móviles situadas en las alas y en la cola, las cuales respondiendo a los movimientos del mando provocan el movimiento del avión sobre cualquiera de sus ejes (transversal, longitudinal y vertical). También entran en este grupo otras superficies secundarias, cuya función es la de proporcionar mejoras adicionales relacionadas generalmente con la sustentación (flaps, slats, aerofrenos, etc.).

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, su ubicación se muestra en la figura 14.

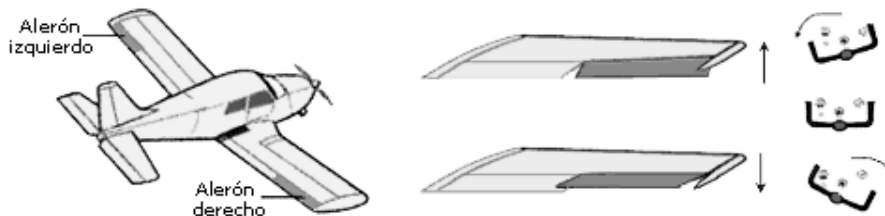


Figura 14. Alerones.

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.

Timón de profundidad. Es la superficie o superficies móviles situadas en la parte posterior del empenaje horizontal de la cola del avión, figura 15. Aunque su nombre podría sugerir que se encarga de hacer elevarse o descender al avión, en realidad su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo del avión (morro arriba o morro 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 suele tener una deflexión máxima de 40° hacia arriba y 20° hacia abajo.

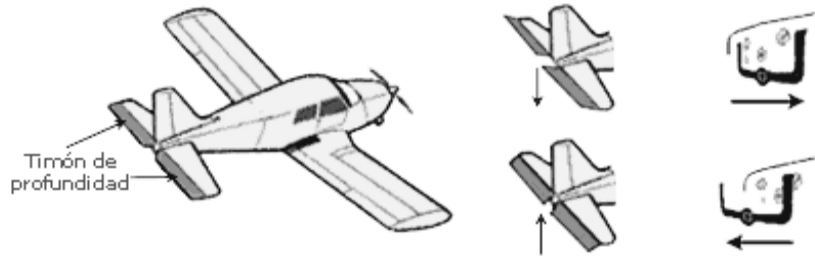


Figura 15. Timón de profundidad.

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 el morro sube (mayor ángulo de ataque). El timón abajo aumenta la sustentación en la cola, esta sube y por tanto el morro 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.

Timón de dirección. Es la superficie móvil montada en la parte posterior del empenaje vertical de la cola del avión, figura 16. Su movimiento provoca el movimiento de guiñada del avión sobre su eje vertical, sin embargo ello no hace virar a la aeronave, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada. Normalmente tiene una deflexión máxima de 30° a cada lado.

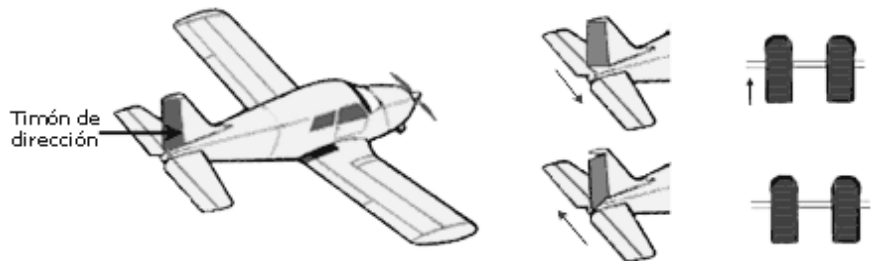


Figura 16. Timón de dirección.

Funcionamiento: Al mover el control de mando hacia la derecha, 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 el morro del avión gire (guiñada) hacia la derecha. Al mover el control de mando hacia la izquierda, sucede lo contrario: timón a la izquierda, cola a la derecha y morro a la izquierda [22], [23].

II.5 ETAPAS DE VUELO

Despegue. En esta etapa el avión debe adquirir la suficiente velocidad en la pista para poder generar una fuerza de sustentación que pueda vencer a la fuerza de gravedad.

Ascenso. Mediante esta etapa el avión aumenta la altitud de una manera constante, sin una pérdida considerable de velocidad hasta llegar a la altura deseada. Por lo general se buscan altitudes mayores donde el aire es menos denso provocando una resistencia menor al avance del avión.

Velocidad de crucero. En esta etapa el avión busca desplazarse a una rapidez y altitud constante, consiguiendo con esto que las fuerzas aerodinámicas se encuentren en equilibrio, dicha etapa se puede realizar a altas velocidades o bajas, cambiando con esto el ángulo de ataque.

Viraje. Etapa de vuelo en la que el avión cambia el rumbo, esta se realiza mediante el control del timón de la dirección, debido a que esta acción de control puede ser muy lenta se usan los alerones provocando la inclinación del avión hacia la dirección que se desea virar, cuando esto sucede el avión tiende a picarse por lo cual se eleva el timón de profundidad para compensar el ángulo de ataque.

Descenso y Aterrizaje. Mediante el descenso el avión se prepara para bajar a la pista de aterrizaje, disminuyendo gradualmente la potencia del motor y por consiguiente su altitud, en esta etapa el avión desciende hasta tocar tierra, para realizar esta maniobra, el avión debe ir a una rapidez relativamente baja así como elevar la nariz (cambio del ángulo de ataque) para no forzar el tren de aterrizaje [19].

CAPÍTULO III. CONCEPTOS BÁSICOS

III.1 PILOTO AUTOMÁTICO

Un piloto automático es un sistema que se utiliza para guiar a un avión sin la ayuda de los operadores humanos, que consta de hardware y su software de apoyo. El primer avión con piloto automático fue desarrollado por la Sperry Corporation en 1912 y se demuestra en un vuelo de manos libres dos años más tarde. Los sistemas de piloto automático son ampliamente utilizados en aviones y barcos modernos.

El objetivo del piloto automático es guiar constantemente vehículos aéreos para seguir las rutas de referencia, o navegar a través de algunos puntos de interés, manteniendo el rumbo, la altitud y la velocidad. Un potente sistema de piloto automático puede guiar vehículos aéreos en todas las etapas de despegue, ascenso, descenso, por trayectoria, y el aterrizaje [29].

Un vuelo está dividido en las fases de: taxi o rodaje, despegue, ascenso, crucero, descenso, aproximación y aterrizaje. Todos estos procesos excepto el de rodaje y despegue pueden ser automatizados. Durante el rodaje no existe ningún tipo de automatización mientras que durante el despegue únicamente se puede activar el **autothrottle**³, la gestión de potencia automática en motores. En condiciones de baja visibilidad el piloto automático de la mayoría de aeronaves es capaz de aterrizar en pista y controlar la desviación horizontal con la pista del avión, es decir, mantenerla en el centro de la pista hasta la desactivación del piloto automático y la toma de control por parte de la tripulación. Los pilotos automáticos tienen la capacidad de volar aproximaciones enteras controlando la razón de descenso del avión y su posición horizontal de manera automática mediante aproximaciones. El piloto automático suele ser un componente integral de un sistema de gestión de vuelo.

Los pilotos automáticos modernos usan sistemas informáticos para controlar la aeronave. El sistema de navegación calcula la posición actual de la aeronave y envía estos datos al sistema de gestión de vuelo que realiza las correcciones pertinentes de rumbo, y altitud, entre otros, al piloto automático, que hace actuar las superficies de vuelo del aparato. En un sistema de este tipo, además de los controles de vuelo clásicos, muchas aeronaves incorporan la capacidad de gestionar el empuje mediante el autothrottle, para controlar el flujo de combustible de los motores y optimizar la velocidad de crucero, descenso y ascenso.

El piloto automático lee la localización y posición de la aeronave de un sistema de guía inercial. Estos sistemas acumulan errores con el tiempo, por lo que incorporan sistemas de reducción de error, como el sistema carrusel que gira una vez por minuto de forma que los errores se disipen en diferentes direcciones y tengan un efecto global nulo. El error en los giróscopos se conoce como deriva y se debe a las propiedades físicas del sistema, ya sea mecánico o guiado por láser, que corrompen los datos de posición. Las diferencias entre los dos se resuelven con la ayuda del procesamiento digital de señales, normalmente con un filtro de Kalman hexadimensional. Las seis dimensiones suelen ser balanceo (roll), inclinación (pitch), orientación (yaw), altitud, latitud y longitud. La aeronave puede volar rutas que tienen un factor de rendimiento exigido, por lo que la cantidad de error o factor de rendimiento real debe ser monitorizado para poder volver dichas rutas particulares.

³ Un acelerador automático (autothrottle) permite a un piloto controlar el ajuste de la potencia de los motores de un avión mediante la especificación de una característica de vuelo deseada.

III.2 INSTRUMENTOS DE VUELO

Los instrumentos básicos de vuelo son aquellos que nos informan de la altura y velocidad del avión, su orientación, si está en ascenso, descenso o nivelado, y en qué dirección vuela.

Altimetro. Es un instrumento de medición que indica la diferencia de altitud entre el punto donde se encuentra localizado y un punto de referencia; habitualmente se utiliza para conocer la altura sobre el nivel del mar de un punto. El altímetro muestra la altura a la cual está volando el avión.

El altímetro barométrico es el más común de todos; su funcionamiento está basado en la relación entre presión y altitud, la presión atmosférica desciende con la altitud, aproximadamente, 1 hPa por cada 27 pies (8,2 metros) de altitud. Toman como base de referencia el nivel del mar, pero su funcionamiento está condicionado a los cambios meteorológicos, por lo que un altímetro de cierta calidad debería permitir compensar las variaciones de presión provocadas por el clima.

Anemómetro. En aeronáutica el anemómetro es utilizado como velocímetro. Es el indicador de la velocidad relativa con respecto al aire. Su funcionamiento se basa en la comparación de dos presiones: la presión estática y la presión dinámica, captadas en puntos apropiados del aparato, mediante un sistema llamado pitot.

El indicador de velocidad aerodinámica o anemómetro, mide la velocidad del avión expresada en nudos (kn), o bien en millas por hora (mph), con respecto a la masa de aire alrededor de la aeronave. Esto significa que si el avión se desplaza a 100 kn en una corriente de aire cuya componente según la dirección de vuelo es de 10 kn en el mismo sentido (viento de cola), la velocidad real respecto al suelo, o ground speed (GS), será de $100 + 10 = 110$ kn.

Indicador de orientación. El indicador de orientación u horizonte artificial muestra la orientación longitudinal de la aeronave (la relación del eje longitudinal del avión con respecto al plano del suelo), es decir: si está girado, inclinado, con el morro levantado, bajado o todo a la vez. Sirve de gran ayuda en condiciones en que la visibilidad es poca o nula. El horizonte artificial tiene dos partes: el horizonte propiamente dicho, y el indicador de rumbo. El primero está compuesto por una región azul que representa el cielo, otra normalmente marrón que representa la superficie terrestre, una mira que representa el morro del avión, y varias marcas a su alrededor. Las marcas horizontales a ambos lados representan las alas, el plano de la aeronave y su ángulo con el límite entre las regiones de cielo y superficie (el horizonte artificial), representa el ángulo de alabeo. Dispuestas verticalmente a intervalos regulares, hay marcas horizontales más pequeñas que representan ángulos concretos en el plano vertical, a intervalos de 5°, 10°, etc. Y muestran el ángulo actual del eje longitudinal con respecto al plano de referencia. Un ejemplo de horizonte artificial se muestra en la figura 18.

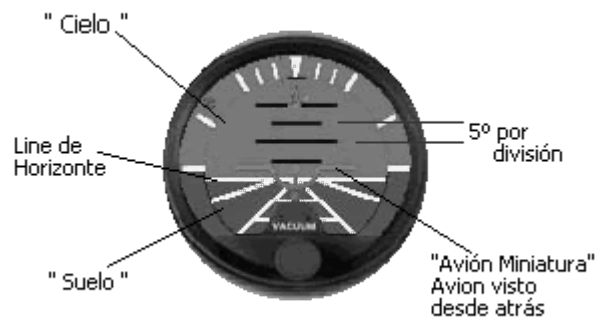


Figura 17. Horizonte artificial.

Brújula. La brújula, también llamada compás magnético, es un instrumento que al orientarse con las líneas de fuerza del campo magnético de la tierra, proporciona al piloto una indicación permanente del rumbo del avión respecto al norte magnético terrestre. Este instrumento es la referencia básica para mantener la dirección de vuelo [23].

GPS. El sistema de posicionamiento global (GPS: Global Positioning System) es un sistema global de navegación por satélite (GNSS) que permite determinar en todo el mundo la posición de un objeto, una persona o un vehículo con una precisión hasta de centímetros, aunque lo habitual son unos pocos metros de precisión. El sistema fue desarrollado, instalado y actualmente operado por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos.

El GPS funciona mediante una red de 24 satélites en órbita sobre el planeta tierra, a 20.200 km, con trayectorias sincronizadas para cubrir toda la superficie de la Tierra. Cuando se desea determinar la posición, el receptor que se utiliza para ello localiza automáticamente como mínimo tres satélites de la red, de los que recibe unas señales indicando la identificación y la hora del reloj de cada uno de ellos. Con base en estas señales, el aparato sincroniza el reloj del GPS y calcula el tiempo que tardan en llegar las señales al equipo, y de tal modo mide la distancia al satélite mediante "triangulación" (método de trilateración), la cual se basa en determinar la distancia de cada satélite respecto al punto de medición. Conocidas las distancias, se determina fácilmente la posición relativa respecto a los tres satélites. Al conocer las coordenadas o posición de cada uno de ellos por la señal que emiten, se obtiene las posiciones absolutas o coordenadas reales del punto de medición. También se consigue una exactitud extrema en el reloj del GPS, similar a la de los relojes atómicos que llevan a bordo cada uno de los satélites.

Funcionamiento.

La información que es útil al receptor GPS para determinar su posición se llama efemérides. En este caso cada satélite emite sus propias efemérides, en la que se incluye la salud del satélite (si debe o no ser considerado para la toma de la posición), su posición en el espacio, su hora atómica, información doppler, etc.

Mediante la trilateración se determina la posición del receptor:

- Cada satélite indica que el receptor se encuentra en un punto en la superficie de la esfera, con centro en el propio satélite y de radio la distancia total hasta el receptor.
- Obteniendo información de dos satélites queda determinada una circunferencia que resulta cuando se intersecan las dos esferas en algún punto de la cual se encuentra el receptor.
- Teniendo información de un cuarto satélite, se elimina el inconveniente de la falta de sincronización entre los relojes de los receptores GPS y los relojes de los satélites. Y es en este momento cuando el receptor GPS puede determinar una posición 3D exacta (latitud, longitud y altitud) [30].

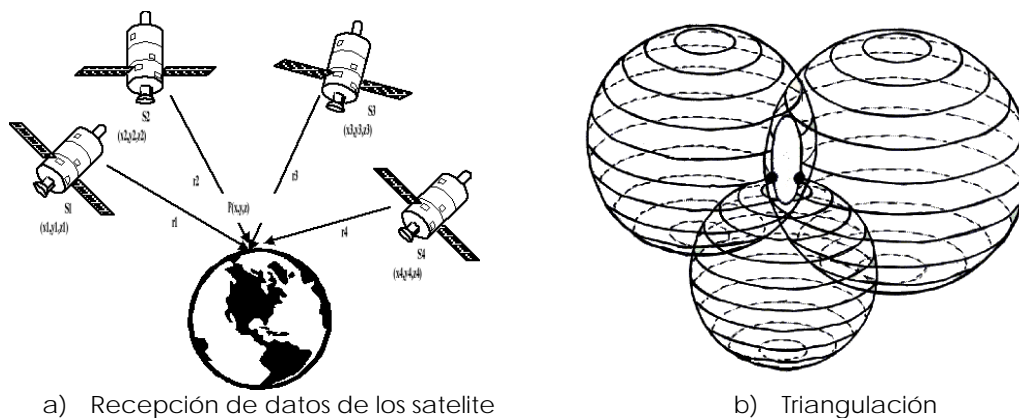


Figura 18. Sistema global de posicionamiento.

III.3 SISTEMAS DE CONTROL

Existe un interés general por el control no tripulado de vehículos, ya que en los últimos años se han desarrollado muchos proyectos relacionados con este tema. Algunos incluso se ayudan de un sistema de localización, dependiendo de las necesidades del sistema.

El tipo de control empleado también puede llegar a ser muy distinto. Podemos optar desde un control PID, (Proporcional, Integral, Derivativo), usado mucho en aviación y basado en la realimentación de sus parámetros, o un control lineal con movimiento constante, hasta control mediante lógica difusa. En cualquier caso, se suelen complementar con algoritmos de planificación de trayectorias.

III.4 CONTROL PID

Un control PID (Proporcional Integral Derivativo) es un mecanismo de control por realimentación que se utiliza en sistemas de control industriales. **Un controlador PID corrige el error entre un valor medido y el valor que se quiere obtener, calculándolo y luego aplicando una acción correctora que ajuste el proceso.**

El algoritmo de cálculo del control PID se da en tres parámetros distintos: el proporcional, el integral, y el derivativo.

- El valor Proporcional determina la reacción del error actual.
- El Integral genera una corrección proporcional a la integral del error, esto nos asegura que aplicando un esfuerzo de control suficiente, el error de seguimiento se reduce a cero.
- El Derivativo determina la reacción del tiempo en el que el error se produce.

Ajustando estas tres constantes en el algoritmo de control del PID, el controlador puede proveer un control diseñado para lo que requiera el proceso a realizar. La respuesta del controlador puede ser descrita en términos de respuesta del control ante un error, el grado al cual el controlador llega al "set point", y el grado de oscilación del sistema. Nótese que el uso del PID para control no garantiza control óptimo del sistema o la estabilidad del mismo. Algunas aplicaciones pueden sólo requerir de uno o dos modos de los que provee este sistema de control. Un controlador PID puede ser llamado también PI, PD, P o I en la ausencia de las acciones de control respectivas.

Consideremos un lazo de control de una entrada y una salida (SISO) de un grado de libertad, como el de la siguiente imagen:

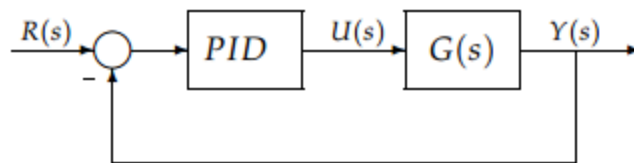


Figura 19. Diagrama en bloques de un control PID.

Control proporcional (P): Un sistema de control proporcional es un tipo de sistema de control de realimentación lineal. En este algoritmo, la salida del controlador es proporcional a la señal de error, que es la diferencia entre el punto objetivo que se desea y la variable de proceso. En otras palabras, la salida de un controlador proporcional es el producto de la multiplicación de la señal de error y la ganancia proporcional. La relación entre la salida del controlador $u(t)$ y la señal de error $e(t)$ es:

$$u(t) = k_p e(t) \quad (25)$$

O bien, transformadas por el método de Laplace.

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \quad (26)$$

Donde K_p se considera la ganancia proporcional.

Cualquiera que sea el mecanismo real y la forma de la potencia de operación, el controlador proporcional es, en esencia, un amplificador con una ganancia ajustable.

Control integral (I): En éste, el valor de la salida del controlador $u(t)$ se cambia a una razón proporcional a la señal de error $e(t)$. Es decir:

$$\frac{du(t)}{dt} = K_i e(t) \quad (27)$$

$$u(t) = K_i \int_0^t e(t) dt \quad (28)$$

En dónde K_i es una constante ajustable. La función de transferencia del controlador integral es:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = \frac{K_i}{s} \quad (29)$$

Si se duplica el valor de $e(t)$, entonces $u(t)$ varía dos veces más rápido. Para un error de cero, $u(t)$ permanece estacionario. En ocasiones, la acción de control integral se denomina control de reajuste (reset).

Control proporcional-integral (PI). La acción de control se define mediante:

$$u(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt \quad (30)$$

La función de transferencia del controlador es:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} \right) \quad (31)$$

En donde K_p es la ganancia proporcional y T_i se denomina tiempo integral. Tanto K_p como T_i son ajustables. El tiempo integral ajusta la acción de control integral, mientras que un cambio en el valor de K_p afecta las partes integral y proporcional de la acción de control. El inverso del tiempo integral (T_i) se denomina velocidad de reajuste. La velocidad de reajuste es la cantidad de veces por minuto que se duplica la parte proporcional de la acción de control. La velocidad de reajuste se mide en términos de las repeticiones por minuto. La figura 21a muestra un diagrama de bloques de un controlador proporcional integral. Si la señal de error $e(t)$ es una función escalón unitario, como se aprecia en la figura 21b, la salida del controlador $u(t)$ se convierte en lo que se muestra en la figura 21c.

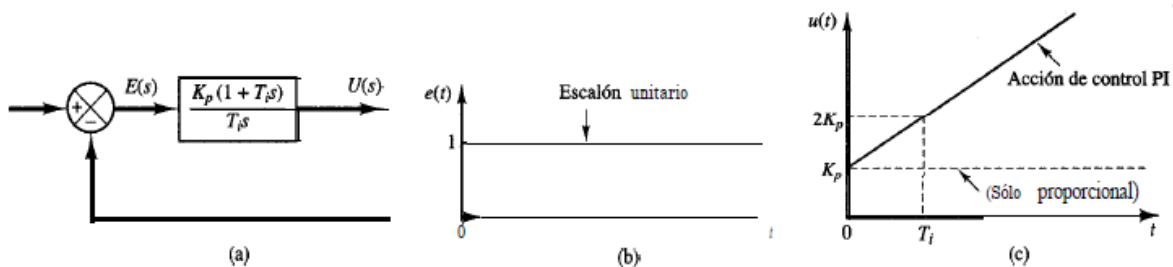


Figura 20. Controlador proporcional integral [32].

Control proporcional-derivativo (PD). La acción de control se define mediante:

$$u(t) = K_p e(t) + K_p T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (32)$$

Y la función de transferencia es:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p(1 + T_d s) \quad (33)$$

En donde K_p es la ganancia proporcional y T_d es una constante denominada tiempo derivativo. Tanto K_p como T_d son ajustables. La acción de control derivativa, en ocasiones denominada control de velocidad, ocurre donde la magnitud de la salida del controlador es proporcional a la velocidad de cambio de la señal de error. El tiempo derivativo T_d es el intervalo de tiempo durante el cual la acción de la velocidad hace avanzar el efecto de la acción de control proporcional. La figura 22a muestra un diagrama de bloques de un controlador proporcional-derivativo. Si la señal de error $e(t)$ es una función rampa unitaria como se aprecia en la figura 22b, la salida del controlador $u(t)$ se convierte en la que se muestra en la figura 22c. La acción de control derivativa tiene un carácter de previsión. Sin embargo, es obvio que una acción de control derivativa nunca prevé una acción que nunca ha ocurrido.

Aunque la acción de control derivativa tiene la ventaja de ser de previsión, tiene las desventajas de que amplifica las señales de ruido y puede provocar un efecto de saturación en el actuador.

Observe que la acción de control derivativa no se usa nunca sola, debido a que sólo es eficaz durante periodos transitorios.

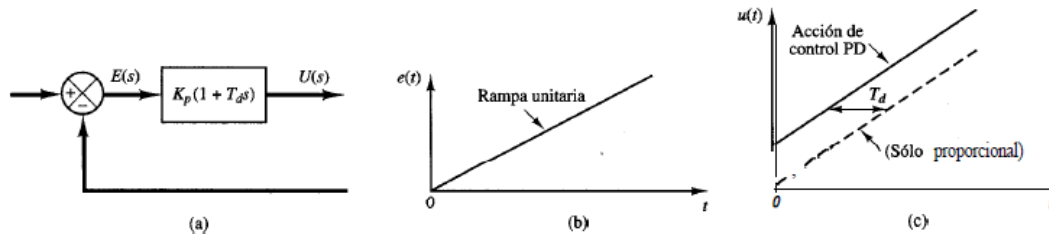


Figura 21. Controlador proporcional derivativo [32].

Control proporcional-integral-derivativa (PID). La combinación de una acción de control proporcional, una acción de control integral y una acción de control derivativa se denomina acción de control proporcional-integral-derivativa (PID). Esta acción combinada tiene las ventajas de cada una de las tres acciones de control individuales. La ecuación de un controlador con esta acción combinada se obtiene mediante:

$$u = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt + K_p T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (34)$$

Y la función de transferencia es:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (35)$$

En donde K_p es la ganancia proporcional, T_i es el tiempo integral y T_d es el tiempo derivativo. El diagrama de bloques de un controlador proporcional-integral-derivativo aparece en la figura 23a. Si $e(t)$ es una función rampa unitaria, como la que se observa en la figura 23b, la salida del controlador $u(t)$ se convierte en la de la figura 23c.

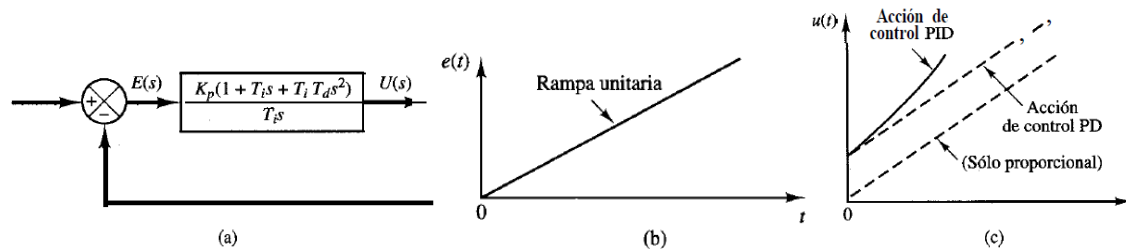


Figura 22. Controlador proporcional integral derivativo [32].

Efectos del sensor sobre el desempeño del sistema

Dado que las características dinámica y estática del sensor o del elemento de medición afecta la indicación del valor real de la variable de salida, el sensor cumple una función importante para determinar el desempeño general del sistema de control. Por lo general, el sensor determina la función de transferencia en la trayectoria de realimentación. Si las constantes de tiempo de un sensor son insignificantes en comparación con otras constantes de tiempo del sistema de control, la función de transferencia del sensor simplemente se convierte en una constante [32].

III.5 SERVOMOTOR DE MODELISMO

Un servomotor de modelismo —conocido generalmente como servo— es un dispositivo actuador que tiene la capacidad de ubicarse en cualquier posición dentro de su rango de operación, y de mantenerse estable en dicha posición. Está formado por un motor de corriente continua, una caja reductora y un circuito de control, y su margen de funcionamiento generalmente es de menos de una vuelta completa. Los servos de modelismo se utilizan frecuentemente en sistemas de radiocontrol y en robótica, pero su uso no está limitado a estos.

El componente principal de un servo es un motor de corriente continua, que realiza la función de actuador en el dispositivo: al aplicarse un voltaje entre sus dos terminales, el motor gira en un sentido a alta velocidad pero produciendo un bajo par. Para aumentar el par del dispositivo, se utiliza una caja reductora, que transforma gran parte de la velocidad de giro en torsión.

Control de posición

El servomotor utiliza un circuito de control para realizar la ubicación del motor en un punto, consistente en un *controlador proporcional*.

El punto de referencia (o *setpoint* es el valor de posición deseada para el motor) se indica mediante una señal de control cuadrada. El ancho de pulso de la señal indica el ángulo de posición: un pulso con una mayor duración ubicará al motor en un ángulo mayor, y viceversa.

Inicialmente, un amplificador de error calcula el valor del error de posición, que es la diferencia entre la referencia y la posición en que se encuentra el motor. Un error de posición mayor significa que hay una diferencia mayor entre el valor deseado y el existente, de modo que el motor deberá rotar más rápido para alcanzarlo; uno menor, significa que la posición del motor está cerca de la deseada por el usuario, así que el motor tendrá que rotar más lentamente. Si el servo se encuentra en la posición deseada, el error será cero, y no habrá movimiento.

Para que el amplificador de error pueda calcular el error de posición, debe restar dos valores de voltaje analógicos. La señal de control PWM se convierte entonces en un valor analógico de voltaje, mediante un convertidor de ancho de pulso a voltaje. El valor de la posición del motor se obtiene usando un potenciómetro de realimentación acoplado mecánicamente a la caja reductora del eje del motor: cuando el motor rote, el potenciómetro también lo hará, variando el voltaje que se introduce al amplificador de error. Una vez que se ha obtenido el error de posición, éste se amplifica con una ganancia, y posteriormente se aplica a los terminales del motor. Lo anterior se pueden observar en la figura 24.

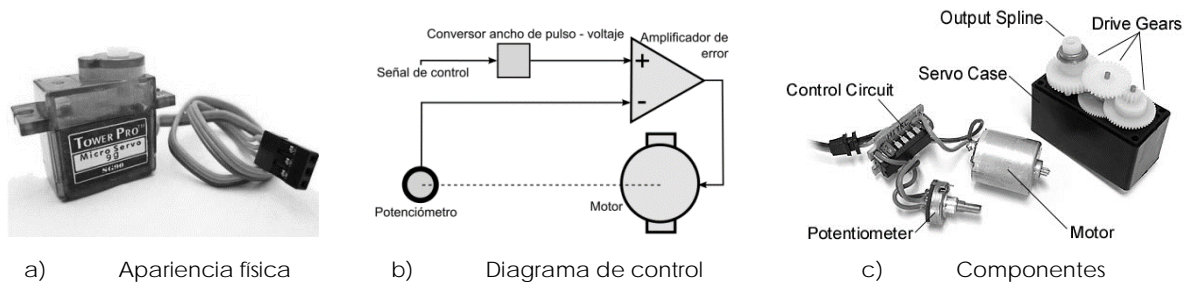


Figura 23. Servomotor.

Dependiendo del modelo del servo, la tensión de alimentación puede estar comprendida entre los 4 y 8 voltios. El control de un servo se reduce a indicar su posición mediante una señal cuadrada de voltaje: el ángulo de ubicación del motor depende de la duración del nivel alto de la señal.

Cada servo, dependiendo de la marca y modelo utilizado, tiene sus propios márgenes de operación. Por ejemplo, para algunos servos los valores de tiempo de la señal en alto están entre 1 y 2 ms, que posicionan al motor en ambos extremos de giro (0° y 180°, respectivamente). Los valores de tiempo de alto para ubicar el motor en otras posiciones se hallan mediante una relación completamente lineal: el valor 1,5 ms indica la posición central, y otros valores de duración del pulso dejarían al motor en la posición proporcional a dicha duración, lo anterior se muestra en la figura 25.

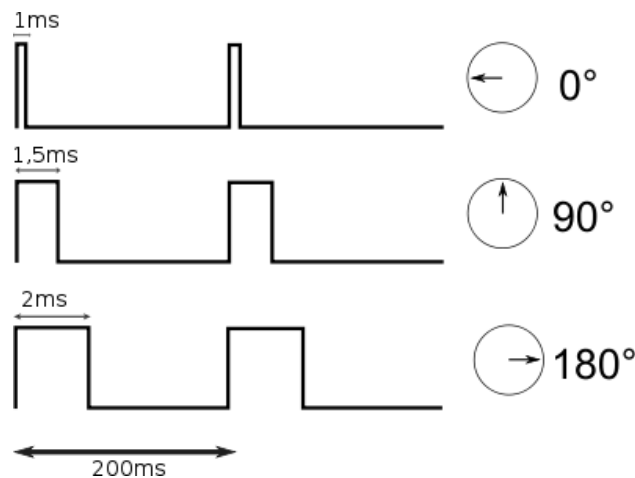


Figura 24. Ejemplos de señales de control de un servomotor.

Se debe notar que, para el caso del motor anteriormente mencionado, la duración del pulso en alto para conseguir un ángulo de posición θ estará dada por la fórmula:

$$t = 1 + \frac{\phi}{180} \quad (36)$$

Donde t está dada en milisegundos y ϕ en grados. Sin embargo, debe tenerse en cuenta que ningún valor (de ángulo o de duración de pulso) puede estar fuera del rango de operación del dispositivo: en efecto, el servo tiene un límite de giro (de modo que no puede girar más de cierto ángulo en un mismo sentido) debido a la limitación física que impone el potenciómetro del control de posición.

Para bloquear el servomotor en una posición, es necesario enviarle continuamente la señal con la posición deseada. De esta forma, el sistema de control seguirá operando, y el servo conservará su posición y se resistirá a fuerzas externas que intenten cambiarlo de posición. Si los pulsos no se envían, el servomotor quedará liberado, y cualquier fuerza externa puede cambiarlo de posición fácilmente.

Terminales de conexión

Los servomotores tienen tres terminales de conexión: dos para la alimentación eléctrica del circuito y uno para la entrada de la señal de control. El voltaje de alimentación generalmente es de alrededor de 6 voltios, pues aunque el motor soporta mayores voltajes de trabajo, el circuito de control no lo hace.

El color del cable de cada terminal varía con cada fabricante, aunque el cable del terminal positivo de alimentación siempre es rojo. El cable del terminal de alimentación negativo puede ser marrón o negro, y el del terminal de entrada de señal suele ser de color blanco, naranja o amarillo [33] [34].

III.6 MOTOR SIN ESCOBILLAS

La palabra **brushless** se puede traducir como "sin escobillas" (figura 26), las escobillas son los elementos que hacen contacto en el colector de un motor común. Los motores brushless carecen de colector y escobillas o carbones. En lugar de funcionar en DC funcionan en AC, la mayoría se alimentan con una señal trifásica, esta señal idealmente debería ser sinusoidal, pero en la práctica son pulsos, haciendo que la señal sea una continua pulsante o bien una continua con mucho componente de AC, sin embargo, se los clasifica como de DC porque al igual que los motores comunes tienen imanes permanentes.



Figura 25. Motor brushless.

Un motor eléctrico sencillo de corriente continua se mueve debido a que existe un campo electromagnético que atrae el lado opuesto del rotor hasta que llega a una determinada posición donde unas escobillas (números 1 y 2 de la figura 27) en contacto con el positivo y tierra cambian la polaridad para que de nuevo sea atraído el lado opuesto del rotor y así crear un movimiento continuo.

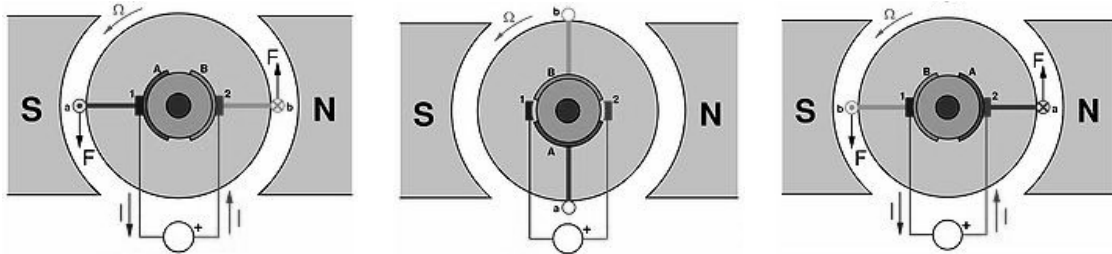


Figura 26. Funcionamiento de un motor cd convencional.

Problema de las escobillas:

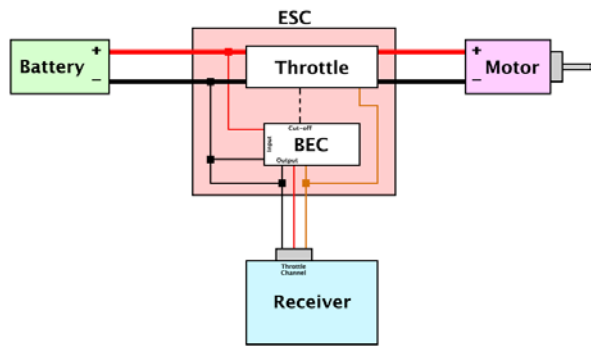
- En motores grandes: Ningún problema, todo funciona perfectamente con un gran rendimiento ya que el rozamiento es despreciable.
- En motores pequeños: Las escobillas, ejerciendo un rozamiento mínimo hacen que disminuya de gran forma el rendimiento e impiden realizar motores pequeños de mucha potencia.

Para el control de los motores brushless aunque necesitan de corriente alterna en la práctica se utiliza PWM (Modulación por Ancho de Pulso). Aquí es donde entran se utilizan los controladores de velocidad o ESC's.

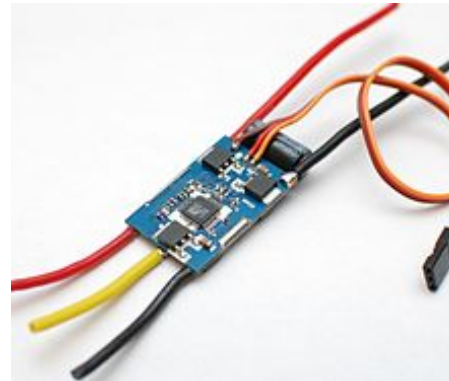
Circuitos Electrónicos Controladores de Velocidad

Los circuitos electrónicos controladores de velocidad o ESC (Electronic Speed Control) son los encargados de hacer girar el motor, un ESC interpreta la información de control no como movimiento mecánico como sería el caso de un servo, sino más bien de una manera que varía la velocidad de conmutación de una red de transistores de efecto de campo (FET). La rápida conmutación de los transistores es lo que hace que el motor emita su característico sonido agudo, se nota especialmente a bajas velocidades. También permite variación más suave y más precisa de la velocidad del motor de una manera mucho más eficiente que la de motor de uso común.

Algunos ESC incorporan un circuito eliminador de batería, BEC (Battery Eliminator Circuit) para regular el voltaje que alimenta el receptor, eliminando la necesidad de alimentar externamente al receptor. Los BEC suelen ser lineales o reguladores de voltaje de modo conmutado, en la figura 28 se muestra un ESC con BEC genérico.



a) Diagrama



b) Apariencia

Figura 27. ESC genérico de 35 Amp con un BEC integrado.

Los ESC son controladores PWM para motores eléctricos. El ESC generalmente acepta una señal de entrada de 50 Hz de PWM cuya anchura de impulso varía de 1 ms a 2 ms. Cuando se suministra con un pulso de 1 ms de anchura a 50 Hz, el ESC responde apagando el motor conectado a su salida. A 1,5 ms de ancho de pulso de la señal de entrada provoca una señal de salida del ciclo de trabajo del 50% que acciona el motor en aproximadamente la mitad de velocidad. Cuando se presenta la señal de entrada de 2,0 ms, el motor gira a toda velocidad debido al ciclo de trabajo del 100%. Por lo tanto, los ESC controlan al motor brushless como a un servomotor estándar.

Kv, la característica básica de un motor brushless

Esta constante significa simplemente la cantidad de revoluciones por minuto (RPM) que es capaz de girar el motor por cada volt aplicado al ESC (a máxima potencia). Es decir que si a un motor de 1100 Kv le aplicamos 11,1v funcionará a 12210 RPM como máximo (con el ESC se puede disminuir). Esta es su velocidad nominal y nunca subirá más velocidad a no ser que aumentemos la diferencia de potencial (Voltaje).

Ventajas:

- Mayor eficiencia (menos pérdida por calor).
- Mayor rendimiento (mayor duración de las baterías para la misma potencia).
- Menor peso para la misma potencia.
- Requieren menos mantenimiento al no tener escobillas.
- Relación velocidad/par motor es casi una constante.
- Mayor potencia para el mismo tamaño.
- Mejor disipación de calor.
- Rango de velocidad elevado al no tener limitación mecánica.
- Menor ruido electrónico (menos interferencias en otros circuitos).

Desventajas:

- Mayor costo de construcción.
- El control es mediante un circuito caro y complejo.
- Siempre hace falta un control electrónico para que funcione (ESC's), que a veces duplica el costo.

III.7 CARACTERÍSTICA DEL AEROMODELO BIXLER

El Aeromodelo BIXLER V1.1 está fabricado en Poliolefina Expandida, EPO (Expanded Polyolefin) y es un aeromodelo de tipo entrenador, y las características de sus alas son: ala fija, ala alta, estrechándose hacia los extremos (tapered) y en la parte del borde de ataque (leading), figura 29 [35].



Figura 28. Aeromodelo BIXLER V1.1.

Las características que proporciona el fabricante son las siguientes:

Tabla 1. Características BIXLER V1.1 [43]

Material	EPO Espuma
Envergadura	1400 mm
Longitud	925 mm
Área de ala	2600cm ²
Ala de carga	0.25g/cm ²
Peso de vuelo	650g
Motor	2620-1900KV Brushless Outrunner
ESC	20A w / BEC
Servomotores	4 de 9g c/u
RC	Radio de 2,4 GHz
Batería	LIPO 1300mAh 3S

CAPÍTULO IV. DESARROLLO DEL SISTEMA

Para lograr el objetivo del piloto automático, en el presente capítulo se mostrara el desarrollo del sistema en general, comenzando por la integración de los sensores en una tarjeta electrónica para posteriormente explicar el algoritmo desarrollado para implementar el piloto automático. En la figura 30 se muestra un diagrama general del sistema.

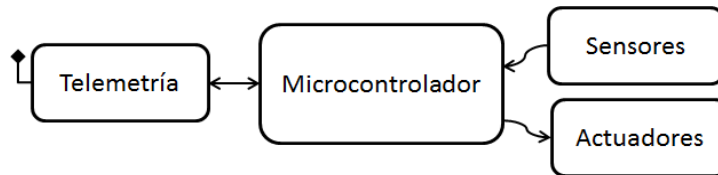


Figura 29. Diagrama general del sistema.

Como ya se mencionó en el capítulo anterior, un vehículo aéreo no tripulado necesita contar con instrumentos de vuelo que permitan conocer el estado de las variables durante el vuelo, dependiendo del grado de sofisticación, un UAV puede contar con un número variable de instrumentos, los contemplados y desarrollados en este trabajo son los siguientes:

- Indicador de orientación u horizonte artificial
- Altimetro
- Posicionamiento global.

Con el fin de implementar los instrumentos de vuelo anteriores, se ha desarrollado una tarjeta electrónica con el acondicionamiento necesario de los dispositivos electrónicos que puedan implementar dichos instrumentos.

IV.1 SENSORES

La instrumentación electrónica contempla básicamente los siguientes sensores: para el indicador de orientación u horizonte artificial se utilizó un acelerómetro de tres ejes xyz , para el altímetro se utilizó un sensor de presión barométrica y para el posicionamiento global se utilizó un receptor GPS, el cual da las coordenadas de la posición. A continuación se da una breve explicación de cada uno de ellos.

Sensor de orientación

Como sensor de orientación para el UAV se utilizó un acelerómetro. Éste es un dispositivo que es capaz de medir "aceleraciones". Por tanto, un acelerómetro electrónico es un dispositivo electrónico capaz de realizar dicha tarea.

Para tener de manera automática el movimiento de las superficies de control, no sólo basta mover los servomotores, en este caso es necesario saber el ángulo de ataque en el que se encuentra el aeromodelo, así como el ángulo de alabeo, y basados en dichos datos realimentar los servomotores para estabilizarlo de manera automática. Se ha decidido usar un acelerómetro de 3 ejes xyz , con este obtenemos el ángulo de inclinación en los tres ejes. Se utilizó el modelo MMA7361 del fabricante Freescale.

El principio de funcionamiento de estos dispositivos se logra con la disposición de dos celdas capacitivas micromaquinadas orientadas de acuerdo a un sistema de ejes cartesiano xyz , estas varían su distancia produciendo un cambio en el valor de capacitancia, de acuerdo como se ejemplifica en la figura 31a. Y en la figura 31b se muestra los parámetros principales.

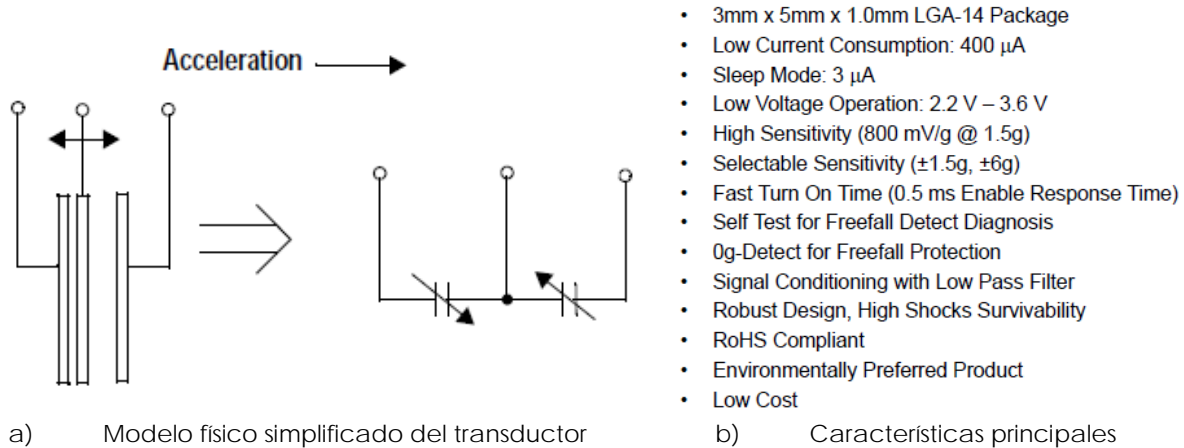


Figura 30. Acelerómetro MMA7361.

El diagrama de conexiones recomendado por el fabricante es el siguiente:

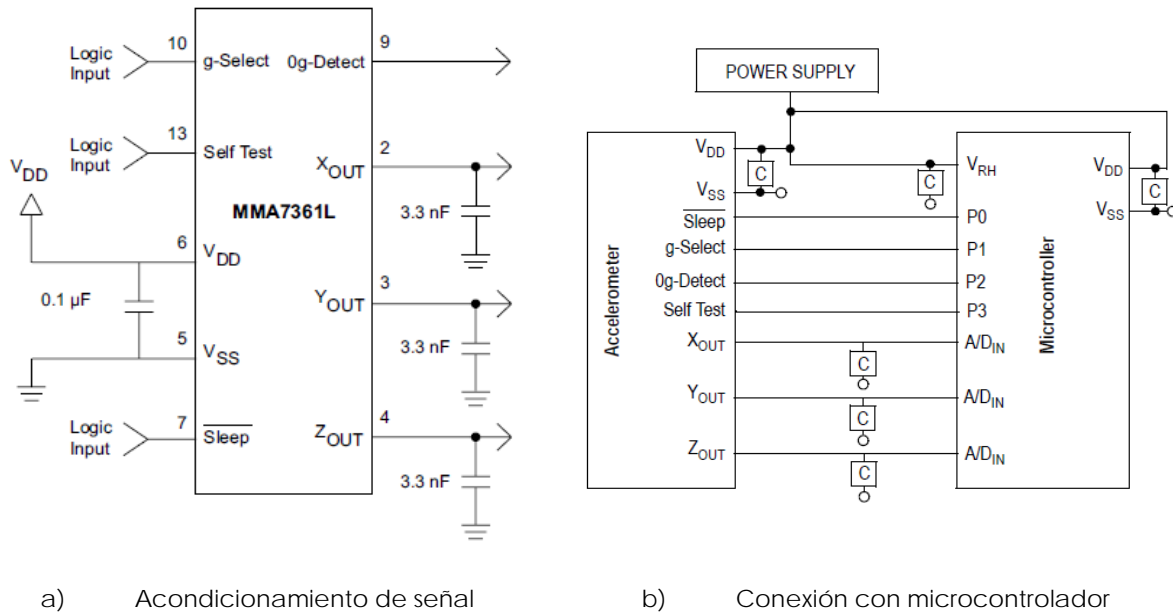


Figura 31. Diagramas recomendados para el acelerómetro MMA7361.

Asimilado el funcionamiento de este dispositivo es necesario saber de qué manera se obtiene el valor del ángulo respecto a un sistema de ejes xyz , para esto se ha consultado la nota de aplicación de Freescale AN3461.

Medición de los ángulos de inclinación de roll, pitch y yaw.

De acuerdo a la nota de aplicación AN3461, si se requiere saber el ángulo de inclinación respecto a los tres ejes debemos usar las tres salidas analógicas del acelerómetro de acuerdo a lo siguiente.

La letra ρ (Ang pitch) está definido como el ángulo del eje Y relativo a la tierra.

La letra θ (Ang Roll) está definido como el ángulo del eje X relativo a la tierra.

La letra φ (Ang Yaw) está definido como el ángulo del eje Z relativo a la tierra.

$$Ax = \frac{V_{outx} - V_{off}}{S} \quad (37)$$

$$Ay = \frac{V_{outy} - V_{off}}{S} \quad (38)$$

$$Az = \frac{V_{outz} - V_{off}}{S} \quad (39)$$

Donde V_{out} es el valor de tensión proporcionado por su respectivo eje (x, y o z).

V_{off} es el valor de tensión de offset y S es el valor de sensibilidad del acelerómetro.

Haciendo uso de los valores anteriores (37), (38) y (39) se calcula el valor del ángulo de Inclinación:

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{Ax}{\sqrt{Ay^2 + Az^2}} \right) \quad (40)$$

$$\rho = \tan^{-1} \left(\frac{Ay}{\sqrt{Ax^2 + Az^2}} \right) \quad (41)$$

$$\varphi = \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{Ax^2 + Ay^2}}{Az} \right) \quad (42)$$

Implementando estas últimas ecuaciones obtiene el valor del ángulo de inclinación, ya sea en el microcontrolador o en la interfaz gráfica [36].

Es importante mencionar que este dispositivo cuenta con una terminal llamada *self test* (prueba automática), con la cual se puede verificar la integridad eléctrica y mecánica del acelerómetro, antes de adquirir datos de dicho sensor. Con esta característica se asegura que se minimizan los errores de deriva que se pudieran generar con el tiempo de uso del sensor. Para utilizar *self test* se aplica a la terminal correspondiente un nivel alto (1 lógico o 3.3 V), posteriormente la construcción interna del acelerómetro genera una fuerza electrostática que se aplica a cada eje provocando una ligera desviación en cada uno de ellos hasta que alcancen la posición indicada. Este procedimiento asegura que tanto la sección mecánica como la eléctrica estén funcionando correctamente.

Sensor de altitud

Para medir la altitud se utilizó un sensor de presión, el MPX4115 del fabricante Freescale, este sensor puede medir de 15 a 115 kPa (2.2 hasta 16 psi) con una tensión de salida de 0.2 a 4.8 V, en la figura 33 se muestra una gráfica que ilustra la función de transferencia, la ecuación de la tensión de salida es:

$$V_{out} = (V_s)(0.009 * P - 0.095) \pm \text{ErrorPresión} \quad (43)$$

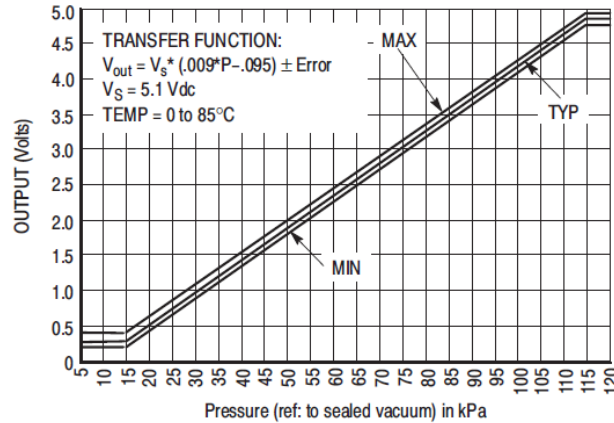
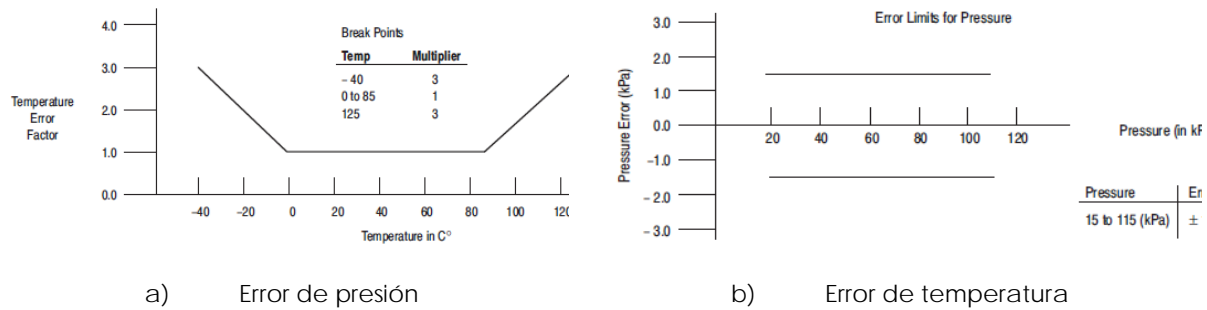


Figura 32. Sensor de presión MPX4115 [37].

El error de presión y el factor de temperatura vienen definidos por el fabricante (figura 34). El error de presión se sitúa en ± 1.5 y el factor de temperatura varía entre 1 y 3 según la temperatura. Este factor hace que sea necesario medir la temperatura de trabajo y, por ello, se utiliza un sensor de temperatura (NTC; Negative Temperature Coefficient).



a) Error de presión

b) Error de temperatura

Figura 33. Error de presión y el factor de temperatura del sensor MPX4115 [37].

De la ecuación anterior se obtiene la expresión para obtener la presión en función de la tensión de salida:

$$P[Kpa] = \frac{V_{out} + V_s \cdot 0.095}{V_s \cdot 0.009} \quad (44)$$

La ecuación para calcular la presión con una V_s de 5V y un error de presión de ± 1.5 es de:

$$P = \frac{0.475 + V_{out}}{0.045} \pm 1.5 \cdot \text{FactorTemp} \quad (45)$$

Una vez calculada la presión en Kpa se relaciona con Psi y Atm:

1 Kpa = 0.0098692 Atm.

1 Kpa = 0.1250377 Psi.

La altitud en metros se puede calcular según la ecuación [37]:

$$H = -7.7990.6527 \cdot \ln\left(\frac{P_{Kpa}}{101.304}\right) \quad (46)$$

A continuación en la figura 35 se muestra la conexión utilizada con el microcontrolador.

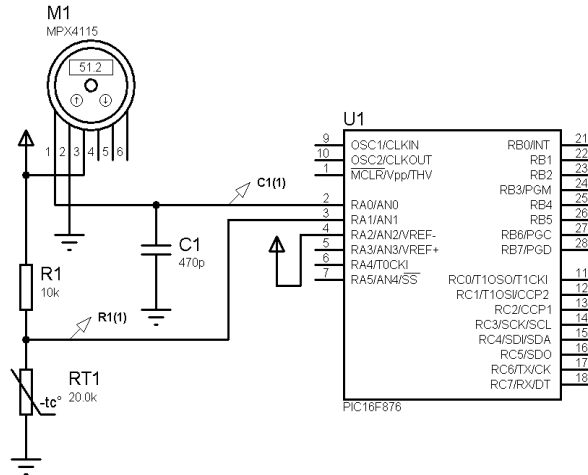


Figura 34. Diagrama de conexión del MPX4115 con el microcontrolador.

Sistema de posicionamiento global

Para realizar la localización del aeromodelo se utilizó el módulo GPS modelo: GP-635T, este módulo contiene un receptor con antena ya integrada (figura 36) otorgándonos la ventaja de ahorrar peso en la integración final del hardware.

Sus características principales son las siguientes:

- Bajo consumo de potencia (46 mW).
- Alta sensibilidad ($\gg 159\text{dBm}$).
- 50 Canales.
- Bajo TFF(time to first fix) a bajas señales.
- Programación no necesaria.
- Tensión de operación 3 a 4.5 Vdc.
- Opción para batería de respaldo.
- Interfaz UART.
- Protocolo de salida NMEA.



Figura 35. Módulo GPS GP-635T.

Protocolo NMEA

La salida de datos del módulo GPS está basada en el estándar NMEA-0183 (National Marine Electronics Association) el cual es muy utilizado por todos los fabricantes de GPS. El formato de este protocolo está compuesto por los siguientes datos:

<ID-Mensaje + Cadena de datos + Checksum + Final de la Secuencia>

Para el caso particular de este módulo, la estructura de datos es enviada de forma serial a una velocidad pre-programada de 9600 bps, 8 bits de datos, 1 bit de parada, sin paridad.

Cada mensaje inicia con un carácter \$ y termina con un retorno de carro y salto de línea <CR> <LF>. En este formato cada campo se encuentra separado por una coma.

Un aspecto importante del mensaje es el checksum ya que este nos permite verificar la recepción de los datos, este campo se encuentra después del símbolo (*) y está compuesto de dos caracteres sin tomar en cuenta el retorno de carro y salto de línea.

El checksum consiste en la representación de dos dígitos en formato hexadecimal, este es el resultado de aplicar el operador XOR a todos los caracteres que se encuentran entre los símbolos (\$) y (*), si se llegara a encontrar algún dato vacío en la cadena, deberá descartarse debido a que todos los campos se requieren para considerar el mensaje como válido.

El modulo GPS empleado, solo nos proporciona 6 tipos de enunciados de la forma SGPXXX, donde:

- \$ Es el identificador de inicio del enunciado.
- GP Nos identifica la procedencia del enunciado.
- XXX Es el enunciado en sí. Ej. RMC, etc.

El protocolo NMEA tiene 39 enunciados de los cuales solo 6 son entregados por nuestro modulo GPS. A continuación se ejemplifica y detallan los valores de una cadena:

SGPRMC,053740.000,A,2503.6319,N,12136.0099,E,2.69,79.65,100106,,,A*53

Tabla 2. Valores y descripción del enunciado GPRMC.

Nombre	Ejemplo	Unidades	Descripción
ID-Mensaje	\$GPRMC		Identificador del protocolo
Hora UTC	53740		hhmmss.sss
Estado	A		A=dato valido ó V=dato no valido
Latitud	2503.632		ddmm.mmmm
Indicador N/S	N		N=norte ó S=sur
Longitud	12136.01		ddmm.mmmm
Indicador E/W	E		E=este ó W=Oeste
Velocidad sobre Tierra	2.69	Nudos	Verdadero
Curso Sobre Tierra	79.65	Grados	
Fecha	100106		ddmmyy
Variación Magnética			
Variación de Censado			E=este ó W=oeste(no se muestra)
Modo	A		A= Autónomo D=DGPS, E=DR
Checksum	*53		
<CR><LF>			Terminación final del mensaje

Rutina para la lectura del módulo GPS

Para la lectura de datos se ha empleado el siguiente algoritmo:

1. Inicializar la interfaz serial de datos del módulo GPS.
2. Guardar los datos del formato NMEA en un buffer de recepción.
3. Analizar los datos del mensaje usando las comas como separador.
4. Actualizar los datos de interés en nuestra aplicación.
5. Limpiar el buffer de recepción y dejarlo listo para la siguiente recepción de datos.
6. Verificar el mensaje mediante el checksum y el campo de dato valido (A).
7. Transmitir el mensaje y regresar al paso 1.

Cuyo diagrama de flujo se muestra en la siguiente figura:

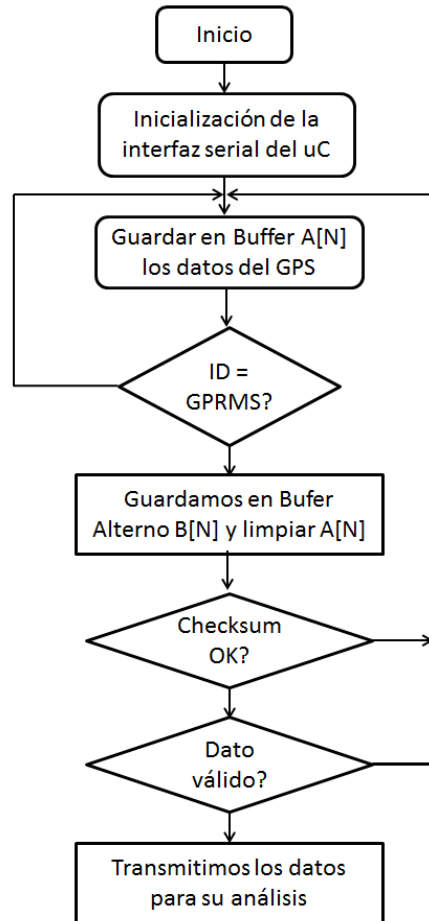


Figura 36. Diagrama de flujo para la lectura del módulo GPS.

IV.2 COMUNICACIÓN INALÁMBRICA

Para realizar la comunicación entre el piloto automático y la estación terrena se necesitará de componentes que puedan comunicarse vía remota entre ellos, actualmente en el mercado existen diversidad de dispositivos y/o módulos que realizan dicha tarea. La comunicación remota en este trabajo se desarrolló con los módulos de comunicación por radio frecuencias Xbee, los cuales se explica a continuación.

Transmisor – Receptor inalámbrico Xbee

Zigbee es un protocolo de comunicaciones inalámbrico basado en el estándar de comunicaciones para redes inalámbricas IEEE_802.15.4. Creado por Zigbee Alliance. Zigbee permite que dispositivos electrónicos de bajo consumo puedan realizar sus comunicaciones inalámbricas. Es especialmente útil para redes de sensores en entornos industriales, médicos y, sobre todo, domésticos.

Las comunicaciones Zigbee se realizan en la banda libre de 2.4GHz. A diferencia de bluetooth, este protocolo no utiliza FHSS (Frequency hopping), sino que realiza las comunicaciones a través de una única frecuencia, es decir, de un canal. Normalmente puede escogerse un canal de entre 16 posibles. El alcance depende de la potencia de transmisión del dispositivo así como también del tipo de antenas utilizadas (cerámicas,

dipolos, etc.) El alcance normal con antena dipolo en línea vista es de aproximadamente (tomando como ejemplo el caso de MaxStream, en la versión de 1mW de potencia) de 100m y en interiores de unos 30m. La velocidad de transmisión de datos de una red Zigbee es de hasta 256kbps. Una red Zigbee la pueden formar, teóricamente, hasta 65535 equipos, es decir, el protocolo está preparado para poder controlar en la misma red esta cantidad enorme de dispositivos.

Entre las necesidades que satisface el módulo se encuentran:

- Distancia de comunicación de 100 metros línea de vista
- Configuración con comandos de la API o AT, localmente o por aire
- Interfaz de datos con velocidad de 1200 bps - 1 Mbps
- Banda de 2,4 GHz de frecuencia (aceptada en todo el mundo)
- Rango de temperatura de funcionamiento industrial (-40C a 85C)
- Potencia de transmisión de 1,25 mW (1 dBm)
- Funciona con voltaje de 2,1 a 3,6 VCC, corriente de transmisión de 35 mA, corriente de recepción de 38 mA.
- Corriente en power-down <1 uA
- Nivel de interfaz UART de 3.3V CMOS

El uso del protocolo Zigbee va desde reemplazar un cable por una comunicación serial inalámbrica, hasta el desarrollo de configuraciones punto a punto, multipunto, peer-to-peer (todos los nodos conectados entre sí) o redes complejas de sensores. Una conexión típica se muestra en la Figura 38, donde se observa que cada módulo Xbee posee algún tipo de sensor, el cual entrega los datos para ser enviados a través de la red a un Centro que administre la información [38].

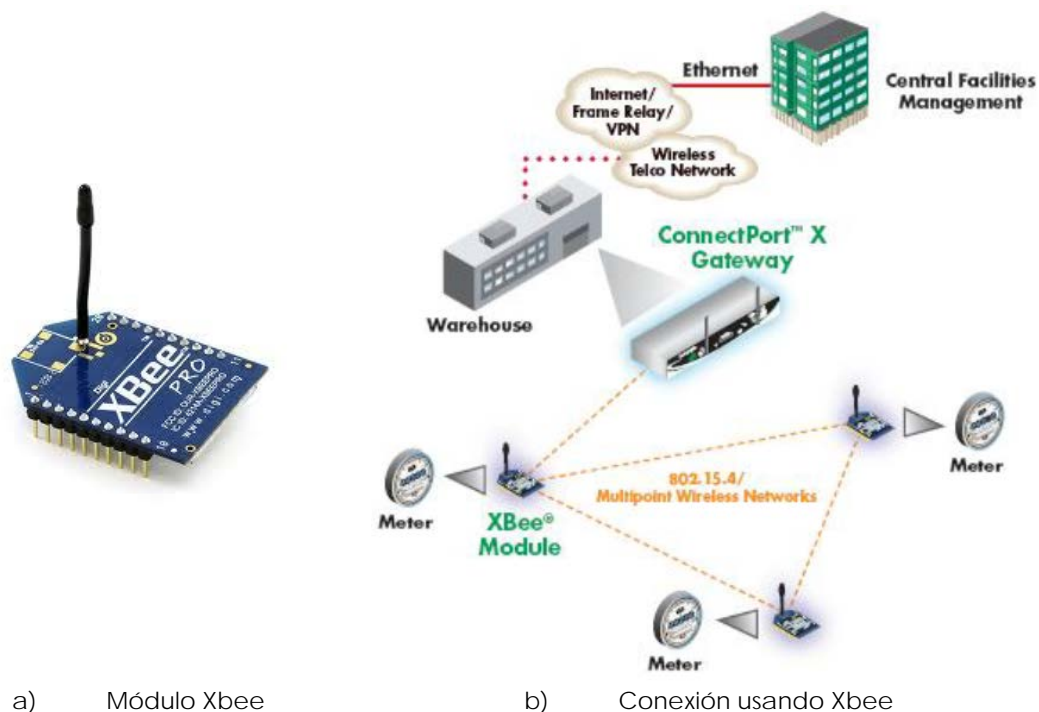


Figura 37. Transmisor – Receptor Xbee.

Una red Zigbee la forman básicamente 3 tipos de elementos. Un único dispositivo Coordinador, dispositivos Routers y dispositivos finales (end devices).

El Coordinador

Es el nodo de la red que tiene la única función de formar una red. Es el responsable de establecer el canal de comunicaciones y del PAN ID (identificador de red) para toda la red. Una vez establecidos estos parámetros, el Coordinador puede formar una red, permitiendo unirse a él a dispositivos Routers y End Points. Una vez formada la red, el Coordinador hace las funciones de Router, esto es, participar en el enrutado de paquetes y ser origen y/o destinatario de información.

Los Routers

Es un nodo que crea y mantiene información sobre la red para determinar la mejor ruta para transmitir un paquete de información. Lógicamente un router debe unirse a una red Zigbee antes de poder actuar como Router retransmitiendo paquetes de otros routers o de End points.

End Device

Los dispositivos finales no tienen capacidad de enrutar paquetes. Deben interactuar siempre a través de su nodo padre, ya sea este un Coordinador o un Router, es decir, no puede enviar información directamente a otro end device. Normalmente estos equipos van alimentados a baterías. El consumo es menor al no tener que realizar funciones de enrutamiento.

Circuito básico para la conexión Xbee – microcontrolador

La Figura 39a muestra las conexiones mínimas que necesita el módulo Xbee para poder ser utilizado. Luego de esto, se debe configurar según el modo de operación que se desea para la aplicación requerida por el usuario. En la figura 39b se muestra el acoplamiento de voltajes utilizado.

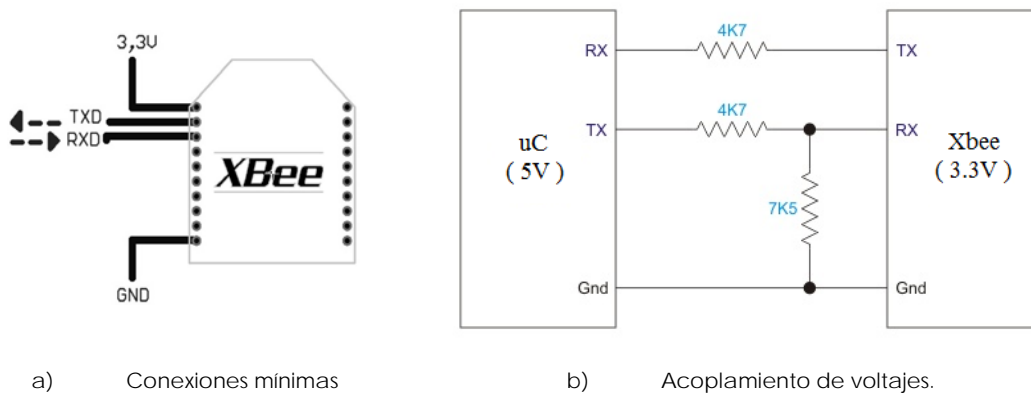


Figura 38. Conexiones mínimas requeridas para el XBEE.

El módulo requiere una alimentación desde 2.8 a 3.4 V, la conexión a tierra y las líneas de transmisión de datos por medio del UART (TXD y RXD) para comunicarse con un microcontrolador, o directamente a un puerto serial utilizando algún convertor adecuado para los niveles de voltaje. Esta configuración, no permite el uso de Control de Flujo (RTS & CTS), por lo que ésta opción debe estar desactivada en el terminal y en el módulo XBEE.

En caso de que se envíe una gran cantidad de información, el buffer del módulo se puede sobrepasar. Para enviar existen dos alternativas:

- Bajar la tasa de transmisión.
- Activar el control de flujo.

En la figura 39b se muestra un acoplamiento de voltajes debido a que el microcontrolador utiliza niveles lógicos de 0 a 5 V y el Xbee utiliza niveles lógicos de 0 a 3.3V.

Modo recibir - transmitir

Se encuentra en estos modos cuando al módulo le llega algún paquete RF a través de la antena(modos Receive) o cuando se manda información serial al buffer del pin 3 (UART Data in) que luego será transmitida (modo Transmite). La información transmitida puede ser Directa o Indirecta. En el modo directo la información se envía inmediatamente a la dirección de destino. En el modo Indirecto la información es retenida durante un periodo de tiempo y es enviada sólo cuando la dirección de destino la solicita.

A continuación con ayuda del programa X-CTU se grabaron a cada uno de los dos terminales Xbee, uno grabado para ser Coordinador y otro para ser end device, cada de ellos tienen las direcciones del otro dispositivo al cuál se enviarán los datos por cada una de sus terminales Rx y Tx. En cada uno de ellos se definieron la misma velocidad de transmisión, 9600 bps. Se asignó el mismo identificador de red (PAN ID). Lo anterior se muestra en la figura 40.

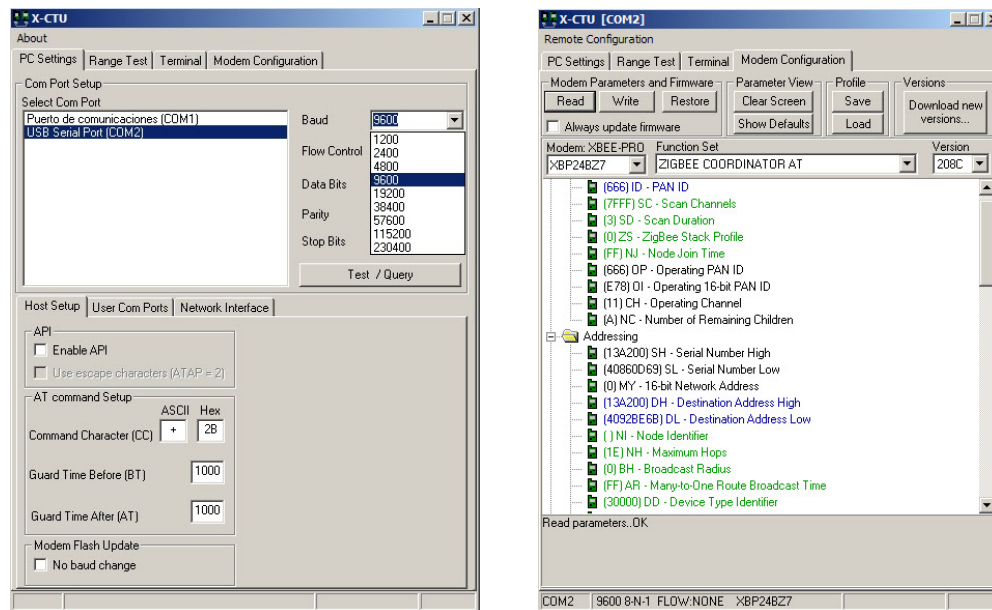


Figura 39. Programación de los módulos Xbee mediante el programa X-CTU.

Una vez configurados los Xbee, se conectó al microcontrolador como lo muestra la figura 39b [38].

IV.3 MICROCONTROLADOR

El sistema que controla todos los procesos se basa en un microcontrolador de 8 bits, dicho componente es el PIC18F4550, este microcontrolador es de arquitectura Harvard, con procesador segmentado, procesador RISC y arquitectura ortogonal, trabaja a altas velocidades, gran cantidad de memoria de datos y gran eficiencia para ser programado con compiladores en lenguaje C.

Tabla 3. Características principales del PIC18F4550

- Alimentación con una tensión que va desde los 2 V hasta los 5.5 V.
- Bajo consumo de corriente (<5 mA) y la opción de pasar a modo Sleep (<0.1 μ A).
- Ofrece la opción de manejar un oscilador interno o externo (hasta 48MHz).
- 32 KBytes de memoria de programa FLASH.
- 256 Bytes de memoria de datos EEPROM.
- 2048 Bytes de memoria de datos SRAM.
- 5 Puertos de entrada/salida (Puerto A, B, C, D y E).
- 35 terminales de entrada/salida que consume/suministra hasta 25 mA cada terminal.
- Tres fuentes de interrupciones externas y diferentes interrupciones por software.
- Contador/temporizador (Timer), 1 de 8 bits y 2 de 16 bits.
- Convertidor analógico-digital de 13 canales y 10 bits de resolución.
- 2 comparadores de tensión.
- 2 módulos de Captura/Comparación/PWM (CCP).
- Puerto Serie Síncrono Maestro (MSSP), que incluye los modos: Interfaz Serie de Periféricos (SPI) e Interfaz Inter-Circuitos (I²C).
- Transmisor-Receptor Universal Síncrono-Asíncrono (USART).
- Puerto Paralelo Maestro (SSP).
- Comunicación USB V2.0 a baja velocidad (1.5 Mb/s) y alta velocidad (12Mb/s).
- 100 000 ciclos de escritura/borrado de la memoria FLASH.
- 1 000 000 ciclos de escritura/borrado de la memoria EEPROM.
- El fabricante garantiza que el código grabado durará más de 40 años en este μ C.

En la figura 41a se muestran de manera ilustrativa estos elementos dentro del microcontrolador, y en la figura 41 b y c se muestran los tipos más comunes de encapsulados [39].

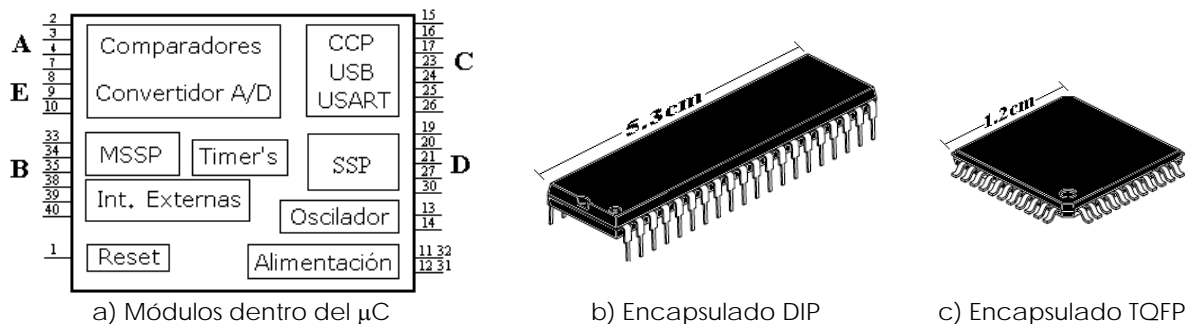


Figura 40. PIC 18F 4550.

IV.4 ALGORITMO PARA EL CONTROL P DE ALABEO Y CABECEO

El objetivo de este algoritmo es mantener la estabilidad en cada uno de los ejes de alabeo y cabeceo mediante un modelo de control. En el presente trabajo se utilizó el control P para la estabilización de la aeronave en dichos ejes.

Como ya se mencionó en el capítulo anterior, el control proporcional (Control P) es una variante del control PID, y éste consiste en el producto entre la señal de error y la constante proporcional para lograr que el error en estado estacionario se aproxime a cero.

Para lograr que el controlador P regule correctamente la estabilización en 0° los movimientos de alabeo y cabeceo se requiere lo siguiente:

- Un sensor que determine el estado del sistema (lectura de los ángulos de inclinación de alabeo y cabeceo, acelerómetro MMA7361).
- Un dispositivo que genere la señal PWM para controlar los servomotores (PIC18F2550).
- Un actuador que modifique al sistema (servomotor).

Basándonos en el error calculado entre el valor actual del ángulo de inclinación y el que queremos alcanzar (0° respecto a la horizontal) se asigna un valor distinto de PWM para lograr que el servomotor gire en uno u otro sentido hasta que el error sea mínimo como lo muestra la figura 42.

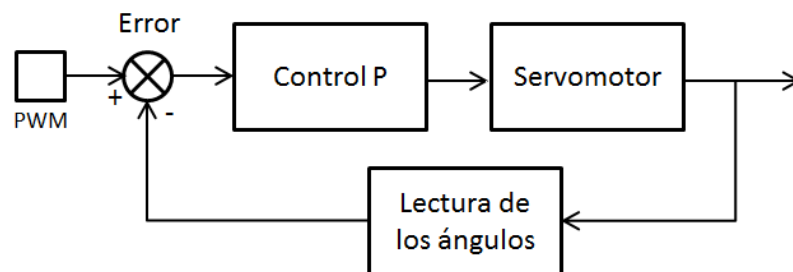


Figura 41. Diagrama de bloques del control P.

El diagrama de flujo del algoritmo que se implementó es el mostrado en la figura 43:

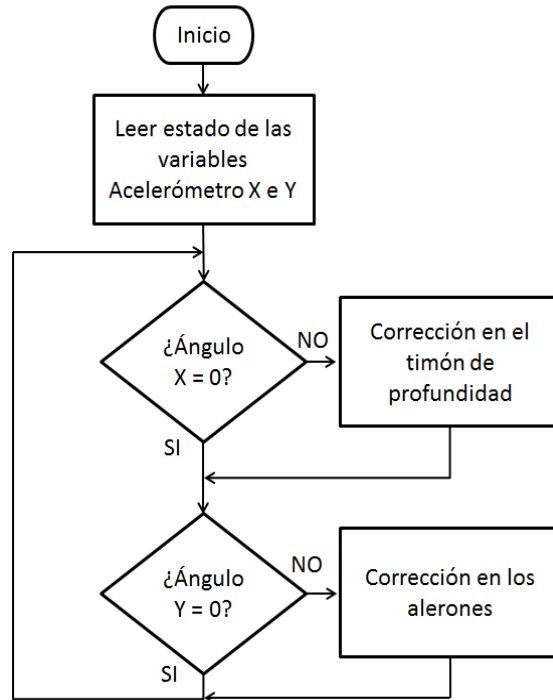


Figura 42. Diagrama de flujo del control P.

En el control P se tiene un punto de referencia (*setpoint*) que es el valor deseado al cuál que se quiere llegar o estabilizar a la variable medida.

Inicialmente, el microcontrolador calcula el valor del error del ángulo, que es la diferencia entre la referencia (*setpoint* = 0°) y la posición en que se encuentra el eje del avión. Un error de posición mayor significa que hay una diferencia mayor entre el valor deseado y el existente, de modo que se debe de mandar una señal de control apropiada para que el motor gire y mantenga la posición de referencia en el eje. Si el ángulo a medir se encuentra en la posición establecida por el setpoint, el error será cero, y no habrá movimiento.

El algoritmo desarrollado para lograr la estabilización es el siguiente:

1. Carga el valor del ángulo deseado, setpoint = 0°.
2. Lectura de la variable (acelerómetro).
3. Calcular el valor de aceleración en los 2 ejes mediante:

$$Ax = \frac{V_{outx} - V_{off}}{S} \quad (47)$$

$$Ay = \frac{V_{outy} - V_{off}}{S} \quad (48)$$

Dónde:

V_{out} = es el valor de la tensión proporcionado por su respectivo eje.

V_{off} = valor de la tensión del offset del sensor (x, y = 1.65V, z = 2.45V).

S = es la sensibilidad del acelerómetro (800 mV/g).

Una vez determinados los valores de Ax , Ay , se obtiene el ángulo de inclinación mediante:

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{Ax}{\sqrt{Ay^2 + Az^2}} \right) \quad (49)$$

$$\rho = \tan^{-1} \left(\frac{Ay}{\sqrt{Ax^2 + Az^2}} \right) \quad (50)$$

De esta forma se obtiene los ángulos de alabeo y cabeceo, θ y ρ respectivamente.

4. Ya que se tienen medido el ángulo de inclinación se compara con el establecido en el setpoint, se obtiene el error de la señal medida con respecto a la señal deseada, la diferencia de estas señales es convertida en un valor que modifica el ciclo de trabajo de la señal modulada que controla al servomotor de cada eje. En la figura 44 se muestra los ángulos correspondientes a cada intervalo de tiempo.

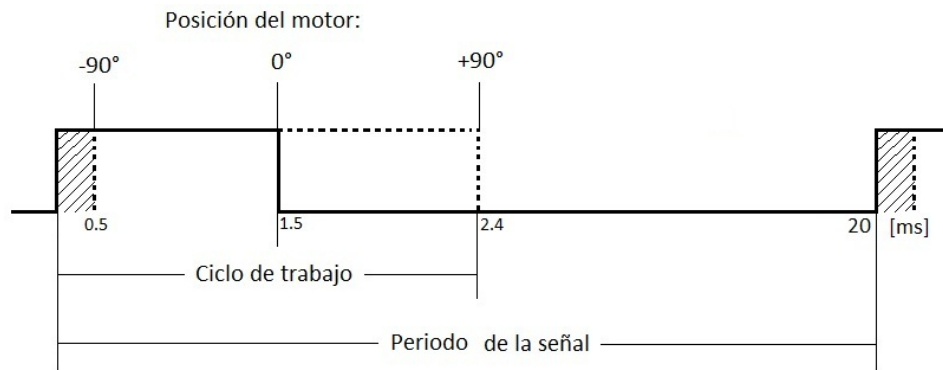


Figura 43. Señal modulada para el control del servomotor.

En la figura anterior se puede observar que para mantener en 0° , se necesita tener un ancho de pulso de 1.5ms, para obtener un ángulo intermedio se necesita variar dicho ancho del pulso. Así mismo se observa que se tiene un intervalo de tiempo que va desde 0.5 hasta 2.4ms para que el servomotor se coloque en un rango de 0 a 180° , de esta forma se obtiene la constante de proporcionalidad (C_P):

$$C_P = \frac{1900us}{180} = 10.55us \quad (51)$$

Lo anterior quiere decir que cada grado de movimiento equivale a 10.55us en la variación del ancho de pulso.

5. Una vez que ya se tiene el ancho de pulso necesario para modificar el ángulo de ataque, se suma o resta (según sea el caso) a el tiempo base de 1.5 ms para obtener el nuevo ancho de pulso.

6. Se comienza de nuevo el proceso pero ahora con la siguiente variable a controlar.

IV.5 CONTROL DE 4 MOTORES

El aeromodelo a controlar cuenta con 3 servomotores montados en cada uno de los ejes de alabeo, cabeceo y guiñada. Adicionalmente también cuenta con un motor de corriente continua sin escobillas (motor brushless) encargado de variar la velocidad del

mismo, este motor al igual que los servomotores se controla mediante una señal modulada en ancho de pulso (PWM), así que en total, se tienen 4 motores a controlar.

Como se vio en el capítulo anterior, los servomotores necesitan una señal de control que sea modulada en ancho de pulso, dicha señal modulada se muestra en la figura 45. En dicha figura se indica que el ancho de pulso que se envía al servomotor va desde los 0.5ms hasta los 2.5ms y la frecuencia es de 50 Hz.

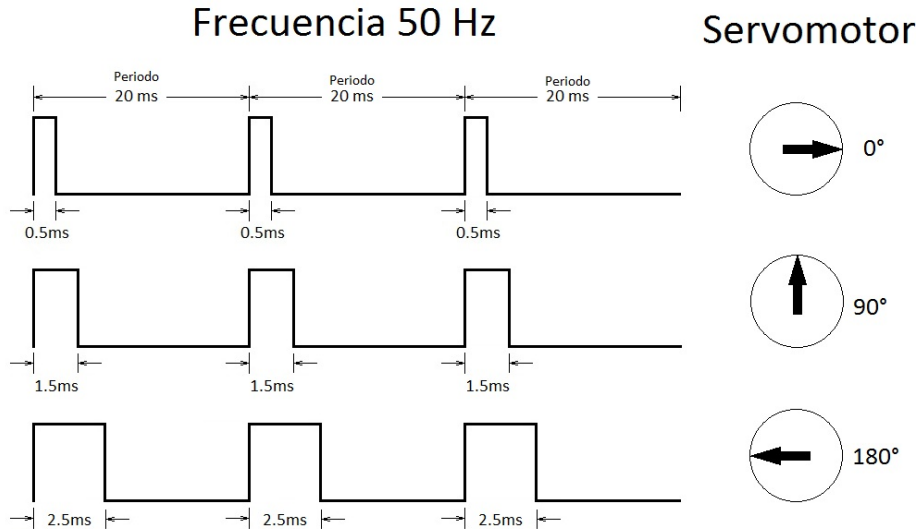


Figura 44. Señal de control para los servomotores

Así mismo, como ya se mencionó anteriormente; los motores brushless necesitan una señal de control similar a los servomotores, una señal PWM dónde su ancho de pulso varíe entre 1 y 2 ms con una frecuencia de 50 Hz. Por tanto, como ya se indicó, se requiere un algoritmo que genere cuatro señales PWM para controlar cada uno de los motores dispuestos.

La forma de generar las 4 señales de control para los motores se explica a continuación:

Se sabe que para controlar un motor se necesita generar una señal de 50 Hz, con lo que se tiene:

$$T = \frac{1}{f} = \frac{1}{50\text{Hz}} = 20\text{ms} = T \quad (52)$$

Dónde:

T = Periodo de la señal

f = Frecuencia de la señal

Por tanto, para generar una señal, se tiene que mandar un pulso cada 20 ms. Por otro lado, sabemos que el ciclo de trabajo en alto de la señal equivale a un tiempo máximo de 2.5ms y que el tiempo en bajo de la señal es alrededor de 17.5ms; observando que el tiempo en bajo es demasiado, se ha decidido dividir el periodo entre 4, lo cual nos otorga una ventana de tiempo suficiente para generar las señales de control para cada uno de los servomotores:

$$\text{Ventana} = \frac{20\text{ms}}{4} = 5\text{ms} \quad (53)$$

Esto significa que para controlar cada servomotor tendremos una ventana de 5 ms de duración como se muestra en la figura 46, en dicha figura se indica que cada 5 ms se generará un pulso para cada señal, el control se hará de manera consecutiva hasta completar el control de los 4.

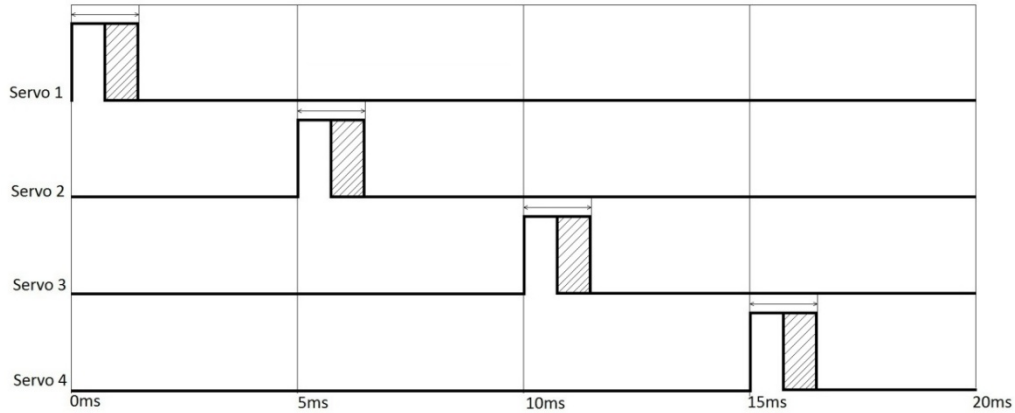


Figura 45. Ventana de tiempo para el control de 4 servomotores.

De esta forma se tiene que dentro de cada ventana de 5 ms se pone en alto y bajo la señal de control de un sólo servomotor, sumando las 4 ventanas a cada uno le corresponderá volver a estar en alto de nuevo a los 20 ms. Por lo cual cada uno estará trabajando a una frecuencia de 50 Hz independientemente del valor en alto que tenga cada uno.

A continuación se muestra el algoritmo desarrollado para generar la señal de control de un servomotor:

1. Previamente a generar la señal de control se toma el valor que corresponderá al ancho de pulso que se desea tener en cada uno de los motores. Esto se logra tomando un valor de referencia previamente cargado en su registro correspondiente al servomotor a controlar. Por ejemplo, si deseamos que el servomotor 1 se posicione en 0°, se carga a la variable que lleva el mismo nombre con un valor igual a 0. De esta forma se cargaran los valores correspondientes a cada una de las variables de los 4 motores.
2. Para generar las señales de control se utiliza el temporizador interno (Timer 0) del microcontrolador, a este Timer 0 se le carga el valor necesario para que cada 5 ms se interrumpa y se se pueda generar las señales de control.

Para calcular el valor que se necesita cargar al timer0 se sigue la siguiente ecuación:

$$Int_TMR0 = 4 \times \frac{1}{f_{osc}} \times (256 - valorTMR0) \times Preescala \quad (54)$$

Dónde:

$$Int_TMR0 = 5ms$$

$$f_{osc} = 48Mhz$$

$$Preescala = 256$$

Al sustituir valores queda:

$$500ms = 4 \times \frac{1}{48000000} \times (256 - \text{valorTMR0}) \times 256 \quad (55)$$

$$\text{valorTimer} = 256 - \left(\frac{500us}{\frac{1}{48000000} \times 256} \right) \quad (56)$$

$$\text{valorTimer} = 162 \quad (57)$$

El valor obtenido con el cuál se debe de cargar al registro del Timer 0 es de 162, sin embargo; esta relación sólo se cumple si se trabaja en ensamblador. Al estar trabajar en C, el compilador genera líneas de código que aumentan el tiempo de ejecución del programa y, por ello, es necesario ajustar el valor final. En este caso el ajuste se hizo generando diferentes valores y midiendo físicamente en un osciloscopio, finalmente el valor obtenido utilizado es de 22, con el cuál se carga a el timer 0.

$$\text{valorTimer} = 22 \quad (58)$$

Con el valor obtenido, se genera una interrupción cada 5 ms, en dónde se genera las señales de control.

3. Una vez que ya se ha generado la interrupción, el primer paso es poner a nivel alto (5V) la terminal del microcontrolador, esto genera el flanco de subida de la señal, posteriormente se genera un tiempo base de 0.5 ms requerido, después se toma el valor de la variable del motor correspondiente y se multiplica por la constante de proporcionalidad ($C_P = 10.55us$) obtenida en el tema anterior, con este se genera el retardo para generar el ancho de pulso necesario para alcanzar la posición en la que se desea posicionar el motor, finalmente se genera el flanco de bajada y se mantiene el resto del tiempo.

4. Al término de los 5 ms se volverá a generar otra interrupción, al entrar en ella nuevamente, sólo se toma los valores del siguiente sensor y se vuelve a comenzar el algoritmo.

A continuación en la figura 47 se muestra el diagrama de flujo que describe el algoritmo anteriormente descrito. Dicho algoritmo y diagrama de bloques sólo describe los pasos para generar la señal de control de un solo motor, sin embargo, este mismo procedimiento se utiliza para generar las señales de control de los diferentes motores, únicamente al final del algoritmo se cambia la variable a leer, es decir, después de terminar de generar la señal para el *motor 1*, se cambia la variable de lectura por *motor 2*, posteriormente se cambiara la variable *motor 2* por *motor 3*.

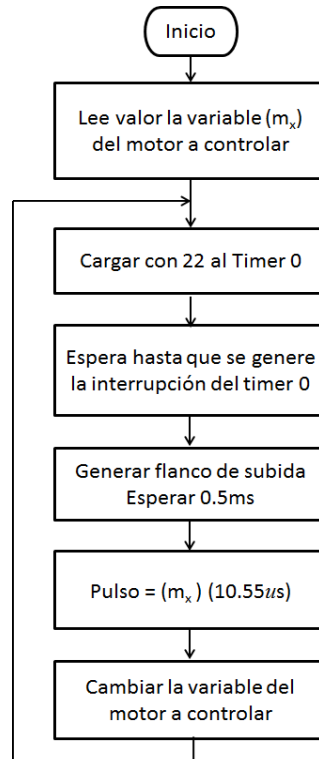


Figura 46. Diagrama de flujo del control de un motor.

IV.6 IMPLEMENTACIÓN DEL PILOTO AUTOMÁTICO

La implementación del piloto automático se realizó con base en la integración de todos los algoritmos anteriormente explicados, el diagrama general se muestra en la figura 48.

En este diagrama se puede ver que el piloto cuenta básicamente con dos modos de operación: modo manual y modo automático, en el manual sólo se dedica el uso del microcontrolador para enviar los valores adquiridos y procesados de los sensores dispuestos en el aeromodelo. El control de los motores se deja a disposición del usuario, es decir, los motores se manipulan a través del radiocontrol. En el modo automático el microcontrolador se encarga tanto de manipular los motores como de enviar los datos de las señales adquiridas.

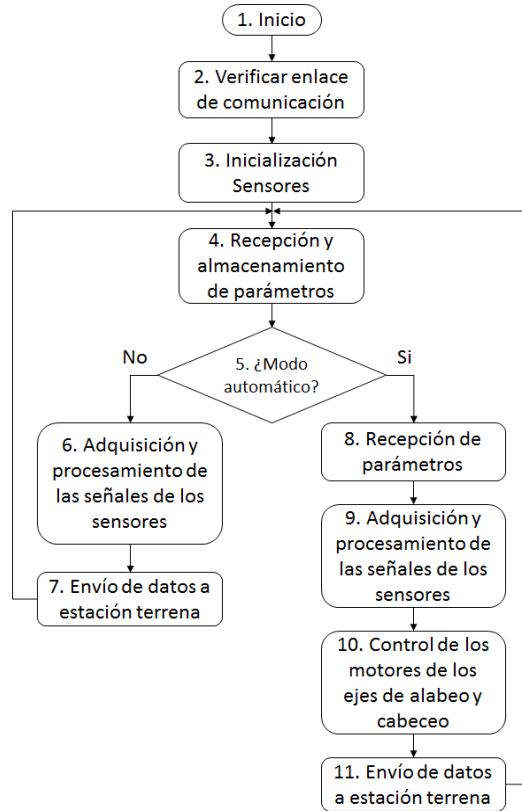


Figura 47. Diagrama de flujo del piloto automático.

A continuación se explica el funcionamiento de cada uno de los bloques que comprende el piloto automático.

1. El inicio del sistema representa la alimentación del sistema, esto es; alimentar correctamente con el voltaje necesario a todos y cada uno de los componentes del sistema.

2. Como primer paso después de ser alimentado el sistema, se envía una serie de datos con el fin de probar los todos los dispositivos de comunicación, se prueba la comunicación USB y la comunicación inalámbrica. Para comprobar el correcto funcionamiento de las comunicaciones, desde la interfaz de usuario de la estación terrena se envía un dato que sale vía USB hasta el transmisor Xbee y este último lo transmite hasta la tarjeta dónde se encuentra el piloto automático montado a bordo del aeromodelo. Al recibir el dato la tarjeta del piloto automático este lo reenvía a la interfaz de usuario. Una vez que el dato regresa y es leído correctamente, se asume que se ha establecido el enlace de comunicación correctamente.

3. Se inicializan los sensores, esto es; se prepara la comunicación con el dispositivo, en el caso del acelerómetro se calibra para evitar lecturas erróneas causadas por la deriva del sensor.

4. En este punto, el algoritmo principal del piloto automático queda en espera de recibir el comando que le indique el modo de operar.

5. Se evalúa el comando para determinar si se trabaja en modo manual o en modo automático, dependiendo de esta variable se pasará al paso 6 o al paso 8.
6. En esta etapa el microcontrolador sólo se dedica a adquirir los datos de los diferentes sensores, procesarlos y acondicionarlos para ser enviados.
7. En este bloque sólo se envían los datos a la estación terrena vía radiofrecuencia. Una vez que estos datos son enviados, se regresa a preguntar en qué modo trabajar.
8. Una vez que se ha entrado en el modo automático, en este bloque se pide el parámetro que indica el ángulo a estabilizar en los ejes de alabeo y cabeceo, por default se tiene que se estabiliza en cero grados a cada uno de los ejes.
9. En este paso se adquiere, procesan y acondicionan los datos de los sensores.
10. Una vez que se tienen los datos de los sensores se ejecuta el control P para estabilizar los ejes de alabeo y cabeceo. En este proceso se queda momentáneamente hasta que estabilizan los ejes.
11. Para finalizar, se envían los datos a la estación terrena y se repite el proceso.

IV.7 ESTACIÓN TERRENA

La estación terrena fue desarrollada bajo el ambiente de programación de LabView, software desarrollado por National Instruments. A continuación se escribe la interfaz de usuario y la visualización de los indicadores más importantes, cabe mencionar que la estación terrena utilizada fue tomada como base del trabajo realizado en [7], y en el presente trabajo se hicieron modificaciones para poder utilizarla como estación terrena en este proyecto. Dentro de las mejoras y modificaciones más importantes se encuentran el indicador de orientación (horizonte artificial) y la forma de transmitir y recibir los datos.

Transmisión y recepción de datos

En la figura 49 se muestra el diagrama a bloques del código que se utilizó para enviar y recibir datos por el puerto serie, únicamente la primera vez que se envía datos se configura el puerto serie, para esta aplicación es necesario indicarle el número de puerto (COM) que será utilizado y las características de la comunicación, es decir, 8 bits de datos, 1 bit de paro y sin control de flujo como se indica en el paso 1. Después se limpian los datos que puedan estar en el buffer de recepción y se establece el tamaño del mismo (paso 2), en este caso el valor por default es 4096 bytes. En el paso 3 sólo se asigna un tiempo para permitir configurar el puerto. En el paso 4 se envían datos el puerto serie a través de la variable 'Dato'.

El bloque que transmite datos a través del puerto serie (VISA write) tiene la característica de indicar si ocurrió un error durante la transmisión, con esta cualidad se puede tomar una acción en caso de que haya ocurrido un error, en este caso se conecta una estructura 'Case' para saber cuándo ocurre o no un error. Si no ocurre algún error, se ejecuta el paso 7, donde el puerto espera a recibir la cantidad de Bytes indicados en la variable 'Byte a recibir'. Después de recibir todos los Bytes, en el paso 8 se cierra el puerto serie. Para terminar este subVI se muestra en el indicador booleano si ocurrió algún error, en este caso indica Falso, y en el indicador 'Dato leído' muestra un arreglo de los Bytes recibidos.

Para futuros envíos o recepción de datos por el puerto serie, solo se usará la parte de código que está dentro del cuadro de color negro.

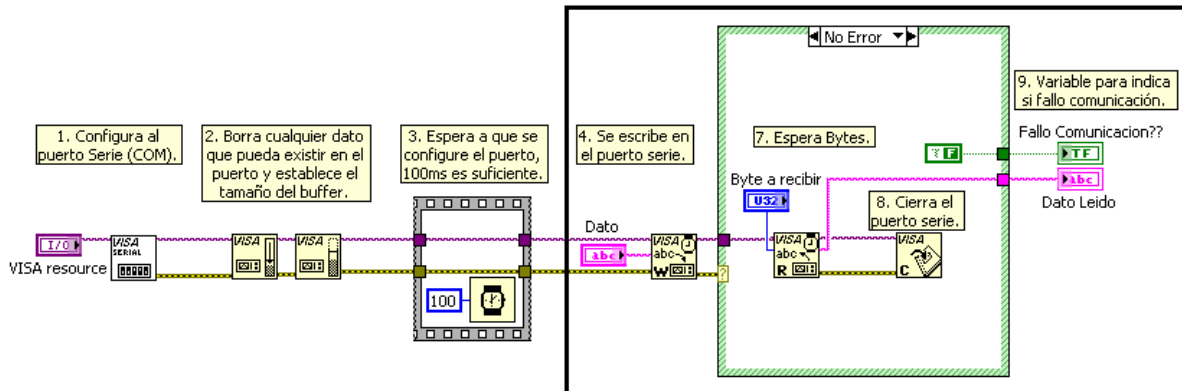
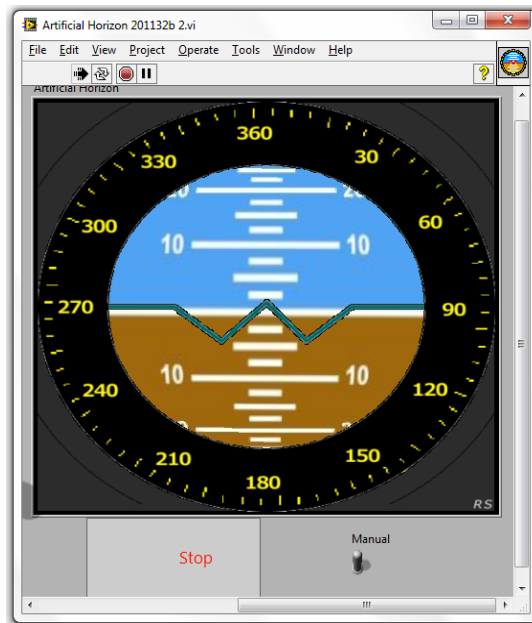


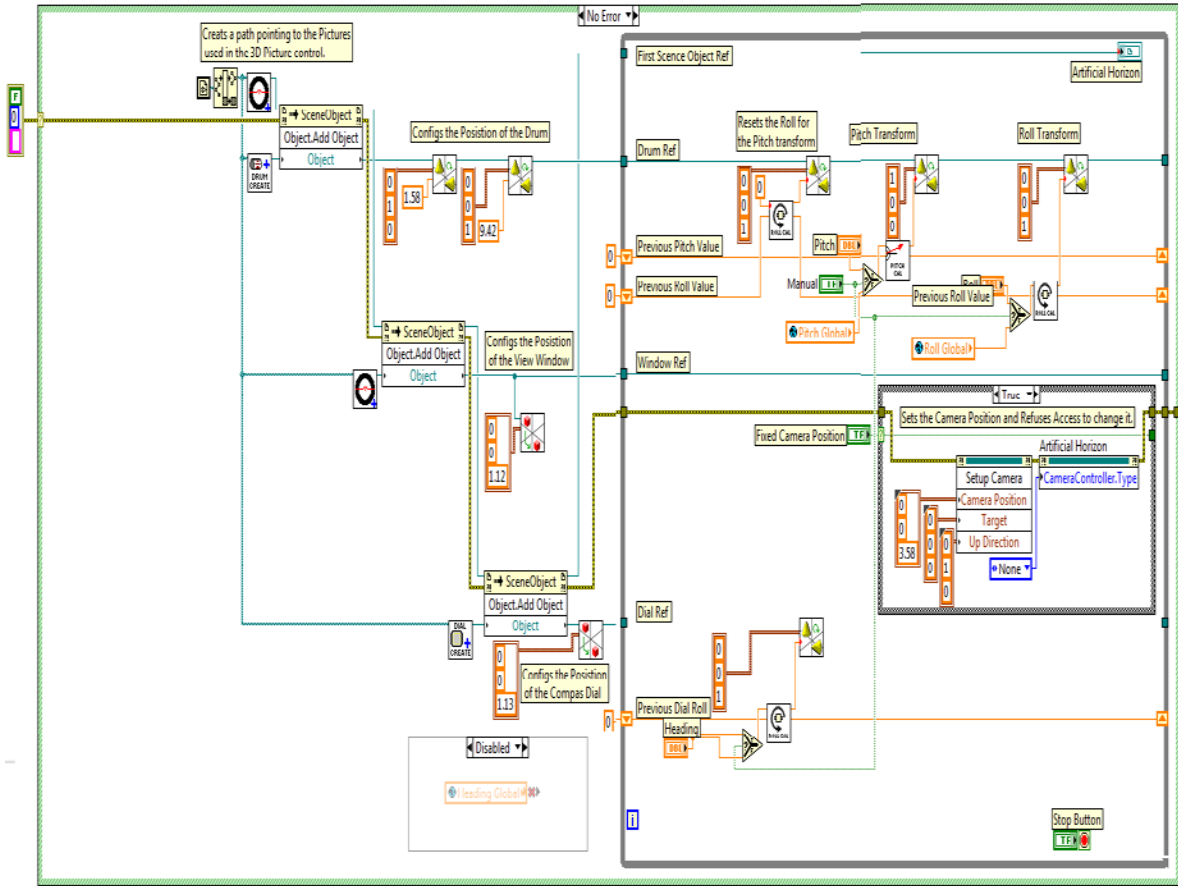
Figura 48. Diagrama de bloques para enviar/recibir datos por el puerto serie.

Horizonte artificial

En la figura 50 se muestra el indicador de orientación añadido a la interfaz de usuario.



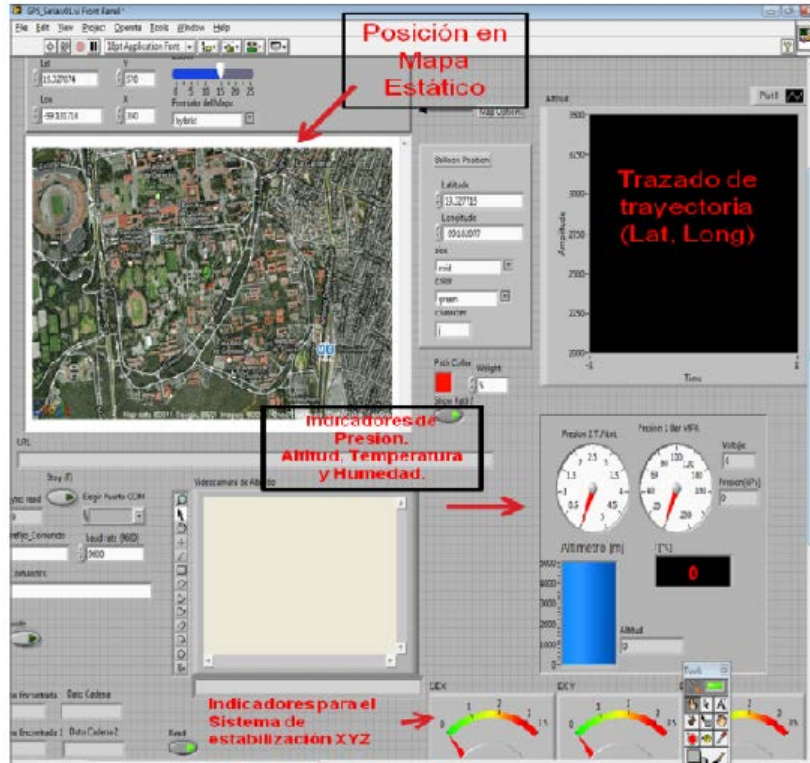
a) Panel frontal



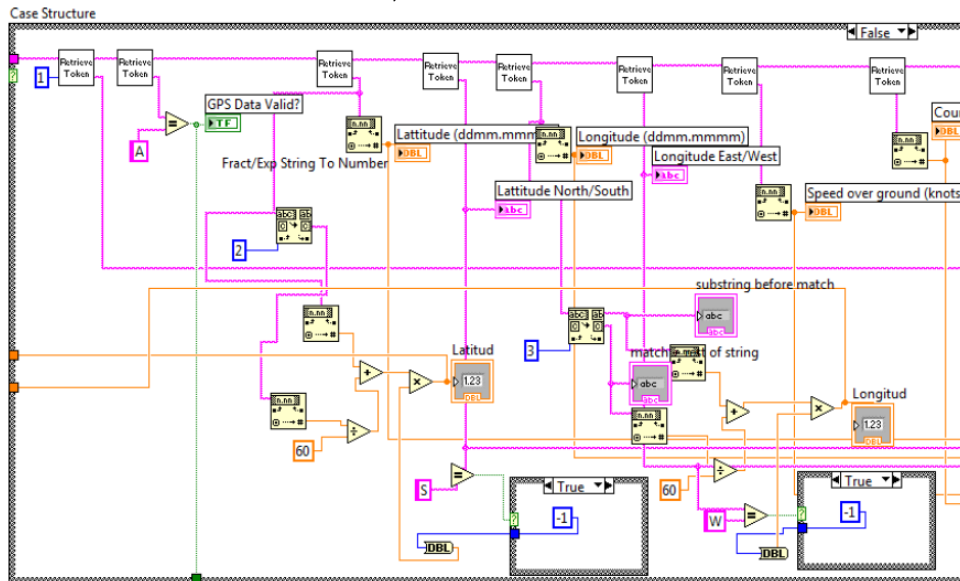
b) Diagrama de bloques

Figura 49. Horizonte artificial.

En la figura 51a se muestra una imagen del panel frontal de la interfaz gráfica y en la figura 51b se muestra el diagrama de bloques [7].



a) Panel frontal



b) Diagrama de bloques

Figura 50. Interfaz de usuario la estación de control terrena.

En la figura 52 se ejemplifica de manera general la forma de comunicación entre la estación terrena y el piloto automático de abordaje, la comunicación es iniciada por la estación terrena quién a través de comandos, envía al piloto de abordaje la forma de operar, la estación terrena puede decidir entre modo manual o automático, una vez que envía estos comandos, el piloto de abordaje realiza los procedimientos necesarios y envía

como respuesta a la estación terrena los datos de los sensores. Una vez que la estación recibe los datos los grafica en la interfaz de usuario.

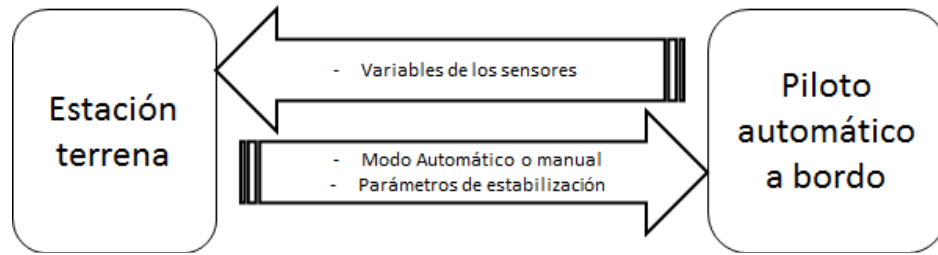


Figura 51. Estructura de envío y recepción de datos entre la estación terrena y el piloto automático.

CAPÍTULO V. RESULTADOS Y CONCLUSIONES

A continuación se muestran las pruebas realizadas al sistema, en ella se probó el funcionamiento del control proporcional para estabilizar los ejes de alabeo y cabeceo y la comunicación entre la estación terrena y el piloto automático a bordo del vehículo aéreo.

Como primer paso se hicieron pruebas de laboratorio dónde se probó la adquisición, envío y recepción de los datos de los sensores, en la figura 53 se muestra los datos obtenidos y graficados en el horizonte artificial, en dicha imagen se muestra una inclinación de -5° en el eje de alabeo, el algoritmo para la estabilización de este eje genera y manda la señal al motor correspondiente para componer la estabilidad y hacer que la flecha del servomotor se posicione en sentido contrario a la inclinación presentada por el aeromodelo. La respuesta del algoritmo es aceptable ya que se presenta una respuesta en tiempo real.

Para el caso de la inclinación en el eje de cabeceo que se muestra en la figura 53, el algoritmo actúa de igual forma, al medir la inclinación en el eje de cabeceo, el algoritmo genera y envía la señal de control al servomotor correspondiente al eje de cabeceo para corregir y estabilizar.

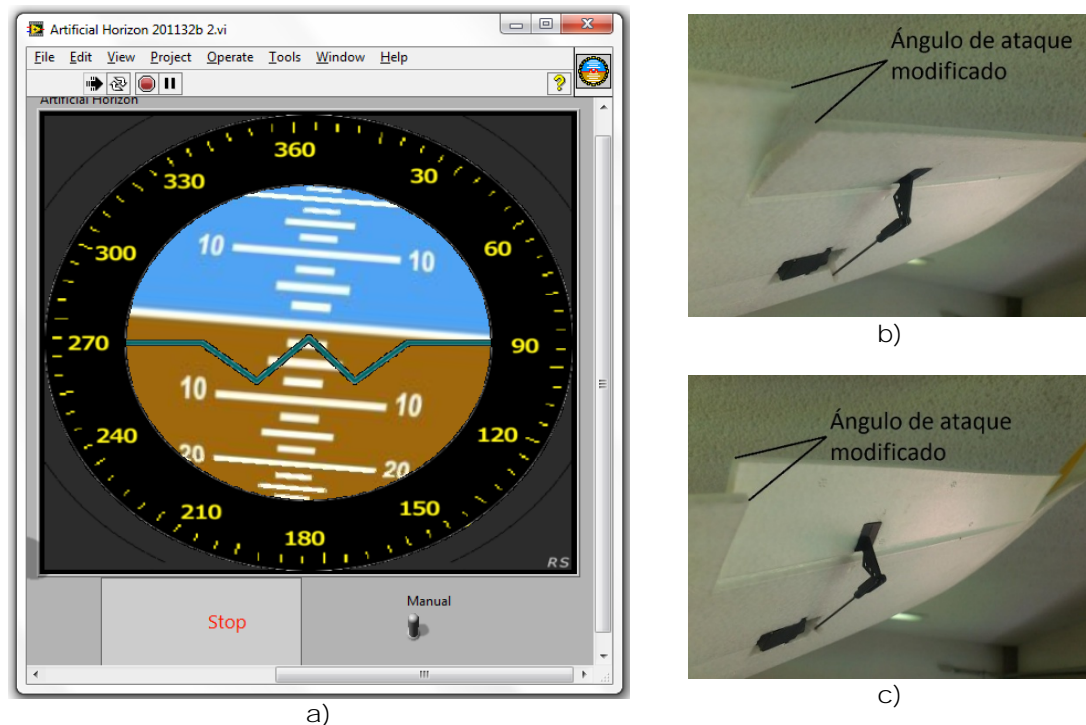


Figura 52. Prueba del algoritmo de estabilización.

El desarrollo de la prueba anterior también arrojó los resultados esperados por parte de los dispositivos encargados de la transmisión inalámbrica de datos de los sensores, en la figura 54 se muestra un extracto de los datos recibidos en la estación terrena, estos datos son señales de voltaje tomados del acelerómetro y posteriormente convertidos a grados de inclinación y graficados en el horizonte artificial.

array			
0	1.658	1.592	2.481
0	1.705	1.607	2.537
Capturar	1.698	1.673	2.474
	1.673	1.799	2.579

Figura 53. Lecturas en volts del acelerómetro

Una vez probado el sistema de control de alerones y la transmisión de datos se decidió realizar una prueba real en campo, dónde el vehículo aéreo realizó un vuelo de crucero a corta distancia.

La prueba consistió en realizar el despegue de forma manual a través del radio control, una vez que se estabilizó a una altura de seguridad (aproximadamente 5m para asegurar la integridad de la aeronave), se pasó el control de los motores de los alerones y timón de profundidad al piloto automático implementado. Los resultados observados fueron que el algoritmo para estabilizar la orientación del vehículo no funcionó correctamente ya que se observó un desequilibrio en la orientación del vehículo. Esto se debe a un inadecuado montaje de las tarjetas electrónicas desarrolladas. En la figura 55 se muestra la distancia y altura aproximada recorrida en el vuelo de crucero.

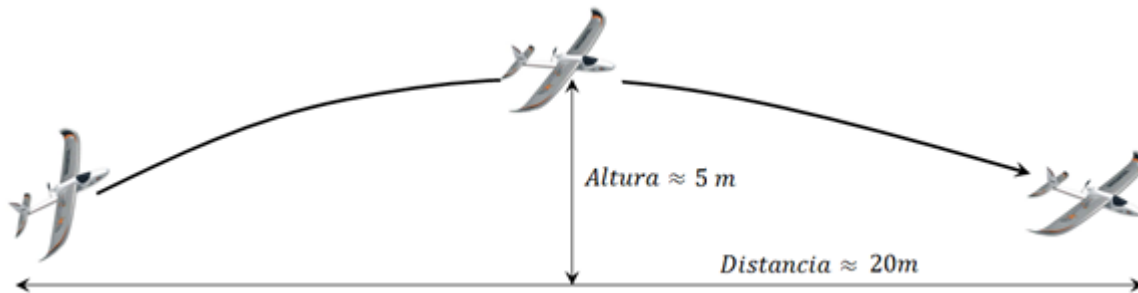


Figura 54. Vuelo de crucero desarrollado.

En la transmisión de los datos se presentó una distorsión en transmisión y recepción debido al ruido magnético generado por el motor brushless principalmente, aspecto que no se había considerado. Esto se determinó con base en pruebas de laboratorio posteriores dónde se puso en marcha el motor brushless, la solución fue colocar en la parte más alta del aeromodelo el dispositivo de radiofrecuencia transmisor-receptor de forma que el motor no interfiriera con la comunicación. El dispositivo transmisor se montó en la parte superior como se muestra en la siguiente figura 56.

Otro inconveniente que se tuvo fue al momento de montar las tarjetas diseñadas en el aeromodelo, ya que las superficies son curvas y no permitía una óptima fijación de los dispositivos, una solución poco ortodoxa que se dio fue fijarlos con cinta adhesiva.



Figura 55. Montaje de las tarjetas desarrolladas.

A continuación se muestran imágenes donde se puede apreciar las pruebas de vuelo a baja altura y a corto alcance.



a) Despegue manual.



b) Piloto automático.



c) Desestabilización.



d) Aterrizaje.

Figura 56. Pruebas de vuelo en campo.

En la prueba anteriormente mostrada, el algoritmo de piloto automático solamente controla la estabilidad del aeromodelo en los ejes de alabeo, cabeceo y guiñana. El control de la velocidad se manejó de manera manual, ya que en pruebas anteriores el algoritmo del piloto automático no realizaba un control adecuado lo que resultaba en averías del aeromodelo.

A continuación se presentan los resultados que se han obtenido y las conclusiones pertinentes:

V.1 RESULTADOS

- Se han realizado pruebas al acondicionamiento de los sensores implementados. Los resultados de la medición de cada sensor son aceptables.
- Se ha implementado y probado el algoritmo del controlador P para la estabilización de los ejes de alabeo y cabeceo. Y los resultados muestran que responden de manera óptima al recibir una perturbación en la estabilidad de cada eje.
- Se han hecho pruebas de laboratorio a la comunicación inalámbrica en un rango de 50m vista de línea y los resultados han comprobado el envío y recepción de los datos a través de dicha distancia.
- Se han realizado pruebas de laboratorio al algoritmo para la implementación del piloto automático, el resultado de esta prueba indica que dicho algoritmo debe de ser ajustado en su funcionamiento ya que a la hora de integrar todas las funciones requeridas no responde adecuadamente y se pierde el control del mismo. Esto se debe a la velocidad de procesamiento del microcontrolador.

- Con respecto a las pruebas de campo, los resultados no fueron los esperados ya que lamentablemente no se consideró la interferencia magnética que causa el motor brushless al sistema digital.



a) Tarjetas implementadas



b) Circuitos de prueba

Figura 57. Circuitos y tarjetas implementadas.

V.2 CONCLUSIONES

Considerando los objetivos planteados al inicio de esta tesis se puede concluir lo siguiente:

- Se han integrado los dispositivos electrónicos necesarios para el acondicionamiento de los instrumentos de vuelo en el vehículo aéreo no tripulado.
- Se ha desarrollado un algoritmo de control P para la estabilización de los ejes de alabeo y cabeceo.
- Se comprobó la comunicación entre el UAV y la estación remota
- El algoritmo principal que incluye las funciones generales (adquisición, transmisión de datos, control y estabilidad en la orientación) del piloto automático se debe de afinar y mejorar, concluyendo que se debe optimizar principalmente la programación del mismo.
- Las adversidades que se encontraron para que este algoritmo no funcione completamente se debe principalmente a la velocidad de procesamiento del sistema y que se requiere que ciertos procesos se ejecuten en paralelo; sin embargo, para un piloto automático de corto alcance la velocidad de procesamiento es aceptable si se optimiza sus funciones.
- Se debe considerar el desarrollo de las tarjetas para consumir el mínimo de potencia para poder alimentar el sistema digital con una batería externa, ya que si se alimenta con la misma que se alimenta al motor brushless la interferencia que genera el motor afecta totalmente al sistema digital. Así mismo, se debe miniaturizar lo más posible,

ya que al requerir de una batería adicional incrementa el peso que debe de cargar el aeromodelo, y este parámetro está determinado por el fabricante, ya que sólo puede cargar alrededor de 600gr, y la batería con que se alimenta el motor pesa alrededor de 400gr.

REFERENCIAS

- [1] Kimon P. Valavanis. *Advances in Unmanned Aerial Vehicles*. Springer, 2007.
- [2] A. Barrientos, J. del Cerro, P. Gutiérrez, R. San Martín, A. Martínez, C. Rossi. Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones. Grupo de Robótica y Cibernética, Universidad Politécnica de Madrid
- [3] Pettinelli R. Enzo., *Diseño Conceptual de un Avión no Tripulado y Análisis Básico de Estabilidad y Control de una Aeronave.*, Informe Proyecto de Ingeniería Mecánica., Universidad de Concepción, Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Mecánica., Julio del 2002.
- [4] Pettinelli R. Enzo., *Diseño del sistema de control de un avión no tripulado*, Informe de Memoria de Título., Universidad de Concepción, Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Mecánica., Enero del 2003.
- [5] Miguel del Cura Manso. *Navegación electrónica de los aviones*. Autores científico-técnicos y académicos. Acta.
- [6] <http://www.flightglobal.com/> (consultada en mayo de 2013)
- [7] Pérez Ramírez, Armando. *Diseño E Implementación De Un Vehículo Aéreo No Tripulado*. Tesis de maestría, UNAM. 2012
- [8] Daniel Garijo Verdejo, Jesús Ismael López Pérez, Isaac Pérez Estrada. *Control de un vehículo aéreo no tripulado*. Facultad de informática. Universidad Complutense de Madrid. 2009
- [9] Xin Li, Lian Yang. *Design and Implementation of UAV Intelligent Aerial Photography System*. 2012 4th International Conference on Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics.
- [10] W.T.M.S Tennakoon¹, S.R. Munasinghe. *Design of a Fully Fledged UAV Test-Bed with Internal and External Pilot*. Fourth International Conference on Industrial and Information Systems, ICIIIS 2009, 28 - 31 December 2009, Sri Lanka.
- [11] Iván González, Sergio Salazar, Jorge Torres, Rogelio Lozano, Hugo Romero. *Real-Time Attitude Stabilization of a Mini-UAV Quad-rotor Using Motor Speed Feedback*. *J Intell Robot Syst*. 2013
- [12] <http://vertol.mit.edu/index.html> (consultada en mayo de 2013)
- [13] https://www.hds.utc.fr/lafmia/Vehicle_navigation.html (consultada en septiembre de 2013)
- [14] David G.Hull .*Fundamentals of Airplane Flight Mechanics*. Springer, pags. 16-32:237-239, 2007] [John H.Blakelock. *Aircraft and Missiles*- Wiley. John Wiley Inc, 1965.
- [15] Abusleme Hoffman. *Tesis Control Difuso de un Vehículo Volador No Tripulado*. Pontificia Universidad Católica de Chile, pags. 125-148, 2000.

- [16] Michael V.Cook. Flight Dynamics Principles. Elseiver, 2007.
- [17] Abusleme Hoffman. Tesis Control Difuso de un Vehículo Volador No Tripulado. Pontificia Universidad Catolica de Chile, pags. 125-148, 2000.
- [18] David G.Hull .Fundamentals of Airplane Flight Mechanics. Springer, pags. 16- 32:237-239, 2007.
- [19] Carmona Isidoro. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Paraninfo, pags. 49-57:358-390:400, 2000
- [20] Martin Simons. Model Aircraft Aerodynamics. Argus Books, pags. 83-100, 1994.
- [21] Ira H.Abbott. Theory of Wing Sections. Dover, 1959.
- [22] Roger W.Pratt. Flight Control Systems, Practical Issues in Design and Implementation. The Institution of electrical engineers, pags. 170-173, 2000.
- [23] www.manualdevuelo.com (consultada en mayo de 2013)
- [24] Carmona Isidoro. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Paraninfo, pags. 49-57:358-390:400, 2000.
- [25] David G.Hull .Fundamentals of Airplane Flight Mechanics. Springer, pags. 16-32:237-239, 2007.
- [26] John H.Blakelock. Aircraft and Missiles- Wiley. Jonhn Wiley Inc, 1965.
- [27] Abusleme Hoffman. Tesis Control Difuso de un Vehículo Volador No Tripulado. Pontificia Universidad Catolica de Chile, pags. 125-148, 2000.
- [28] John J.Bertin, Michael L.Smith. Aerodynamics for Engineers. Prentice Hall, pags. 37-42:40:81-85, 1979.
- [29] B. L. Stevens and F. L. Lewis, Aircraft Control and Simulation, John Wiley & Sons, Second edition, 2003.
- [30] Mohinder. Global Positioning systems, Inertial Navigation, and Integration. Wiley, 2007
- [31] [Daniel Garijo Verdejo, Jesus Ismael López Pérez, Isaac Pérez Estrada. Control de un vehículo aéreo no tripulado. Universidad Complutense de Madrid. Págs 16-17. 2009]
- [32] Katsuhiko Ogata. Ingeniería de control moderna. Prentice Hall. Tercera edición. 1998 págs. 211-219] [Virginia Mazzone. Controladores PID. Universidad Nacional de Quilmes. 2002. Págs. 1-3
- [33] Sven Behnke and Michael Schreiber. Digital Position Control for Analog Servos. University of Freiburg, Georges-Köhler-Allee 52, 79110 Freiburg, Germany. 2006
- [34] Enrique Palacios Municio, Fernando Remiro Dominguez, José Lopez Perez. Microcontrolador PIC16F84. Desarrollo de proyectos. Ra-Ma. 2009

- [35] <http://www.hobbyking.com> (consultada en mayo de 2013)
- [36] Freescale Semiconductor. Nota de Aplicacion: Tilt Sensing Using a Three-Axis Accelerometer 2009.
- [37] Freescale Semiconductor. Hoja de datos del sensor de presion MPXAZ4115A. 2007.
- [38] Guia de usuario Xbee serie 1. Andrés Oyarce.
- [39] Microchip Technology Inc. Hoja de datos del microcontrolador PIC18F4550. 2007.
- [40] Kaplan, C. [2006], "LEO satellites: attitude determination and control components; some linear attitude control techniques", Tesis de maestría, Middle East Technical University, Turquía, pág 1-174.
- [41] Karatas, S., [2006], "Leo Satellites: Dynamic Modelling, Simulations And Some Nonlinear Attitude Control Techniques", Tesis de Maestría, Middle East Technical University, Turquía.
- [42] <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV13.html> (consultada en mayo de 2013)
- [43]http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__16542__Bixler_v1_1_EPO_1400mm_RTF_Mode_2_Throttle_Left_Radio_.html (consultada en mayo de 2013)

XBee™/XBee-PRO™ OEM RF Modules

XBee/XBee-PRO OEM RF Modules
RF Module Operation
RF Module Configuration
Appendices



Product Manual v1.06

For OEM RF Module Part Numbers: XB24-...-001, XB24-...-002
XBP24-...-001, XBP24-...-002

ZigBee™/IEEE® 802.15.4 OEM RF Modules by MaxStream, Inc.



MaxStream®

355 South 520 West, Suite 180
Lindon, UT 84042
Phone: (801) 765-9885
Fax: (801) 765-9895

rf-xperts@maxstream.net
www.MaxStream.net (live chat suport)

M100232
2005.10.28



MICROCHIP PIC18F2455/2550/4455/4550

28/40/44-Pin, High-Performance, Enhanced Flash, USB Microcontrollers with nanoWatt Technology

Universal Serial Bus Features:

- USB V2.0 Compliant
- Low Speed (1.5 Mb/s) and Full Speed (12 Mb/s)
- Supports Control, Interrupt, Isochronous and Bulk Transfers
- Supports up to 32 Endpoints (16 bidirectional)
- 1-Kbyte Dual Access RAM for USB
- On-Chip USB Transceiver with On-Chip Voltage Regulator
- Interface for Off-Chip USB Transceiver
- Streaming Parallel Port (SPP) for USB streaming transfers (40/44-pin devices only)

Power-Managed Modes:

- Run: CPU on, peripherals on
- Idle: CPU off, peripherals on
- Sleep: CPU off, peripherals off
- Idle mode currents down to 5.8 μ A typical
- Sleep mode currents down to 0.1 μ A typical
- Timer1 Oscillator: 1.1 μ A typical, 32 kHz, 2V
- Watchdog Timer: 2.1 μ A typical
- Two-Speed Oscillator Start-up

Flexible Oscillator Structure:

- Four Crystal modes, including High Precision PLL for USB
- Two External Clock modes, up to 48 MHz
- Internal Oscillator Block:
 - 8 user-selectable frequencies, from 31 kHz to 8 MHz
 - User-tunable to compensate for frequency drift
- Secondary Oscillator using Timer1 @ 32 kHz
- Dual Oscillator options allow microcontroller and USB module to run at different clock speeds
- Fail-Safe Clock Monitor:
 - Allows for safe shutdown if any clock stops

Peripheral Highlights:

- High-Current Sink/Source: 25 mA/25 mA
- Three External Interrupts
- Four Timer modules (Timer0 to Timer3)
- Up to 2 Capture/Compare/PWM (CCP) modules:
 - Capture is 16-bit, max. resolution 5.2 ns (TCY/16)
 - Compare is 16-bit, max. resolution 83.3 ns (TCY)
 - PWM output: PWM resolution is 1 to 10-bit
- Enhanced Capture/Compare/PWM (ECCP) module:
 - Multiple output modes
 - Selectable polarity
 - Programmable dead time
 - Auto-shutdown and auto-restart
- Enhanced USART module:
 - LIN bus support
- Master Synchronous Serial Port (MSSP) module supporting 3-wire SPI (all 4 modes) and I²C™ Master and Slave modes
- 10-bit, up to 13-channel Analog-to-Digital Converter module (A/D) with Programmable Acquisition Time
- Dual Analog Comparators with Input Multiplexing

Special Microcontroller Features:

- C Compiler Optimized Architecture with optional Extended Instruction Set
- 100,000 Erase/Write Cycle Enhanced Flash Program Memory typical
- 1,000,000 Erase/Write Cycle Data EEPROM Memory typical
- Flash/Data EEPROM Retention: > 40 years
- Self-Programmable under Software Control
- Priority Levels for Interrupts
- 8 x 8 Single-Cycle Hardware Multiplier
- Extended Watchdog Timer (WDT):
 - Programmable period from 41 ms to 131s
- Programmable Code Protection
- Single-Supply 5V In-Circuit Serial Programming™ (ICSP™) via two pins
- In-Circuit Debug (ICD) via two pins
- Optional dedicated ICD/ICSP port (44-pin devices only)
- Wide Operating Voltage Range (2.0V to 5.5V)

Device	Program Memory		Data Memory		I/O	10-Bit A/D (ch)	CCP/ECCP (PWM)	SPP	MSSP		EAUSART	Comparators	Timers 8/16-Bit
	Flash (bytes)	# Single-Word Instructions	SRAM (bytes)	EEPROM (bytes)					SPI	Master I ² C™			
PIC18F2455	24K	12288	2048	256	24	10	2/0	No	Y	Y	1	2	1/3
PIC18F2550	32K	16384	2048	256	24	10	2/0	No	Y	Y	1	2	1/3
PIC18F4455	24K	12288	2048	256	35	13	1/1	Yes	Y	Y	1	2	1/3
PIC18F4550	32K	16384	2048	256	35	13	1/1	Yes	Y	Y	1	2	1/3

Integrated Silicon Pressure Sensor for Manifold Absolute Pressure, Altimeter or Barometer Applications On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated

Motorola's MPX4115A/MPXA4115A series sensor integrates on-chip, bipolar op amp circuitry and thin film resistor networks to provide a high output signal and temperature compensation. The small form factor and high reliability of on-chip integration make the Motorola pressure sensor a logical and economical choice for the system designer.

The MPX4115A/MPXA4115A series piezoresistive transducer is a state-of-the-art, monolithic, signal conditioned, silicon pressure sensor. This sensor combines advanced micromachining techniques, thin film metallization, and bipolar semiconductor processing to provide an accurate, high level analog output signal that is proportional to applied pressure.

Figure 1 shows a block diagram of the internal circuitry integrated on a pressure sensor chip.

Features

- 1.5% Maximum Error over 0° to 85°C
- Ideally suited for Microprocessor or Microcontroller-Based Systems
- Temperature Compensated from -40° to +125°C
- Durable Epoxy Unibody Element or Thermoplastic (PPS) Surface Mount Package

Application Examples

- Aviation Altimeters
- Industrial Controls
- Engine Control
- Weather Stations and Weather Reporting Devices

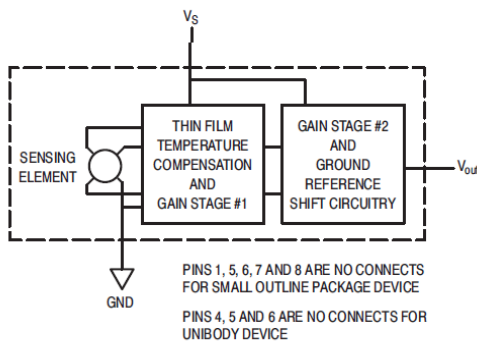


Figure 1. Fully Integrated Pressure Sensor Schematic

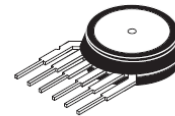
REV 4

© Motorola, Inc. 2001

MPX4115A MPXA4115A SERIES

INTEGRATED
PRESSURE SENSOR
15 to 115 kPa (2.2 to 16.7 psi)
0.2 to 4.8 Volts Output

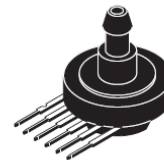
UNIBODY PACKAGE



MPX4115A
CASE 867

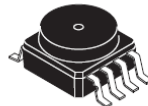


MPX4115AP
CASE 867B

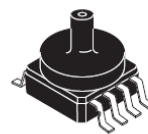


MPX4115AS
CASE 867E

SMALL OUTLINE PACKAGE



MPXA4115A6U
CASE 482



MPXA4115AC6U
CASE 482A

PIN NUMBER			
1	N/C	5	N/C
2	V _S	6	N/C
3	Gnd	7	N/C
4	V _{out}	8	N/C

NOTE: Pins 1, 5, 6, 7, and 8 are internal device connections. Do not connect to external circuitry or ground. Pin 1 is noted by the notch in the lead.

PIN NUMBER			
1	V _{out}	4	N/C
2	Gnd	5	N/C
3	V _S	6	N/C

NOTE: Pins 4, 5, and 6 are internal device connections. Do not connect to external circuitry or ground. Pin 1 is noted by the notch in the lead.



Freescale Semiconductor
 Technical Data

Document Number: MMA7361L
 Rev 0, 04/2008



±1.5g, ±6g Three Axis Low-g Micromachined Accelerometer

The MMA7361L is a low power, low profile capacitive micromachined accelerometer featuring signal conditioning, a 1-pole low pass filter, temperature compensation, self test, 0g-Detect which detects linear freefall, and g-Select which allows for the selection between 2 sensitivities. Zero-g offset and sensitivity are factory set and require no external devices. The MMA7361L includes a Sleep Mode that makes it ideal for handheld battery powered electronics.

Features

- 3mm x 5mm x 1.0mm LGA-14 Package
- Low Current Consumption: 400 μ A
- Sleep Mode: 3 μ A
- Low Voltage Operation: 2.2 V – 3.6 V
- High Sensitivity (800 mV/g @ 1.5g)
- Selectable Sensitivity (\pm 1.5g, \pm 6g)
- Fast Turn On Time (0.5 ms Enable Response Time)
- Self Test for Freefall Detect Diagnosis
- 0g-Detect for Freefall Protection
- Signal Conditioning with Low Pass Filter
- Robust Design, High Shocks Survivability
- RoHS Compliant
- Environmentally Preferred Product
- Low Cost

Typical Applications

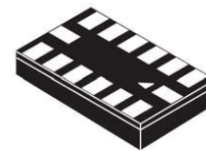
- 3D Gaming: Tilt and Motion Sensing, Event Recorder
- HDD MP3 Player: Freefall Detection
- Laptop PC: Freefall Detection, Anti-Theft
- Cell Phone: Image Stability, Text Scroll, Motion Dialing, E-Compass
- Pedometer: Motion Sensing
- PDA: Text Scroll
- Navigation and Dead Reckoning: E-Compass Tilt Compensation
- Robotics: Motion Sensing

ORDERING INFORMATION				
Part Number	Temperature Range	Package Drawing	Package	Shipping
MMA7361LT	-40 to +85°C	1977-01	LGA-14	Tray
MMA7361LR1	-40 to +85°C	1977-01	LGA-14	7" Tape & Reel
MMA7361LR2	-40 to +85°C	1977-01	LGA-14	13" Tape & Reel

MMA7361L

MMA7361L: XYZ AXIS
 ACCELEROMETER
 \pm 1.5g, \pm 6g

Bottom View



14 LEAD
 LGA
 CASE 1977-01

Top View

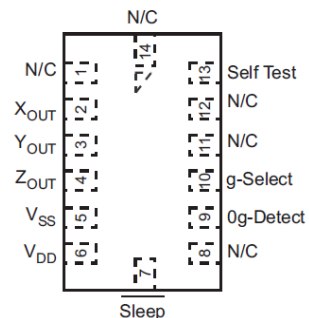


Figure 1. Pin Connections



SG SERIES GPS RECEIVER MODULE DATA GUIDE

DESCRIPTION

The SG Series GPS receiver module is a self-contained high-performance GPS receiver with an on-board LNA and SAW filter. Based on the SiRFstar III chipset, it provides exceptional sensitivity, even in dense foliage and urban canyons. The module's very low power consumption helps maximize runtimes in battery powered applications. With over 200,000 effective correlators, the SG Series receiver can acquire and track up to 20 satellites simultaneously in just seconds, even at the lowest signal levels. Housed in a compact reflow-compatible SMD package, the receiver requires no programming or

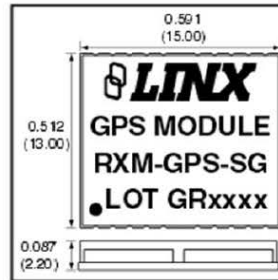


Figure 1: Package Dimensions

additional RF components (except an antenna) to form a complete GPS solution. Five GPIOs are easily configured through simple serial commands. These features, along with the module's standard NMEA data output, make the SG Series easy to integrate, even by engineers without previous RF or GPS experience.

FEATURES

- SiRF Star III chipset
- 200,000+ correlators
- Low power consumption (46mW)
- High sensitivity (-159dBm)
- 20 channels
- Fast TTFF at low signal levels
- Battery-backed SRAM
- 5 User Definable GPIOs
- No programming necessary
- No external RF components needed (except an antenna)
- No production tuning
- Direct serial interface
- Power down feature
- Compact surface-mount package
- Manual or reflow compatible
- RoHS compliant

APPLICATIONS INCLUDE

- Positioning and Navigation
- Location and Tracking
- Security/Loss-Prevention
- Surveying
- Logistics
- Fleet Management

ORDERING INFORMATION

PART #	DESCRIPTION
RXM-GPS-SG-x	GPS Receiver Module
MDEV-GPS-SG	Master Development System
x = "T" for Tape and Reel, "B" for Bulk	
Reels are 1,000 pcs.	
Quantities less than 1,000 pcs. are supplied in bulk	

Revised 1/10/11

Bixler v1.1 EPO 1400mm - (ARF)**Specs:**Material: **EPO Foam**Wingspan: **1400mm**Length: **925mm**Wing Area: **26dm²**Wing Loading: **25g/dm²**Flying Weight: **650g**Motor: **2620-1900kv Brushless Outrunner (Included)**ESC: **20A w/BEC (Required)**Servo: **4 x 9g (Included)****Required:**

20A ESC

4 Channel Radio (Tx/Rx)

1300mAh 3s Lipoly Battery