

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
FACULTAD DE INGENIERÍA



**Implementación de estación base para control de
vehículo aéreo no tripulado.**

Trabajo de graduación presentado por Gibrán Gabriel Tuquer González para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Electrónica.

Guatemala

2012

**Implementación de estación base para control de
vehículo aéreo no tripulado.**

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA
FACULTAD DE INGENIERÍA



**Implementación de estación base para control de
vehículo aéreo no tripulado.**

Trabajo de graduación presentado por Gibrán Gabriel Tuquer González para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Electrónica.


Guatemala

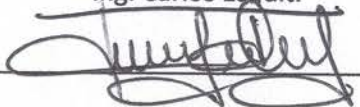
2012

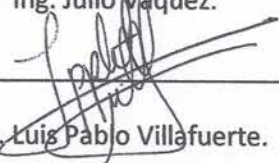
Vo. Bo.:

(f) 
Ing. Christian Medina

Tribunal Examinador:

(f) 
Ing. Carlos Esquit.

(f) 
Ing. Julio Vaquez.

(f) 
Ing. Luis Pablo Villafuerte.

Fecha de aprobación: Guatemala, 18 de junio de 2012.

PREFACIO

“No llegaron por vuelo súbito los grandes hombre a las alturas que alcanzaron y conservaron, sino que, mientras sus colegas dormían, ellos trabajaban con ahínco en su ascenso durante la noche.”

Henry W. Longfellow.

Face à la roche, le ruisseau l'emporte toujours, non pas par la force mais par la persévérance.

Jackson Brown

En memoria de Luis Pablo López Gamboa+ Q.E.P.D.

CONTENIDO

LISTA DE FIGURAS	vii
LISTA DE TABLAS	ix
RESUMEN	x
I . INTRODUCCIÓN	1
II. OBJETIVOS	3
A. Generales	3
B. Específicos	3
III. MARCO TEÓRICO	4
A. Los vehículos aéreos no tripulados.....	4
B. Estructura física, sistema de propulsión y dirección.....	6
C. Sistema de navegación.....	13
D. Sistema de comunicación y estación base en tierra.....	19
IV. DELIMITACIÓN DEL TEMA.....	30
V. METODOLOGÍA.....	31
A. Sistema remoto.....	31
B. Software de reconocimiento de patrones en video. –OpenTLD-.....	42
C. Sistema de comunicación.....	47
D. Estación base en tierra.....	53
VI. RESULTADOS	55
A. Puesta en marcha del UAV y ajuste de parámetros.....	55
B. Salidas a Motores (Salidas PWM).....	59
C. Obtener información de parámetros GPS.....	60
D. Ejecución de vuelo, monitoreo y puntos GPS.....	62
VII. DISCUSIÓN	70
A. Estructura.....	70
B. Sistema remoto.....	71
C. Sistema de comunicación.....	71

D. Estación base en tierra	72
VIII. CONCLUSIONES.....	74
IX. RECOMENDACIONES	75
X. BIBLIOGRAFÍA.....	77

LISTA DE FIGURAS

Figura	Página
Figura No. 1 Ejemplo de un sistema UAV	4
Figura No. 2 Principales subsistemas que integra un UAV	5
Figura No. 3 Fuerzas aerodinámicas que actúan en un avión	7
Figura No. 4 Fuerzas aerodinámicas y ángulos de control que actúan sobre un avión	8
Figura No. 5 Ángulos de la hélice	9
Figura No. 6 Perfiles y ángulos de incidencia	9
Figura No. 7 Diagrama de bloques del sistema de control interno de un servomotor.....	11
Figura No. 8 Respuesta de servomotor a señal PWM	11
Figura No. 9 Diagrama de bloques del sistema de navegación	14
Figura No. 10 Módulo APM (ArduPilot Mega)	15
Figura No. 11 Módulo IMU (Unidad de medición de inercia).....	16
Figura No. 12 Representación esquemática del funcionamiento del GNSS	19
Figura No. 13 Opciones de estándares de comunicación inalámbrica	20
Figura No. 14 Pila de protocolos para ZigBee	21
Figura No. 15 Conjunto de protocolos de la interfaz de misión MAVLink.....	24
Figura No. 16 Pantalla del software de instrumentos virtuales	25
Figura No. 17 Interfaz gráfica del software HappyKillmore GCS.....	26
Figura No. 18 Interfaz gráfica de software QGroundControl	27
Figura No. 19 Horizonte artificial	27
Figura No. 20 Indicador de dirección.....	28
Figura No. 21 Anemómetro.....	29
Figura No. 22 Componentes necesarios para sistema remoto	31
Figura No. 23 Ensamblaje final del sistema remoto.....	32
Figura No. 24 Vehículo aéreo de múltiples hélices.....	32
Figura No. 25 Diagrama de interconexión de APM+IMU	33
Figura No. 26 Motores Turnigy.....	33
Figura No. 27 Primer estructura, dos reglas de madera.....	34
Figura No. 28 Segunda estructura dos reglas de aluminio.	34
Figura No. 29 Tercer estructura de aluminio con bases de PVC.....	35
Figura No. 30 Cuarta estructura de piezas de madera pre-fabricadas.	35
Figura No. 31 Ensamblaje de cuarta estructura.	36
Figura No. 32 Ensamblaje, vista de conexión de controles.....	36
Figura No. 33 Cuarta estructura vista inferior.....	37
Figura No. 34 Cuarta estructura vista superior.....	37
Figura No. 35 Estructura final de dos tubos de fibra de carbono.	38
Figura No. 36 Vista lateral estructura final de fibra de carbono.	38
Figura No. 37 Batería utilizada.....	39
Figura No. 38 Interfaz de desarrollo del software ArduCopter.....	40
Figura No. 39 Conexión a través de puerto USB en el IMU para cargar software APM	41
Figura No. 40 Software para cargar el programa en el APM.....	41

Figura No. 41 Componentes del algoritmo TLD.....	43
Figura No. 42 Fase de Seguimiento -Tracking- algoritmo TLD.....	44
Figura No. 43 Fase de aprendizaje -Learning- algoritmo TLD.....	44
Figura No. 44 Fase de detección -Detection- algoritmo TLD.....	44
Figura No. 45 Ejemplos de detección de objetos, utilizando el algoritmo TLD.....	45
Figura No. 46 Opciones de selección interfaz grafica software OpenTLD.....	45
Figura No. 47 Funcionamiento de software OpenTLD.....	46
Figura No. 48 Trayectoria de objetivo.....	47
Figura No. 49 Módulos y componentes utilizados en el sistema de comunicación	48
Figura No. 50 Ensamblaje módulo de comunicación en sistema remoto.....	49
Figura No. 51 Módulo de comunicación en estación base.....	49
Figura No. 52 Utilidad de configuración módulos XbeePro	50
Figura No. 53 Transmisor de radio control Futaba.....	51
Figura No. 54 Receptor de radio control Futaba.....	52
Figura No. 55 Sistema de video inalámbrico y tarjeta de captura de video.....	52
Figura No. 56 Administrador de dispositivos (MS Windows).....	53
Figura No. 57 Interfaz del software de APM Mission Planner (Instrumentos).....	54
Figura No. 58 Interfaz del software APM Mission Planner (Puntos GPS).....	54
Figura No. 59 Aceleración sobre el eje X.....	55
Figura No. 60 Aceleración sobre el eje Y.....	55
Figura No. 61 Aceleración sobre el eje Z.....	56
Figura No. 62 Giroscopio Eje X.....	56
Figura No. 63 Giroscopio Eje Y.....	57
Figura No. 64 Giroscopio Eje Z.....	57
Figura No. 65 Despliegue de desplazamiento de la aeronave. (Roll, Pitch y Yaw).....	58
Figura No. 66 Ajustes de parámetros para la estabilización en el aire del UAV.....	58
Figura No. 67 Ajuste de parámetros para la navegación del UAV.....	59
Figura No. 68 Salidas PWM.....	60
Figura No. 69 Visualización de información GPS.....	60
Figura No. 70 Seguimiento de la trayectoria de vuelo 1 del UAV.....	61
Figura No. 71 Seguimiento de trayectoria de vuelo 2 del UAV.....	62
Figura No. 72 Lugar utilizado para vuelo de prueba.....	62
Figura No. 73 Ingreso de puntos GPS en software HappyKillmore	63
Figura No. 74 Ajustes de entrada radio control.....	64
Figura No. 75 Visualización de comportamiento en vuelo	65
Figura No. 76 Re-ajuste de parámetros PID luego de primeras pruebas de vuelo.....	65
Figura No. 77 Ejemplo de corrección de parámetros y su repercusión en el plan de vuelo.....	66
Figura No. 78 Visualización de parámetros -MAVLink-.....	67
Figura No. 79 Placa de vehículo previamente grabada en el algoritmo.....	67
Figura No. 80 Otros objetos visualizados y no reconocidos por el algoritmo.....	68
Figura No. 81 Personas visualizadas por el sistema sin coincidencia de algoritmo.....	68
Figura No. 82 Sobrevuelo del UAV por el objeto aprendido y detectado por el algoritmo.....	69

LISTA DE TABLAS

Tabla	Página
Tabla No. 1 Intervalo de operación acelerómetros.....	56
Tabla No. 2 Intervalo de operación giroscopios.....	57
Tabla No. 3 Puntos GPS de referencia para vuelo de prueba.....	63
Tabla No. 4 Niveles de confianza indicados por el algoritmo de reconocimiento.....	69

RESUMEN

Este trabajo de graduación consiste en la integración de sistemas electrónicos necesarios para la implementación de una estación base para el control de un vehículo aéreo no tripulado, conocido también por sus siglas en inglés como UAV - Unmanned Aerial Vehicle-. Este trabajo de graduación contempla dentro de su metodología el uso de una estructura multi rotor, la cual consiste de cuatro motores, como sistema no tripulado que alberga los sistemas de control y navegación.

La estación de control en tierra consiste de una aplicación de software, instalada en una computadora, que se comunica hacia el UAV mediante un sistema de comunicación inalámbrico bidireccional, implementado con módulos Xbee Pro que opera a la frecuencia de 2.4GHz. En la estación de tierra se recibe la información de las mediciones de inercia (velocidad, orientación y aceleración) del UAV, y esta también es capaz de enviar comandos de configuración y navegación, esta comunicación esta normada bajo el protocolo de comunicación MAVLink.

Toda la implementación del sistema se basó en la utilización de herramientas de software código abierto, así como sistemas electrónica de libre acceso y de bajo costo.

I. INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados, también llamados por sus siglas en inglés, UAV, han alcanzado recientemente un nivel sin precedentes de crecimiento y diversidad de aplicaciones, tanto militares como civiles. (Valavanis, 2007)

Los UAV fueron introducidos durante la Primera Guerra Mundial (1917), registran una larga participación con las fuerzas armadas estadounidenses, sin embargo estos primeros UAV fueron poco confiables e imprecisos, y al mismo tiempo fueron de utilidad por su habilidad para cambiar el campo de batalla. (Valavanis, 2007)

Un sistema de aeronave no tripulada, debe considerarse como un conjunto de subsistemas, los cuales incluyen a la aeronave, subsistema de despegue y recuperación de la aeronave, subsistema de soporte, subsistema de comunicación, subsistema de transporte, etc. (Valavanis, 2007)

Algunos de los subsistemas pueden ser equivalentes en sistemas tripulados y no tripulados. Las aeronaves no tripuladas no deben ser confundidas con aviones de aeromodelismo o “drones”; los aviones de aeromodelismo son operados con radio control y son para fines recreativos, mientras que los “drones” requieren instrucciones del operador, sus misiones son programadas previamente al vuelo y no son inteligentes, comunican la información de la misión una vez vuelven a tierra. Los UAV, por otro lado, pueden tener mayor o menor grado de <<inteligencia automática>>, puede tener la habilidad de comunicarse con el controlador remoto y enviar datos de cualquier tipo en tiempo real, tales como imágenes; junto a esta información también pueden incluir las condiciones del sistema como posición, velocidad del aire, altitud, etc. También puede transmitir información de sus propias condiciones, como cantidad de combustible o nivel de batería, temperatura de los componentes eléctricos y electromecánicos. (Valavanis, 2007)

Con la pronta difusión de la tecnología a través de Internet, es posible acceder a información que ha permitido conocer de este tipo de sistema aéreos no tripulados; por lo que se plantea el reto de abrir la brecha de investigación y desarrollo en este campo, a

través de la introducción de una implementación de un sistema ya desarrollado, un proyecto de código abierto, bajo el nombre de ArduPilot Mega.

El presente trabajo de graduación describe la integración de sistemas necesarios para implementación de una estación base para el control de un vehículo aéreo no tripulado, el vehículo aéreo no tripulado seleccionado fue un sistema de múltiples hélices, al cual se le instaló un módulo de procesamiento de datos –CPU-, un módulo de medición de medición de inercia y un módulo de telemetría (módulo de comunicaciones). La estación de tierra consistió de una computadora personal, sin requerimientos rigurosos de hardware o software, en la cual se ejecuta el software para el control del vehículo aéreo no tripulado.

II. OBJETIVOS

A. Generales

Implementar una estación base para el control de un vehículo aéreo no tripulado – UAV-

B. Específicos

- Instalar un sistema de instrumentos y dispositivos de navegación (acelerómetro, giroscopio y GPS) y control (servo motores) ArduPilot Mega, en una estructura multirotor y que se utilizará como UAV.
- Instalar un sistema de transmisión y recepción datos entre la estación de tierra y el sistema remoto –UAV-, como sistema de telemetría utilizando módulos de comunicación Xbee Pro a 2.4GHz, para enviar la información de navegación y control a la estación en tierra.
- Instalar una estación de control y navegación en tierra para el UAV, basado en un software de computadora de código abierto.

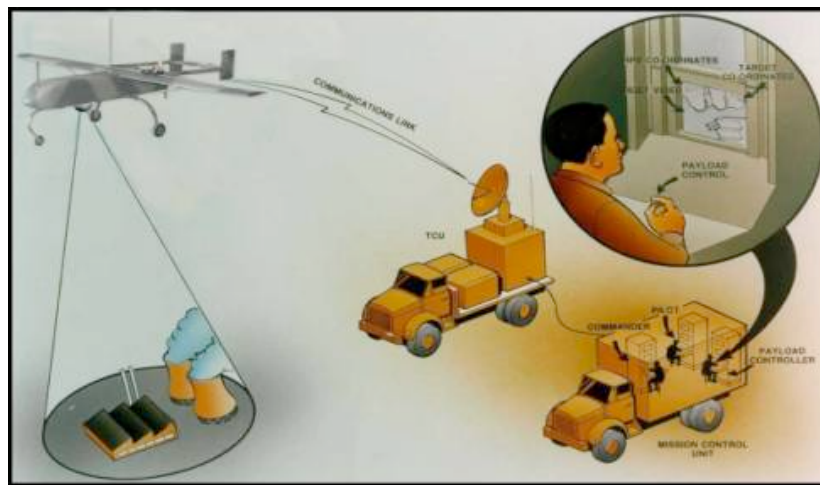
III. MARCO TEÓRICO

A. Los vehículos aéreos no tripulados

Una visión simplista de un vehículo aéreo no tripulado, es aquel que no cuenta con una tripulación para su operación, por lo que se reemplaza por un sistema electrónico y un enlace de radiofrecuencia. En realidad es más complejo que eso, el vehículo aéreo debe estar adecuado, de forma que permita el uso de sistemas de navegación, control, comunicación, etc. (Austin, 2010)

A continuación se presenta un diagrama con los subsistemas principales que integra un UAV.

Figura No. 1 Ejemplo de un sistema UAV



(Engineering Aura, 2009)

La implementación básica de un vehículo aéreo no tripulado contempla los siguientes subsistemas:

1. Estructura física, sistema de dirección y propulsión.
2. Sistema de navegación .
3. Sistema de comunicación.

4. Estación de control en tierra.

Figura No. 2 Principales subsistemas que integra un UAV

A cada subsistema se le asignan tareas de control específicas, sin embargo al ser un conjunto de subsistemas integrados más no independientes es necesaria una interfaz estándar de comunicación para la coordinación entre los diversos subsistemas. Por ejemplo, la estructura del vehículo aéreo soporta el subsistema de propulsión y dirección, estos dos

subsistemas se subordinan al sistema de navegación para lograr llevar a la aeronave a un punto en concreto en el aire.

B. Estructura física, sistema de propulsión y dirección.

La estructura de cualquier vehículo aéreo está sujeta a criterios específicos de diseño según su funcionalidad, sin embargo es más importante comprender cuales son los elementos estructurales que afectan el desempeño de la aeronave y que rigen sus principios de operación. Para comprender los principios básicos de aerodinámica y con el objeto de simplificar estos conceptos se pone como ejemplo un avión.

1. Fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un avión. Las cuatro fuerzas básicas aerodinámicas que actúan sobre un avión en vuelo son: sustentación, peso, arrastre y empuje.

- *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). (Muñoz, 2010)
- *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. 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. (Muñoz, 2010)
- *Resistencia (Drag)*: La resistencia es la fuerza que impide o retarda el movimiento de un aeroplano. La resistencia actúa de forma paralela y en la misma dirección que el viento relativo, aunque también podríamos afirmar que la resistencia es paralela y de dirección opuesta a la trayectoria. (Muñoz, 2010)
- *Empuje (Thrust)*: 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, 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); en reactores, la propulsión se logra por la expulsión violenta de los gases quemados por la turbina. Esta

fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema propulsor, que suele ser paralela al eje longitudinal del avión. (Muñoz, 2010)

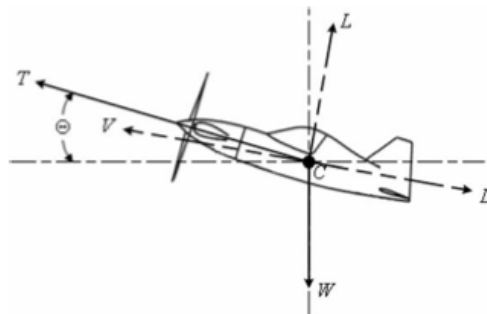
2. Ángulos de control de un avión. El comportamiento de avión se controla mediante la manipulación de los ángulos de varias partes móviles en su superficie. Los componentes estructurales y las acciones de control manipulan principalmente los tres momentos del centro de gravedad de un avión; una acción secundaria de este tipo de control cambia las fuerzas aerodinámicas externas. (Valavanis, 2007)

El estabilizador horizontal (Horizontal Stabilizer) está compuesto por: una parte delantera, que es fija, y tiene el mismo nombre estabilizador horizontal, en la parte posterior, en la cola, cuenta con una parte móvil, llamada el ascensor. Los cambios de ángulo del ascensor afectan el equilibrio de la fuerza de sustentación, más importante aún, el momento de levantamiento del centro de gravedad, movimientos sobre el eje Y (Pitch). (Valavanis, 2007)

Las partes móviles de la parte posterior del estabilizador vertical (Vertical Stabilizer) es llamado timón (Rudder). Controlando el timón se manipula el momento de guiñada (Yawing), movimiento sobre el eje Z. El efecto del timón es útil para los movimientos laterales y maniobrabilidad. (Valavanis, 2007)

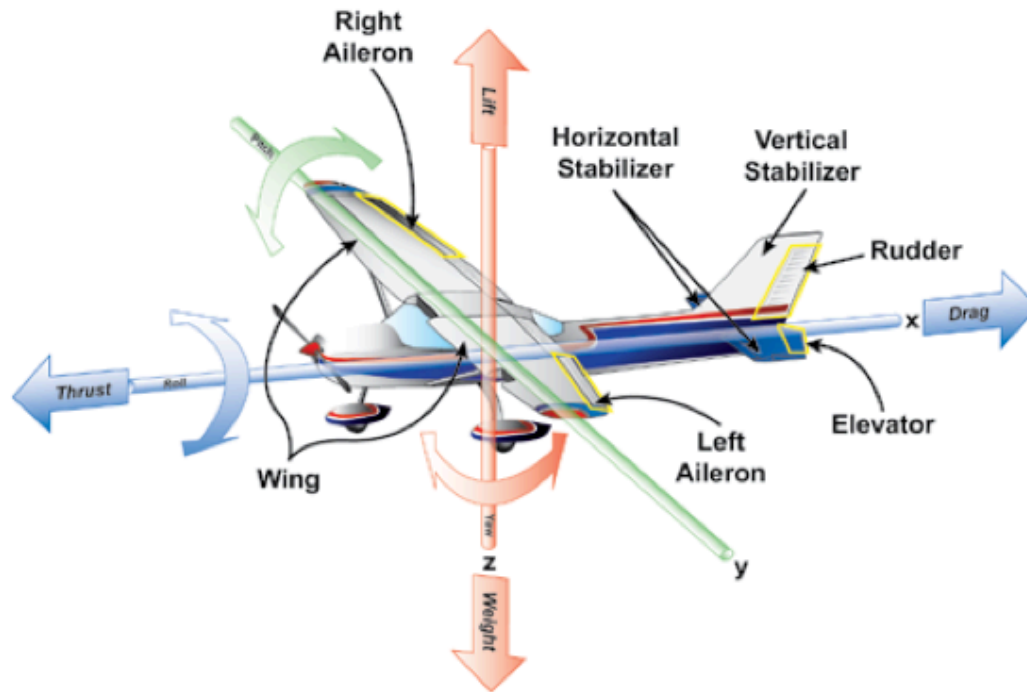
Los alerones (ailerons) son partes móviles en forma de bisagras, en la parte posterior del ala del avión. Controlando el ángulo de los alerones, se controla el movimiento en el eje X (Roll). (Valavanis, 2007)

Figura No. 3 Fuerzas aerodinámicas que actúan en un avión



(Valavanis, 2007)

Figura No. 4 Fuerzas aerodinámicas y ángulos de control que actúan sobre un avión



(Administración Federal de Aviación, 2009)

3. Sistema propulsor (Hélice). La hélice es un dispositivo constituido por un número variable de aspas o palas (2, 3, 4...) que al girar alrededor de un eje producen una fuerza propulsora. Cada pala está formada por un conjunto de perfiles aerodinámicos que van cambiando progresivamente su ángulo de incidencia desde la raíz hasta el extremo (mayor en la raíz, menor en el extremo). (Muñoz, 2010)

La hélice está acoplada directamente o a través de engranajes o poleas (reductores) al eje de salida de un motor (de pistón o turbina, un motor eléctrico para el caso del avión de aeromodelismo), el cual proporciona el movimiento de rotación. (Muñoz, 2010)

a. Funcionamiento de la hélice. Los perfiles aerodinámicos que componen una hélice están sujetos a las mismas leyes y principios que cualquier otro perfil aerodinámico, por ejemplo un ala. Cada uno de estos perfiles tiene un ángulo de ataque, respecto al viento relativo de la pala que en este caso es cercano al plano de revolución de la hélice, y un paso (igual al ángulo de incidencia). El giro de la hélice, se asemeja a rotar muchas pequeñas alas, acelera el flujo de aire hacia el borde de salida de cada perfil, a la vez que deflecta este

hacia atrás (lo mismo que sucede en un ala). Este proceso da lugar a la aceleración hacia atrás de una gran masa de aire, movimiento que provoca una fuerza de reacción que es la que propulsa el avión hacia adelante. (Muñoz, 2010)

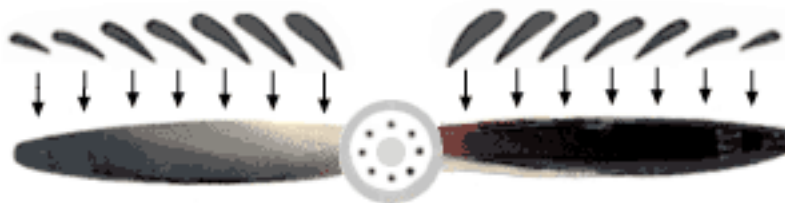
Figura No. 5 Ángulos de la hélice



(Muñoz, 2010)

Las hélices se fabrican con "torsión", cambiando el ángulo de incidencia de forma decreciente desde el eje (mayor ángulo) hasta la punta (menor ángulo). Al girar a mayor velocidad el extremo que la parte más cercana al eje, es necesario compensar esta diferencia para producir una fuerza de forma uniforme. La solución consiste en disminuir este ángulo desde el centro hacia los extremos, de una forma progresiva, y así la menor velocidad pero mayor ángulo en el centro de la hélice se va igualando con una mayor velocidad pero menor ángulo hacia los extremos. Con esto, se produce una fuerza de forma uniforme a lo largo de toda la hélice, reduciendo las tensiones internas y las vibraciones. (Muñoz, 2010)

Figura No. 6 Perfiles y ángulos de incidencia



(Muñoz, 2010)

Un punto crítico en el diseño radica en la velocidad con que giran los extremos, porque si está próxima a la del sonido, se produce una gran disminución en el rendimiento.

Este hecho pone límites al diámetro y las revoluciones por minuto de las hélices, y es por lo que en algunos aviones se intercala un mecanismo reductor basado en engranajes o poleas, entre el eje de salida del motor y la hélice. (Muñoz, 2010)

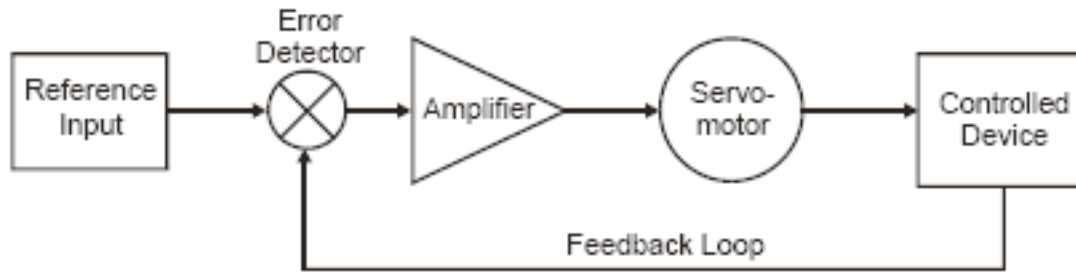
La fuerza de propulsión del aeroplano está directamente relacionada con la cantidad de aire que mueve y la velocidad con que lo acelera; depende por tanto del tamaño de la hélice, de su paso, y de su velocidad de giro. Su diseño, forma, número de palas, diámetro, etc., debe ser el adecuado para la gama de velocidades en que puede operar el avión. Una hélice bien diseñada puede dar un rendimiento de hasta 0,9 sobre un ideal de 1. (Muñoz, 2010)

Con independencia del número de palas (2, 3, 4...), las hélices se clasifican básicamente en hélices de paso fijo y hélices de paso variable. Se denomina paso de la hélice al ángulo que forma la cuerda de los perfiles de las palas con el plano de rotación de la hélice. (Muñoz, 2010)

4. Elementos actuadores en un vehículo aéreo de múltiples hélices (motor y servomotores). Dos tipos de motores eléctricos son necesarios para realizar estas operaciones en un vehículo aéreo, ambos son controlados mediante una señal PWM (Pulse width modulation), modulación por ancho de pulso. La señal PWM es una señal rectangular, con periodo $T = 2 \text{ ms}$, en donde el ancho del pulso determina el ángulo de giro (para el servomotores) o las revoluciones (motor con control electrónico de velocidad).

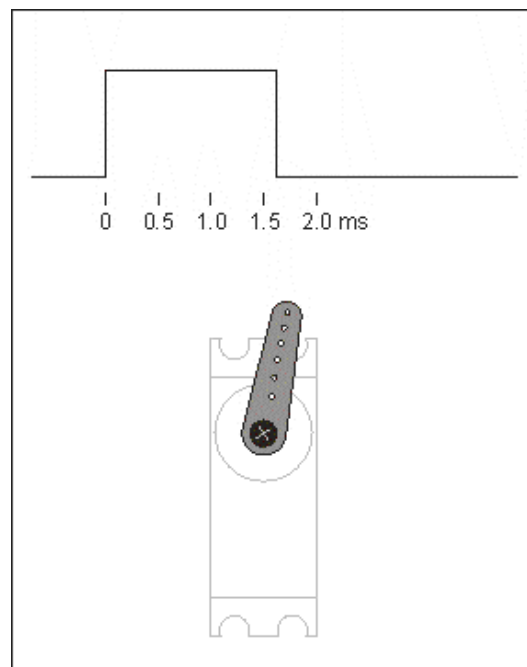
a. Servomotor. Este tipo de motor cuenta con una combinación de componentes electrónicos y mecánicos, los cuales le permiten mover un eje en un rango de ángulos con precisión. Las especificaciones del servomotor determina el ángulo de giro de su eje, el cual es dependiente de la señal PWM de entrada.

Figura No. 7 Diagrama de bloques del sistema de control interno de un servomotor



(Polka, 2008)

Figura No. 8 Respuesta de servomotor a señal PWM



(Agert, 2008)

b. Motor con control electrónico de velocidad. La característica de este tipo de motor es el que no utiliza escobillas para el cambio de polaridad en el rotor. De esta forma se aumenta la eficiencia y el rendimiento del motor al disminuir el rozamiento entre sus partes internas. Para mantener un control de su velocidad, se utiliza un circuito electrónico que permite regular la potencia entregada al motor, el ancho del pulso PWM de la señal de entrada al circuito determina la relación de velocidad en el motor.

Las especificaciones técnicas de los controles de velocidad en el mercado describen muchas características, a continuación se examinan brevemente algunas de ellas:

Freno. Un freno de control de velocidad simplemente impone una carga (baja resistencia) a través de las terminales del motor, dificultando que el motor gire. Esto es generalmente suficiente para detenerlo completamente. Si se utiliza una hélice plegable, esto le permitirá doblarla. Si se utiliza una hélice fija, producirá menos arrastre que si estaban girando. (Vorkoetter, 2008)

Arranque suave. Este término describe un tipo especial de conmutador encendido/apagado en el motor. Indica que el control se apagarán desde la aceleración máxima lentamente (por ejemplo, en el transcurso de un segundo) en lugar de forma instantánea. El arranque suave es muy importante si utiliza una caja de cambios o una hélice plegable, debido a que con un inicio brusco se podría romper o distorsionar algún dientes del engranaje de la caja de cambio, o la bisagra de la hélice. Algunos controles de velocidad le permiten ajustar el intervalo de tiempo de inicio suave. (Vorkoetter, 2008)

Digital o microprocesador. Hasta hace muy corto tiempo la mayor parte de controles de velocidad fueron analógicos, lo que significa que trabajaban con voltajes y anchos de pulso y un circuito dedicado para realizar cada una de sus funciones. Los controles de velocidad modernos son digitales. Estos controles utilizan un microprocesador para medir el pulso de entrada y generar los pulsos en una salida con circuitos de potencia MOSFET. Los diseños digitales tienen la ventaja permitir ajuste y proporcionar sofisticadas medidas de seguridad. Por ejemplo, la mayor parte de este tipo de controles de velocidad no encenderán el motor a menos que el control remoto se encuentre en la posición de apagado al inicio. (Vorkoetter, 2008)

Circuito de Eliminador de batería (CEB). En aviones pequeños, es ventajoso eliminar el peso de una batería para el circuito receptor de radiofrecuencia. Muchos controles de velocidad proporcionan una característica CEB que proporciona alimentación al receptor y servomotores con la batería principal. Existe un gran debate en cuanto a si esto es seguro, principalmente debido al peligro de ruido eléctrico que puede incidir en el circuito receptor de radiofrecuencia, causando un radio menor de cobertura. El otro peligro,

es que se agote la batería principal hasta el punto que el CEB no pueda proporcionar energía suficiente al receptor. (Vorkoetter, 2008)

Cierre automático. Esta función se utiliza generalmente con un CEB, para que el motor se apague antes de que se agote la batería, reservando así energía suficiente para el receptor y poder establecer un aterrizaje seguro. (Vorkoetter, 2008)

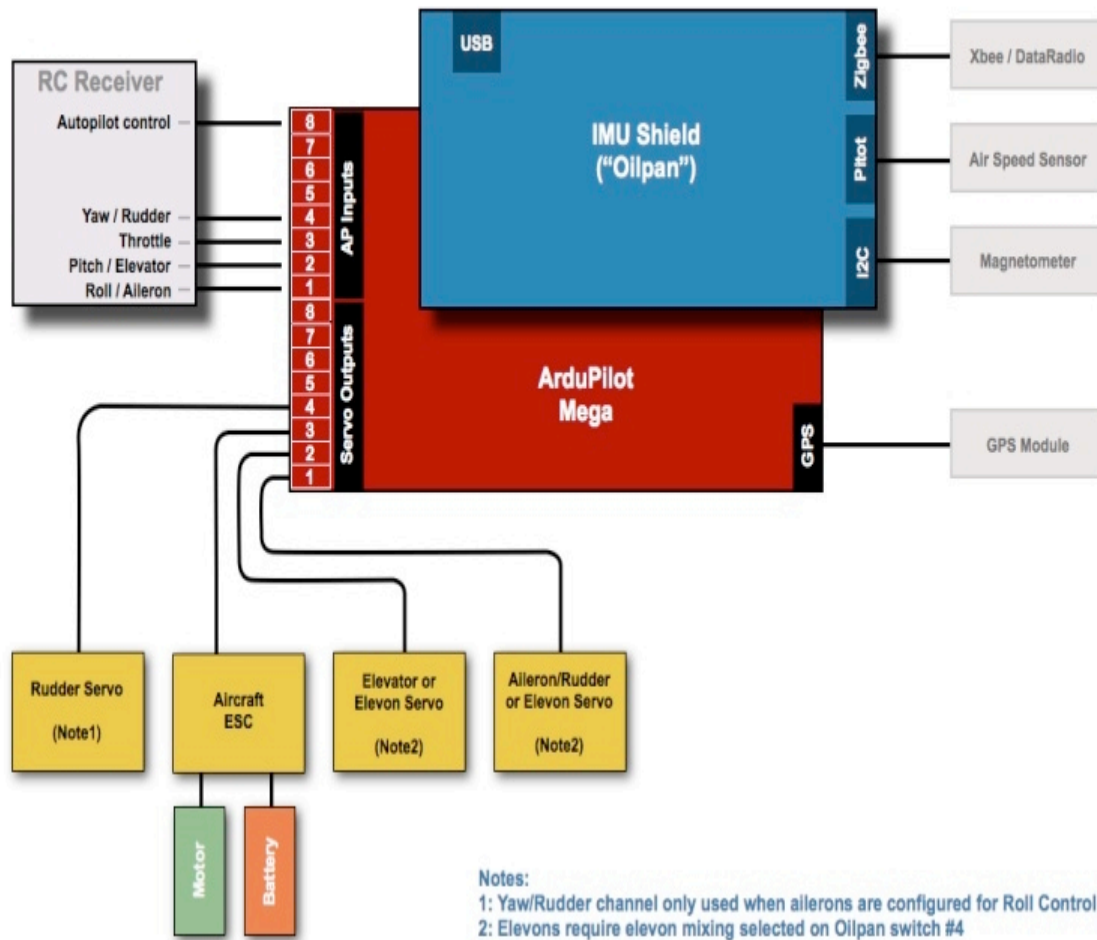
Aislamiento óptico. Para reducir la posibilidad de que el control de velocidad interfiera con el receptor de radiofrecuencia, algunos controles utilizan un circuito integrado optoaislador. Que consiste de un LED (diodos de emisión de luz) y fototransistor dentro de un encapsulamiento plástico, de esta forma se elimina la conexión eléctrica entre el receptor y la parte principal del control de velocidad. (Vorkoetter, 2008)

C. Sistema de navegación.

Existen diversos sistemas de navegación que se han desarrollado para vehículos aéreos no tripulados, el grado de madurez de los sistemas se puede determinar de la sofisticación de sus componentes y el trabajo intelectual del equipo de trabajo que los desarrolla. Uno de los proyectos desarrollado por una comunidad de personas con diversos niveles de conocimiento de electrónica y aeronáutica, es un proyecto de código abierto denominado ArduPilot Mega, basado otro proyecto con el nombre de Arduino, <<plataforma de electrónica abierta para la creación de prototipos basada en software y hardware flexibles y fáciles de usar; se creó para artistas, diseñadores, aficionados y cualquier interesado en crear entornos u objetos interactivos.>>. A continuación se describe el sistema de navegación desarrollado en esta plataforma.

El proyecto Ardupilot Mega consta de dos módulos electrónicos interconectados, uno módulo exclusivamente dedicado a las funciones de procesamiento, mientras que el otro módulo concentra los dispositivos electrónicos necesarios para la medición de inercia del vehículo aéreo.

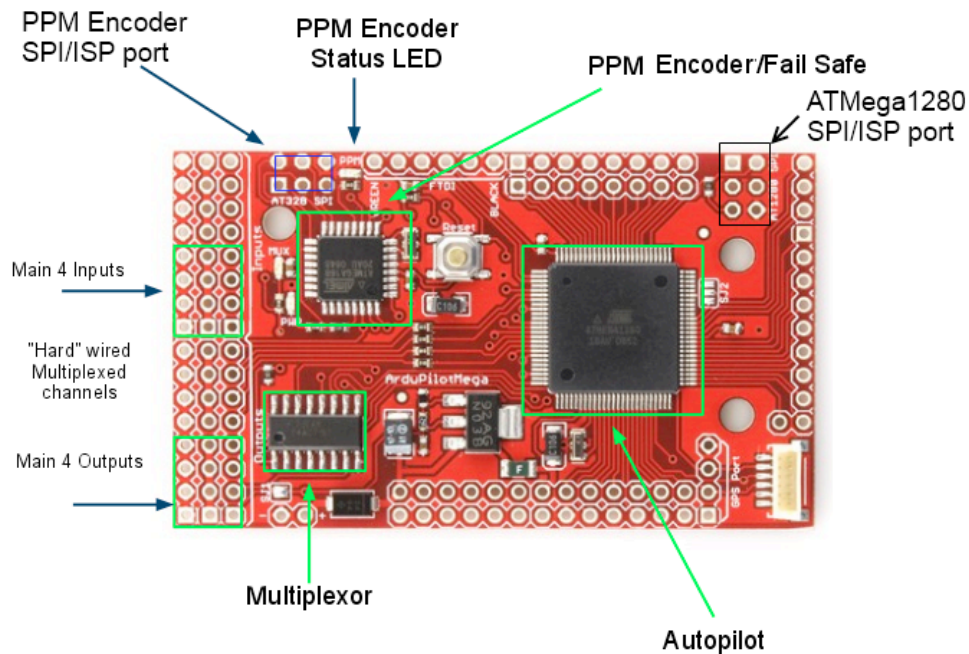
Figura No. 9 Diagrama de bloques del sistema de navegación



(Proyecto Ardupilot Mega, 2011)

a. Módulo de procesamiento (ArduPilot Mega –APM-). El módulo de procesamiento consiste en un circuito electrónico que utiliza un microcontrolador modelo Atmega 2560 de la compañía Atmel, sus características: 256KB de memoria flash, temporizadores 4x16bit con captura de salidas independientes y una entrada por cada temporizador. Las capturas de salida son utilizadas para generar salidas PWM (pulse width modulation) necesarias para manejar servo motores; utilizando mutiplexación de estos canales de salida y mediante codificación en software, es posible obtener hasta 10 canales, optimizando el uso del procesador al 1%, según especificaciones del desarrollador del módulo.

Figura No. 10 Módulo APM (ArduPilot Mega)

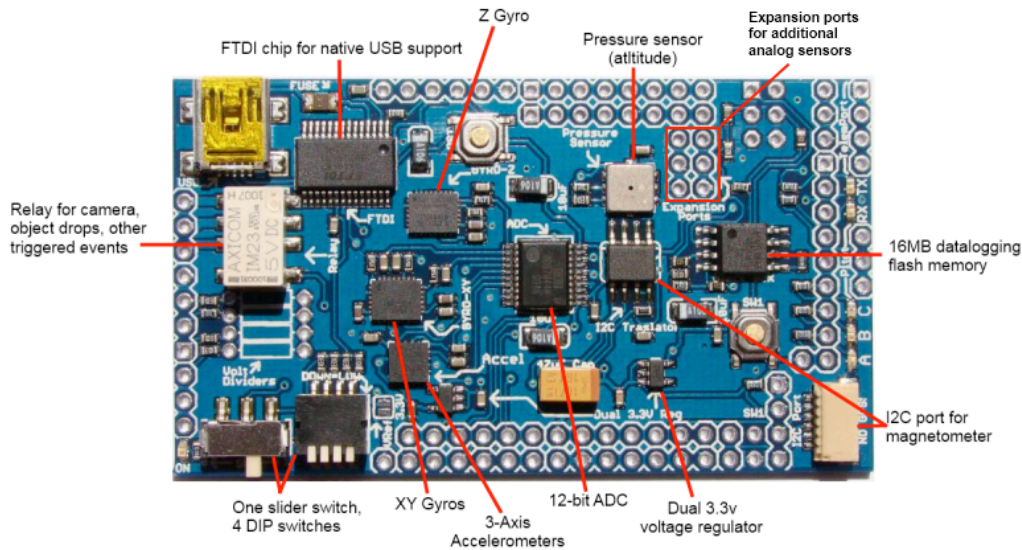


(Proyecto Ardupilot Mega, 2011)

b. Unidad de medición inercial (-IMU-). La unidad de medición de inercia –IMU–, consiste de un conjunto de dispositivos electrónicos necesarios para el control y navegación del UAV:

- *Giroscopio para los ejes XY y eje Z:* el giroscopio mide la relación de rotación del eje X, Y o Z, de cada uno de estos ejes y que son perpendiculares a la superficie del empaquetado del chip. Esta medición se hace mediante la oscilación electrostática de dos masas de prueba sobre un plato. Cuando el sensor rota sobre el eje a medir (X,Y o Z), la fuerza de Coriolis causa una vibración que puede ser detectada mediante un efecto capacitivo.
- *Sensor de presión (utilizado como altímetro):* este dispositivo electrónico mide y procesa la presión barométrica del ambiente mediante un elemento piezoeléctrico de alta precisión.
- *Acelerómetro de 3 ejes:* mide la aceleración en una escala de ± 3 g. Este mide la aceleración estática de la gravedad, en aplicaciones sensibles a la inclinación, así como la aceleración dinámica resultado del movimiento, choque o vibración.

Figura No. 11 Módulo IMU (Unidad de medición de inercia)



(Proyecto Ardupilot Mega, 2011)

c. Módulo de posicionamiento global GPS. El módulo de posicionamiento GPS esta tan sólo un elemento de los sistemas de navegación por satélite (GNSS), y que tienen una estructura claramente definida, se divide en tres segmentos distintos: un segmento espacial, un segmento de control, un segmento de usuarios. (García Álvarez, 2008)

Segmento espacial. Es el segmento compuesto por los satélites que forman el sistema, tanto de navegación como de comunicación. Mientras que los primeros orbitan alrededor de la Tierra, repartiéndose en distintos planos orbitales, los segundos son los que forman los llamados sistemas de aumento que sirven para la corrección de errores de posicionamiento. (García Álvarez, 2008)

Satélites de navegación. El segmento espacial de un GNSS debe tener el suficiente número de satélites de navegación, tales que éstos puedan garantizar una cobertura global en todo momento. Además para ser lo suficientemente robusto en el servicio, ha de tener un número que le permita transmitir información de manera redundante en caso de que algún satélite deje de prestar servicio, o para que haya un mayor número de satélites en una zona que nos permitan obtener un posicionamiento más preciso. (García Álvarez, 2008)

Los satélites por otro lado, han de estar colocados en distintos planos orbitales de tal forma que se cubra toda la Tierra de manera global en todo momento (actualmente el GPS

garantiza un mínimo de 5 satélites visibles en cualquier parte del mundo). Sin embargo dependiendo del número de satélites, la distribución dentro de estos planos orbitales no tiene porqué ser uniforme. (García Álvarez, 2008)

Segmento de control. Formado por el conjunto de estaciones en tierra que recogen los datos de los satélites. Este segmento es complejo en su definición, siendo propio de cada país o coalición de países, y estructurándolos en función de distintos criterios como más convenga. Sus funciones son garantizar las prestaciones del sistema mediante monitoreo del segmento espacial y aplicar correcciones de posición orbital y temporal a los satélites, enviando información de sincronización de relojes atómicos y correcciones de posicionamiento de órbitas a los distintos satélites. (García Álvarez, 2008)

Estructura del segmento de control. La estructura básica para todo GNSS, es un conjunto de estaciones de monitorización y una estación de control, que reciben las señales de los satélites y son capaces de llevar a cabo las funciones anteriormente citadas. Cada estación genera su propia información sobre el funcionamiento del sistema, en última instancia esta información se envía a una estación de control que aplica dichas correcciones al satélite del GNSS, en cuanto a su posición orbital y coordenadas temporales, o bien retransmite la información a un satélite geoestacionario que forma un sistema de aumento (como se hace en la actualidad con el GPS, en países que no tienen un segmento espacial propio). (García Álvarez, 2008)

Segmento de usuario. Formado por los equipos GNSS que reciben las señales que proceden del segmento espacial. Este dispositivo está formado por un conjunto de elementos básicos que son:

- Antena receptora de GNSS a la frecuencia de funcionamiento del sistema, de cobertura hemisférica omnidireccional. Puede ser de muchas formas y materiales, dependiendo de las aplicaciones y del coste del receptor: monopolo, dipolo, dipolo curvado, cónico espiral, helicoidal o microstrip. (García Álvarez, 2008)
- Receptor: es del tipo heterodino, basado en un mezclador de frecuencias que permite trasladar la frecuencia recibida en la antena a una baja frecuencia que podrá ser manejada por la electrónica del receptor. Contiene un reloj altamente estable

(generalmente un oscilador de cristal) y normalmente una pantalla donde mostrar la información de posicionamiento. (García Álvarez, 2008)

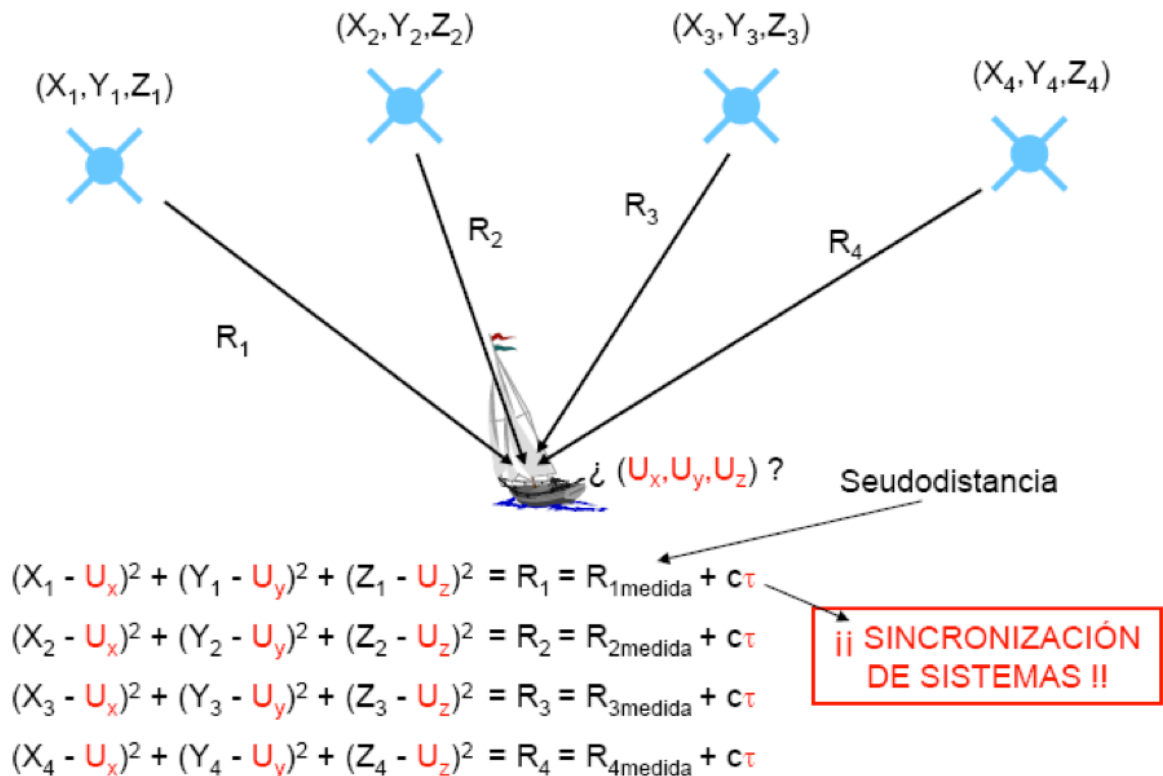
El cálculo de la posición depende básicamente de dos parámetros que son la posición del satélite y el reloj del mismo. Dicha información es recogida en la señal enviada por el satélite hasta el receptor, siendo el proceso de cálculo el siguiente:

1. La situación de los satélites es conocida por el receptor con base en el conjunto de parámetros orbitales que indican la posición del satélite, parámetros que son transmitidos por los propios satélites. (García Álvarez, 2008)
2. El receptor GNSS mide su distancia de los satélites, y usa esa información para calcular su posición. Esta distancia se mide calculando el tiempo que la señal tarda en llegar al receptor. Conocido ese tiempo y basándose en el hecho de que la señal viaja a la velocidad de la luz (salvo algunas correcciones que se aplican), se puede calcular la distancia entre el receptor y el satélite. (García Álvarez, 2008)
3. 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. (García Álvarez, 2008)
4. Son necesarios al menos cuatro satélites para obtener la posición, con tres satélites somos capaces de calcular la posición en tres dimensiones, mientras que el cuarto nos permite eliminar los errores de sincronismo. (García Álvarez, 2008)

La Figura No. 12 describe brevemente el funcionamiento de cómo se calcula la posición en un sistema de posicionamiento por satélites.

Fuentes de error. La información procedente de cada satélite que viaja en una señal puede verse afectada por distintas fuentes de error: efectos atmosféricos, efectos multi-trayecto, errores de los parámetros orbitales que indican la posición del satélite y reloj, errores debidos a la relatividad, disponibilidad selectiva. Estos errores que degradan la precisión de la señal satelital, han hecho que surjan como ya se han comentado sistemas de mejora para obtener mayores prestaciones.

Figura No. 12 Representación esquemática del funcionamiento del GNSS



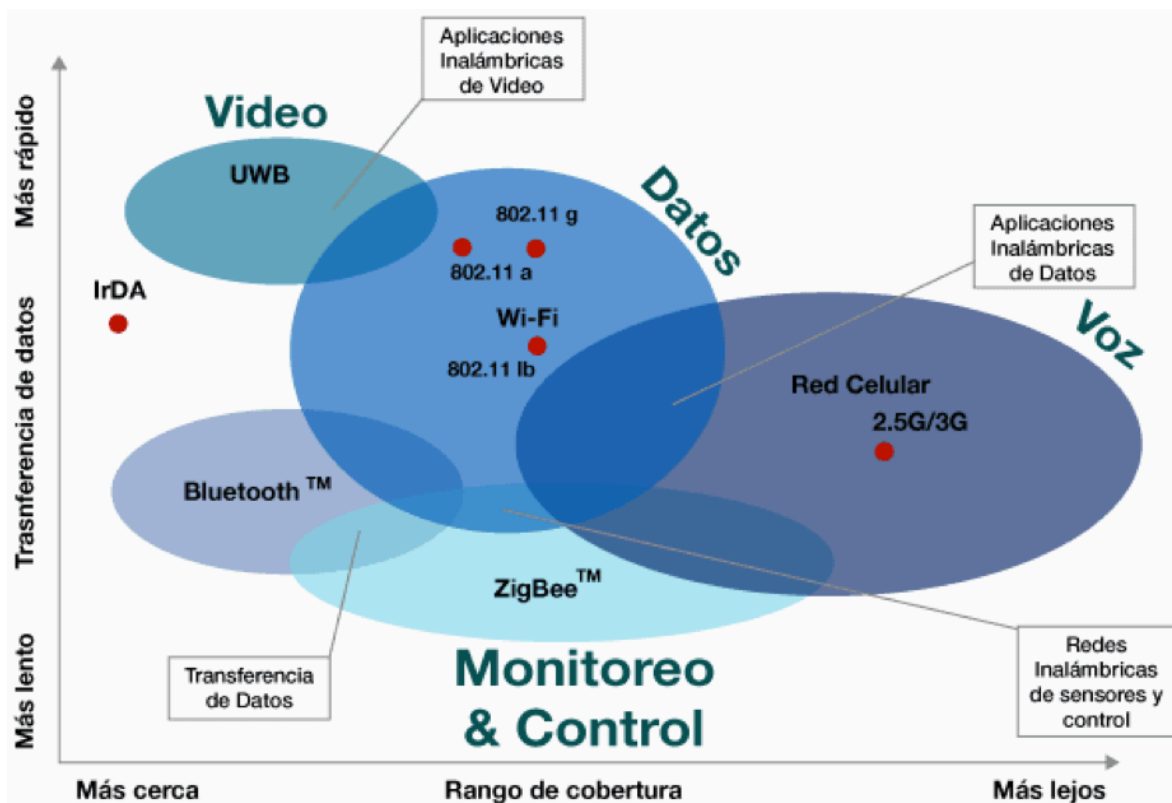
(García Álvarez, 2008)

D. Sistema de comunicación y estación base en tierra.

Existen diversos y muy sofisticados sistemas de comunicación, que permiten el intercambio bidireccional de información de forma inalámbrica, mediante la propagación de señales de radiofrecuencia a través del espacio libre. En un sistema de comunicación para un vehículo no tripulado es posible utilizar un sistema de comunicación cuyo estándar tenga una rápida implementación, en la siguiente figura se muestra algunos estándares, los cuales no requieren una licencia para su operación. (Valverde Rebaza, 2007)

De los estándares inalámbricos disponibles, ZigBee resulta ideal para redes estáticas, escalables y con muchos dispositivos, pocos requisitos de ancho de banda y uso infrecuente, y dónde se requiera una duración muy prolongada de la batería. Principalmente por esta última característica ZigBee es una tecnología adoptada como sistema de comunicación entre un UAV y una estación en tierra. (Valverde Rebaza, 2007)

Figura No. 13 Opciones de estándares de comunicación inalámbrica



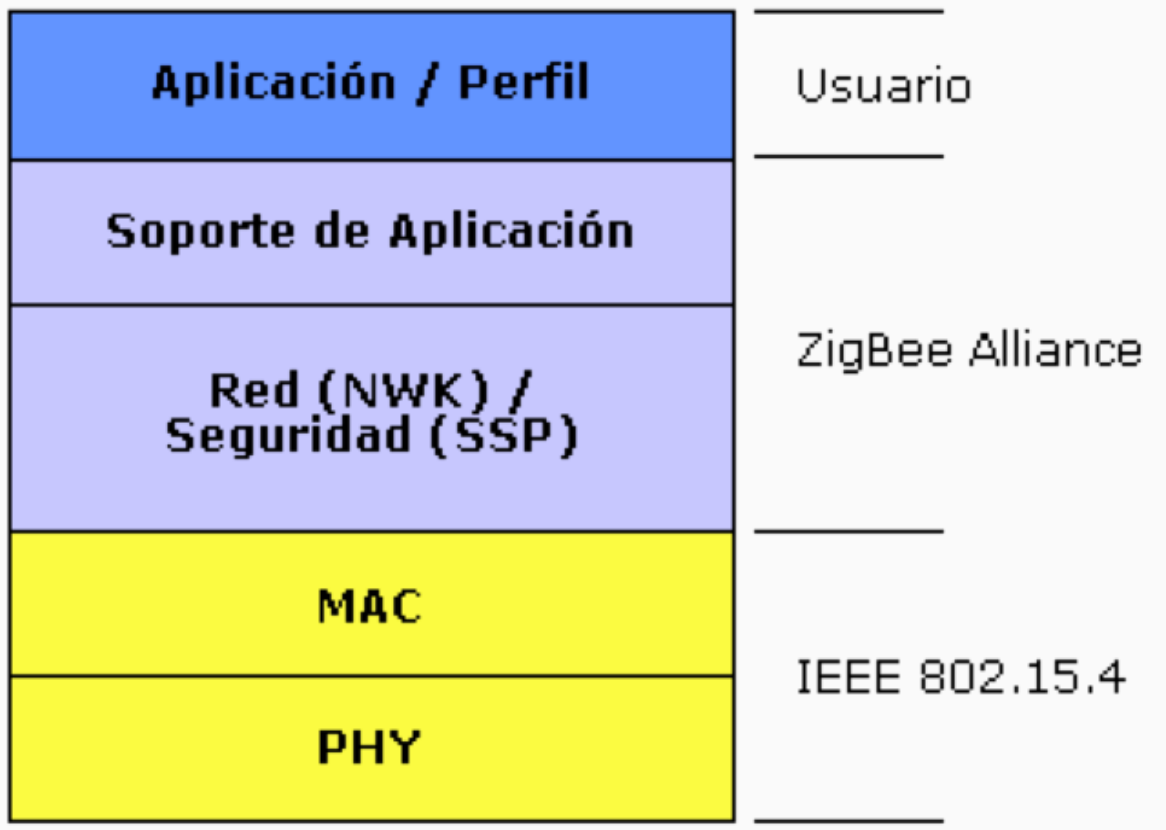
(Valverde Rebaza, 2007)

1. ZigBee. Es un estándar de comunicaciones inalámbricas diseñado por la ZigBee Alliance. No es una tecnología, sino un conjunto estandarizado de soluciones que pueden ser implementadas por cualquier fabricante. ZigBee está basado en el estándar IEEE 802.15.4 de redes inalámbricas de área personal (wireless personal area network, WPAN) y tiene como objetivo las aplicaciones que requieren comunicaciones seguras con baja tasa de envío de datos y maximización de la vida útil de sus baterías. (Valverde Rebaza, 2007)

ZigBee es promovida por la ZigBee Alliance, la cual, es una comunidad internacional de más de 100 compañías como Motorola, Mitsubishi, Philips, Samsung, Honeywell, Siemens, entre otras; cuyo objetivo es habilitar redes inalámbricas con capacidades de control y monitoreo que sean confiables, de bajo consumo energético y de bajo costo, que funcione vía radio y de modo bidireccional; todo basado en un estándar público global que permita a cualquier fabricante crear productos que sean compatibles entre ellos. (Valverde Rebaza, 2007)

ZigBee es una pila de protocolos, que de manera similar al modelo OSI esta constituido por diferentes capas, las cuales son independientes una de la otra.

Figura No. 14 Pila de protocolos para ZigBee



(Valverde Rebaza, 2007)

- La capa de más bajo nivel es la capa física (PHY), que en conjunto con la capa de acceso al medio (MAC), brindan los servicios de transmisión de datos por el aire, punto a punto. Estas dos capas esta descritas en el estándar IEEE 802.15.4–2003. El estándar trabaja sobre las bandas ISM de uso no regulado, dónde se definen hasta 16 canales en el rango de 2.4 GHz, cada una de ellas con un ancho de banda de 5 MHz. Se utilizan radios con un espectro de dispersión de secuencia directa, lográndose tasas de transmisión en el aire de hasta 250 Kbps en rangos que oscilan entre los 10 y 75 m, los cuales dependen bastante del entorno. (Valverde Rebaza, 2007)

- La capa de red (NWK) tiene como objetivo principal permitir el correcto uso del subnivel MAC y ofrecer una interfaz adecuada para su uso por parte de la capa de aplicación. En esta capa se brindan los métodos necesarios para: iniciar la red, unirse a la red, enrutar paquetes dirigidos a otros nodos en la red, proporcionar los medios para garantizar la entrega del paquete al destinatario final, filtrar paquetes recibidos, cifrarlos y autentificarlos. Se debe tener en cuenta que el algoritmo de enrutamiento que se usa es el de enrutamiento de malla, el cual se basa en el protocolo Ad Hoc On-Demand Vector Routing – AODV. Cuando esta capa se encuentra cumpliendo la función de unir o separar dispositivos a través del controlador de red, implementa seguridad, y encamina tramas a sus respectivos destinos; además, la capa de red del controlador de red es responsable de crear una nueva red y asignar direcciones a los dispositivos de la misma. Es en esta capa en donde se implementan las distintas topologías de red que ZigBee soporta (árbol, estrella y mesh network). (Valverde Rebaza, 2007)
- La siguiente capa es la de soporte a la aplicación que es el responsable de mantener el rol que el nodo juega en la red, filtrar paquetes a nivel de aplicación, mantener la relación de grupos y dispositivos con los que la aplicación interactúa y simplificar el envío de datos a los diferentes nodos de la red. La capa de Red y de soporte a la aplicación son definidas por la ZigBee Alliance. (Valverde Rebaza, 2007)
- En el nivel conceptual más alto se encuentra la capa de aplicación que no es otra cosa que la aplicación misma y de la que se encargan los fabricantes. Es en esta capa donde se encuentran los ZDO (ZigBee Device Objects) que se encargan de definir el papel del dispositivo en la red, si actuará como coordinador, ruteador o dispositivo final; la subcapa APS y los objetos de aplicación definidos por cada uno de los fabricantes. (Valverde Rebaza, 2007)

Cada capa se comunica con sus capas subyacentes a través de una interface de datos y otra de control, las capas superiores solicitan servicios a las capas inferiores, y éstas reportan sus resultados a las superiores. Además de las capas mencionadas, a la arquitectura se integran otro par de módulos: módulo de seguridad, provee los servicios para cifrar y autentificar los paquetes, y el módulo de administración del dispositivo ZigBee, que es quien se encarga de administrar los recursos de red del dispositivo local, además de

proporcionar a la aplicación funciones de administración remota de red. (Valverde Rebaza, 2007)

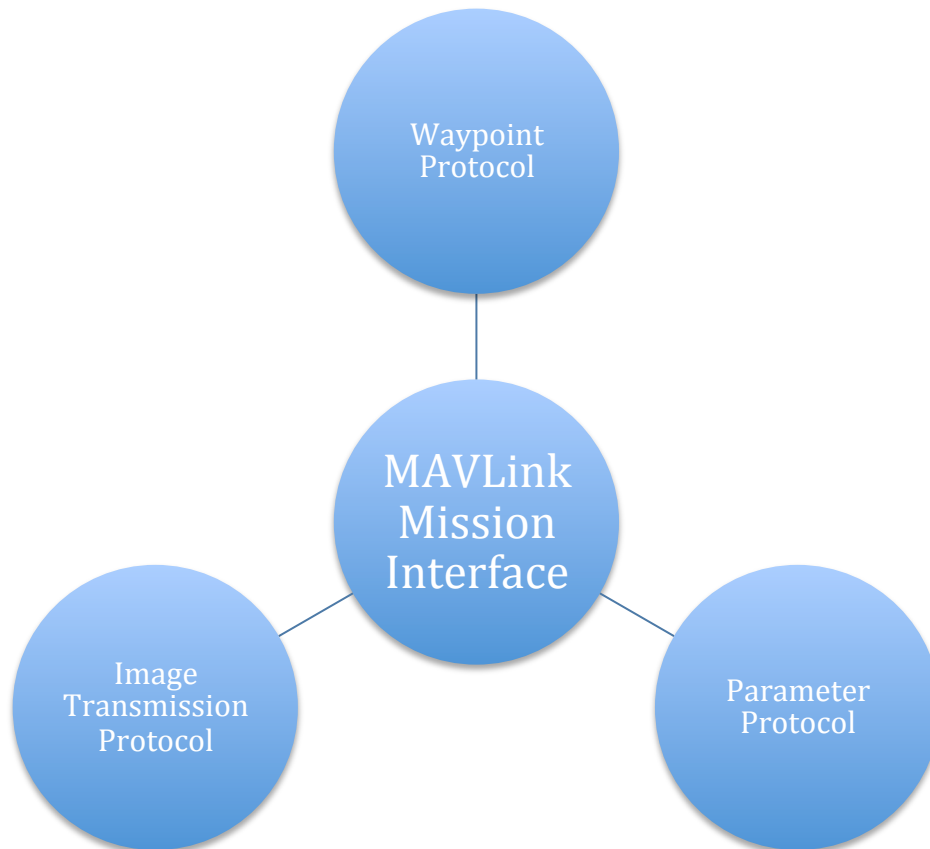
2. El protocolo de comunicación MAVLink. Con un sistema de comunicación seleccionado, es necesario que los datos que se comunican entre la estación en tierra y el sistema remoto instalado en el UAV, cuenten con un sistema de intercambio de información. Un protocolo de intercambio de mensajes es MAVLink (Micro Air Vehicle Communication Protocol), el cual consiste de un paquete de estructuras en el lenguaje de programación C. Este protocolo puede ser utilizado en comunicaciones seriales en donde se requiere eficiencia en la entrega de los mensajes. Este protocolo permite la interoperabilidad con varias plataformas de hardware de sistemas UAV, estas son: PIXHAWK, SLUGS, ArduPilotMega y cualquier otra plataforma que implemente el código fuente de comunicación MAVLink (Meier, 2010)

MAVLink consiste de un conjunto de mensajes y módulos, que permiten el envío de información del estado del UAV, tales como los valores obtenidos de los sensores de medición de inercia y ajuste de los parámetros de navegación. Los mensajes recibidos del UAV a la estación en tierra, tienen la finalidad únicamente de monitoreo de los sistemas, mientras que el conjunto de parámetros cargados al UAV desde la estación en tierra tienen la finalidad de ajustar. Los mensajes intercambiados tienen la siguiente estructura:

- Identificador del comando, definido por una sentencia ENUM MAV_CMD.
 - Comandos de navegación, definidos por la sentencia NAV.
 - Comando de condición, que pueden ser usados para el cambio de la ejecución de una misión a partir de las condiciones. Utiliza la variable CONDITION.
 - Comandos para describir acciones inmediatas. Utiliza la sentencia DO.
- Parámetros 1-4. Estos parámetros son genéricos.
- Parámetros 5-7. Este es una ranura de parámetros y son utilizados para la posición en los mensajes del comando NAV (x/y/z o latitud/longitud/altitud).

El protocolo MAVLink esta diseñado de forma modular, esta estructura le permite vincular una serie de comandos o mensajes enviados y relacionarlos para que el UAV cumpla una tarea especifica, a esta interfaz se le denomina MAVLink Mission Interface, de esta forma el envío de un conjunto de mensajes se encuentran dentro de un contexto, el cual puede ajustar los parámetros de navegación del UAV para una misión u objetivo específico.

Figura No. 15 Conjunto de protocolos de la interfaz de misión MAVLink



3. Software de estación en tierra. Una estación de control terrestre (conocida también por sus siglas en inglés como GCS, Ground Control Station) es una aplicación de software que se ejecuta en un ordenador ubicada en tierra, la cual se comunica con el UAV a través de módulos de comunicación inalámbrica. Esta característica de comunicación en tiempo real permite al software de la estación en tierra mostrar los datos sobre el rendimiento y la posición del vehículos aéreo no tripulados, también la manipulación puede

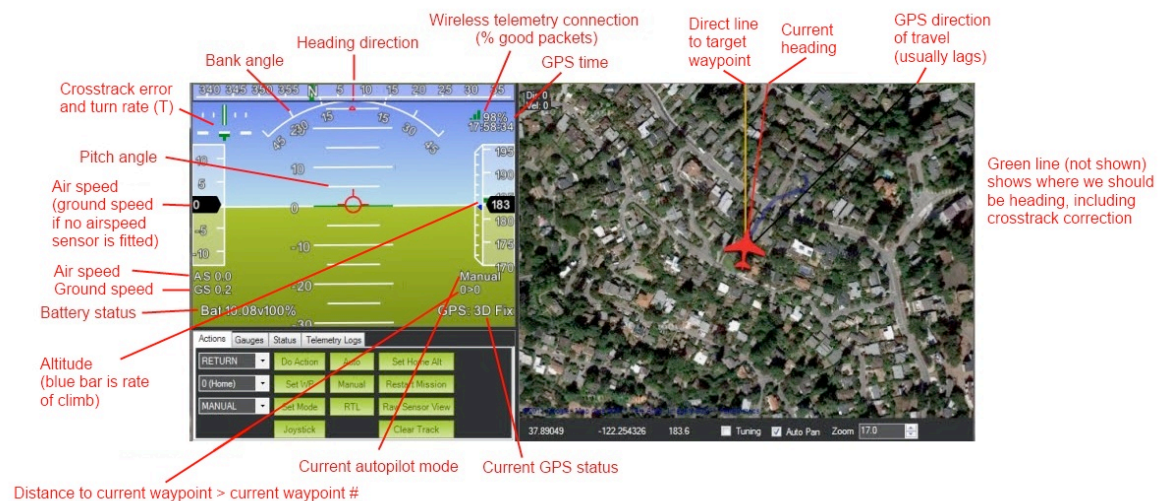
servir como una "cabina virtual", debido a que muestra muchos de los mismos instrumentos que se encuentran en un avión real.

Un estación de control en tierra también se puede utilizar para controlar un UAV en vuelo, carga de nuevos comandos y establecer los parámetros de la misión. A menudo se utilizan también para controlar el flujo de vídeo en directo de las cámaras de un UAV.

Algunas de las aplicaciones de código abierto que funcionan como estaciones de control en tierra son:

- APM Planificador de Misión. Creada por Michael Osborne, El software fue diseñado para funcionar en el sistema operativo Windows. Algunas de sus características son:

Figura No. 16 Pantalla del software de instrumentos virtuales



- Entrada de los punto de la misión utilizando Google Maps.
- Selección de los comandos en un menú desplegable.
- Descarga de los archivos de registro de la misión para su posterior análisis.
- Ajuste de los parámetros adecuados para la estructura del sistema de múltiples hélices utilizado.
- Opción de conexión hacia un simulador de vuelo para asegurar un correcto seguimiento de la misión cargada.
- Visualización de la salida de la terminal serial del APM. (Proyecto Ardupilot Mega, 2011)

hacia arriba o abajo, o ambas cosas, con respecto al horizonte. La incorporación del horizonte artificial a los aviones ha sido fundamental para permitir el vuelo en condiciones de visibilidad reducida o nula. Este instrumento opera con base a una propiedad giroscópica, concretamente la de rigidez en el espacio. (Muñoz, 2010)

Figura No. 18 Interfaz gráfica de software QGroundControl



Figura No. 19 Horizonte artificial



Indicador de dirección. También llamado direccional giroscópico o direccional, este instrumento proporciona al piloto una referencia de la dirección del avión, facilitándole el control y mantenimiento del rumbo. El desplazamiento de un lugar a otro en avión, se realiza a través de una ruta aérea previamente elaborada, la cual se compone de uno o más tramos, en los cuales para llegar de un punto al siguiente ha de seguirse una determinada dirección o rumbo, es decir, el piloto debe "navegar" a través del aire para seguir esa ruta. (Muñoz, 2010)

Antes de la aparición del indicador de dirección, los pilotos navegaban sirviéndose de la brújula, y a la vista de las proezas narradas, con bastante eficiencia. Pero la brújula es un instrumento que puede dar lugar a numerosos errores, exigiendo mucha atención y una lectura adecuada, pues son muchos los efectos que alteran su funcionamiento y dan lugar a interpretaciones erróneas. Por ejemplo, no es muy fácil realizar un giro con precisión en base a la brújula, particularmente si el aire es turbulento. (Muñoz, 2010)

Sin embargo, el indicador de dirección es inmune a las causas que hacen dificultosa la lectura de la brújula, lo que le hace el instrumento adecuado para mantener el control direccional del avión o su rumbo, pues sus indicaciones son más precisas y fiables que las de la brújula. Este instrumento proporciona una indicación de dirección estable y relativamente libre de errores. (Muñoz, 2010)

Su funcionamiento se basa en la propiedad de rigidez en el espacio que tienen los giróscopos. (Muñoz, 2010)

Figura No. 20 Indicador de dirección



(Muñoz, 2010)

Anemómetro. El indicador de velocidad aerodinámica o anemómetro es un instrumento que mide la velocidad relativa del avión con respecto al aire en que se mueve, e indica esta en millas terrestres por hora "m.p.h.", nudos "knots" (1 nudo=1 milla marítima por hora), o en ambas unidades. (Muñoz, 2010)

En los manuales de operación no hay casi ninguna maniobra que no refleje una velocidad a mantener, a no sobrepasar, recomendada, etc. además de que la mayoría de los números, críticos y no tan críticos, con los que se pilota un avión se refieren a velocidades: velocidad de pérdida, de rotación, de mejor ascenso, de planeo, de crucero, de máximo alcance, de nunca exceder, etc. Para el piloto, este instrumento es uno de los más importantes, quizá el que más, puesto que aquel puede servirse de la información proporcionada para:

- Limitar: por ejemplo no sobrepasar la velocidad máxima de maniobra.
- Decidir: por ejemplo cuando rotar y cuando irse al aire en el despegue.
- Corregir: por ejemplo una velocidad de aproximación incorrecta.
- Deducir: por ejemplo que el ángulo de ataque que mantiene es muy elevado.

En resumen, el anemómetro puede ser un magnífico auxiliar durante todas aquellas maniobras donde sea especialmente necesario precisión en los movimientos. (Muñoz, 2010)

Figura No. 21 Anemómetro



(Muñoz, 2010)

IV. DELIMITACIÓN DEL TEMA

Este trabajo de graduación comprende la implementación de una estación base de control para un vehículo aéreo no tripulado, UAV, dicha implementación contempla el diseño de un conjunto de sistemas electrónicos que integra los diferentes elementos necesarios para que la aeronave pueda volar con asistencia de un operador a distancia o de manera autónoma, haciendo uso de sus sistemas de navegación. De esta forma contempla también la selección de un sistema de código abierto para la estación base en tierra, el cual permite la visualización de la aeronave mientras se encuentra en funcionamiento.

Esta fuera del alcance de este trabajo el describir con detalle la teoría de operación de un vehículo aéreo de múltiples hélices, así como el detalle de los conceptos de aerodinámica involucrados en la correcta operación del planeador utilizado como sistema no tripulado.

La implementación de la estación base en tierra, se delimita a la lectura de los instrumentos de medición de inercia instalados en el sistema electrónico en el UAV, así como el envío de parámetros desde la estación en tierra al UAV, parámetros utilizados para lograr la correcta operación.

V. METODOLOGÍA

Este trabajo de graduación se implementó basándose en un proyecto de código abierto y electrónica de libre acceso con licencia Creative Commons, el proyecto está bajo el nombre de Ardupilot Mega, la información de este proyecto puede encontrarse en <http://code.google.com/p/ardupilot-mega/>. El vehículo aéreo elegido fue el de múltiples hélices, concretamente un sistema de cuatro hélices, la principal característica de este vehículo aéreo es la estabilidad para sustentarse en el aire, y la fácil maniobrabilidad, permitiendo así mayor estabilidad en el vuelo aéreo. La implementación de la estación de control en tierra se dividió en tres: sistema remoto, sistema de comunicación y estación en tierra.

A. Sistema remoto.

1. Ensamblaje. Todos los componentes del sistema remoto se adquieren por separado, por lo que es necesario el ensamblaje de estos módulos. Los circuitos impresos de cada módulo están diseñados para que puedan ser interconectados en un solo bloque permitiendo la interconexión del módulo de procesamiento y el módulo de medición de inercia, mediante el uso de terminales de pin y cabezas conectoras soldadas a los extremos del circuito impreso.

Figura No. 22 Componentes necesarios para sistema remoto

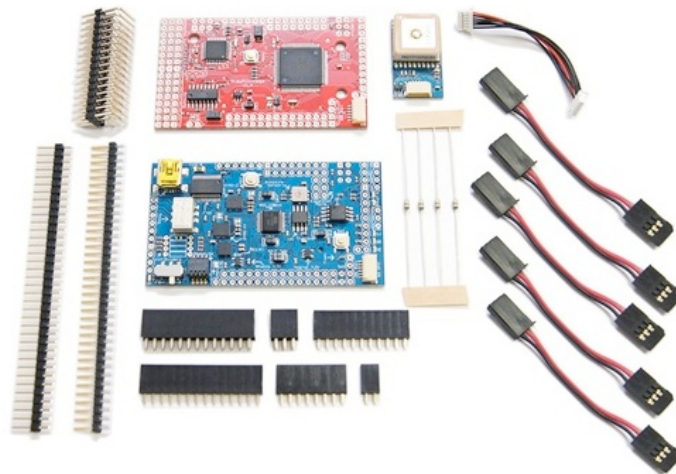
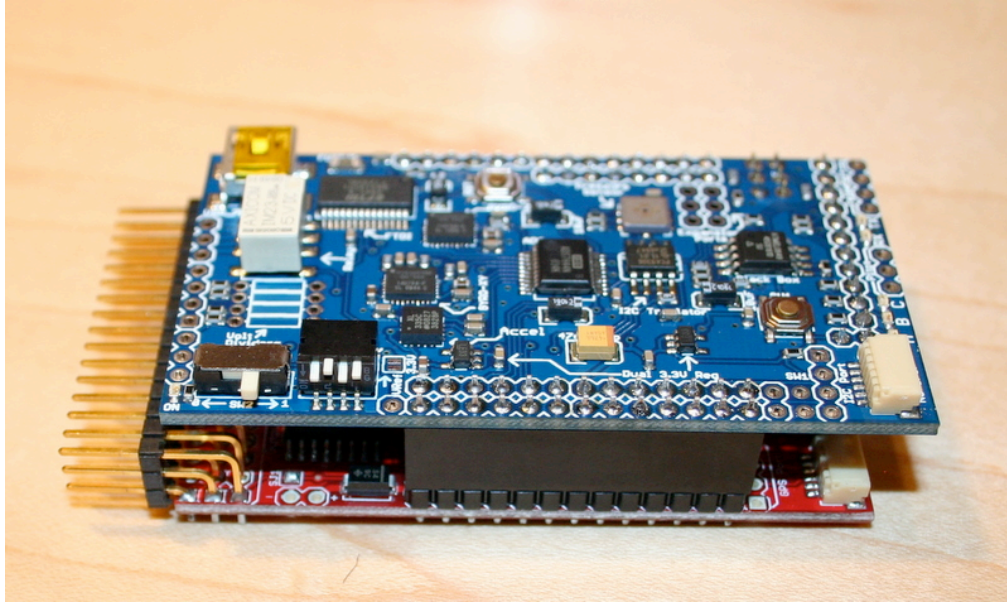


Figura No. 23 Ensamblaje final del sistema remoto



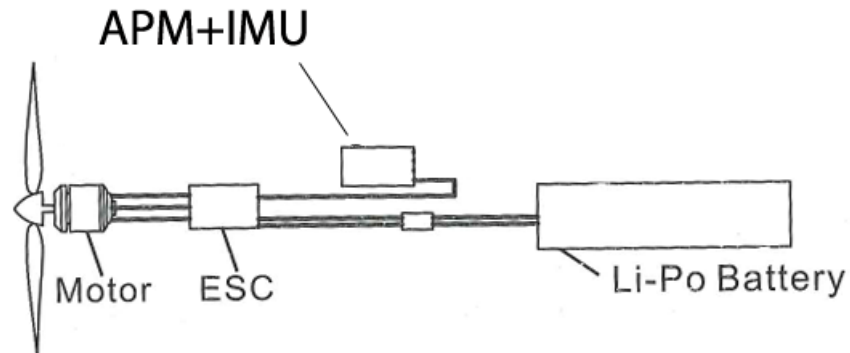
2. Instalación del sistema remoto en el vehículo aéreo. La estructura base del vehículo aéreo no tripulado, como ya se ha mencionado, es un sistema de múltiples hélices, el cual tiene un peso neto de 0.7 Kg., el soporte de la estructura para los cuatro motores se compone de tres tubos de fibra de carbono, los cuales están unidos a través de una placa del mismo material mediante pernos de aluminio. Para proteger el sistema remoto, el mismo se colocó en el centro de la estructura de la fibra de carbono y empaquetó entre dos placas de madera balsa sujetas por pernos de plástico.

Figura No. 24 Vehículo aéreo de múltiples hélices.



A continuación se muestra el esquema de conexión de un motor al sistema remoto, este sistema remoto también puede describirse como: APM + IMU (unidad de procesamiento y unidad de medición de inercia), este esquema de conexión se mantiene para los cuatro motores, el único cambio radica en el puerto de entrada al cual se conecte en el sistema remoto.

Figura No. 25 Diagrama de interconexión de APM+IMU



Cada una de las partes móviles del planeador de aeromodelismo tiene rango de ángulos de movimiento, en la siguiente figura se describe los ángulos de desplazamiento de estas partes móviles.

Los motores utilizados son de la marca Turnigy, los cuales cuentan con las siguientes características:

- Kv: 924rpm/v.
- Corriente: 6A – 12A
- Peso: 59 g.

Figura No. 26 Motores Turnigy.



3. Estructura, ensamblaje y modelos utilizados. A continuación se muestran las distintas etapas de implementación de las estructuras utilizadas.

Figura No. 27 Primer estructura, dos reglas de madera.



Figura No. 28 Segunda estructura dos reglas de aluminio.



Figura No. 29 Tercer estructura de aluminio con bases de PVC.



Figura No. 30 Cuarta estructura de piezas de madera pre-fabricadas.



Figura No. 31 Ensamblaje de cuarta estrucutra.



Figura No. 32 Ensamblaje, vista de conexión de controles.

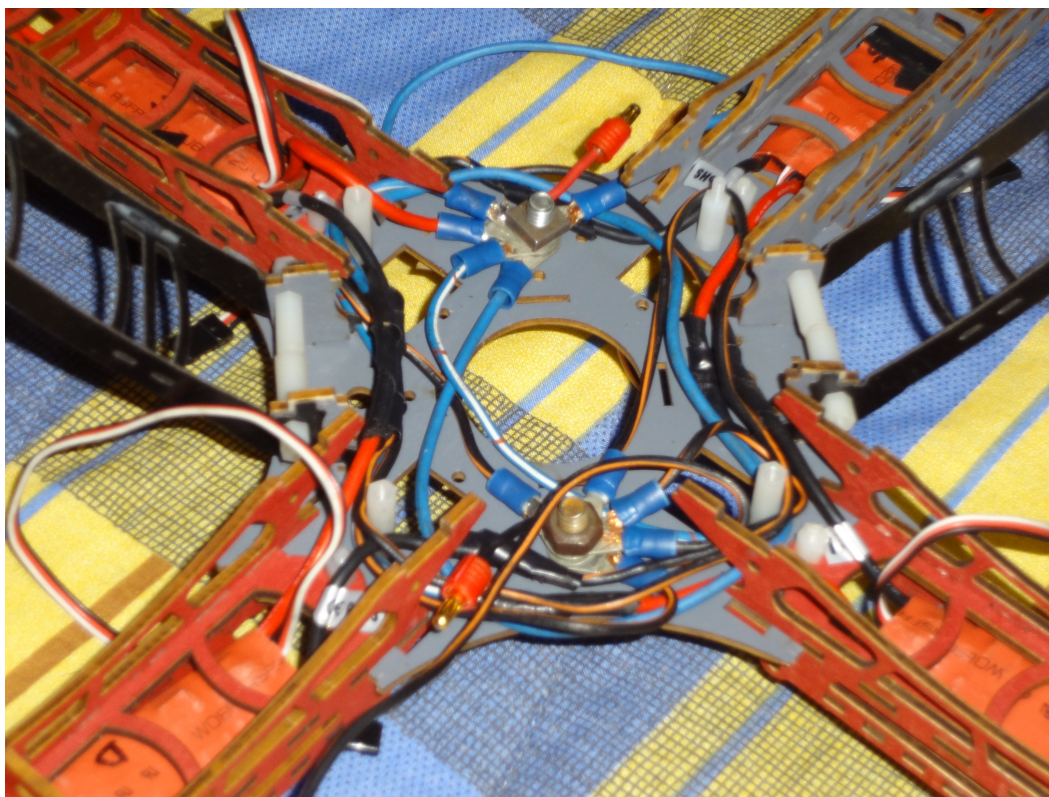


Figura No. 33 Cuarta estructura vista inferior.

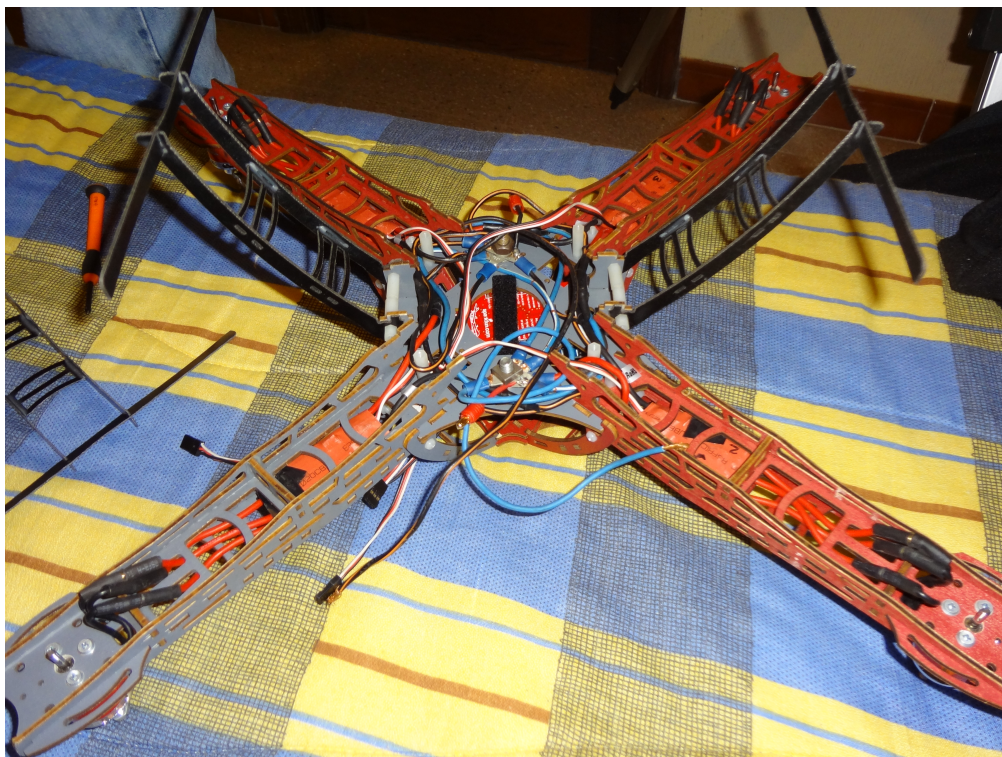


Figura No. 34 Cuarta estructura vista superior.

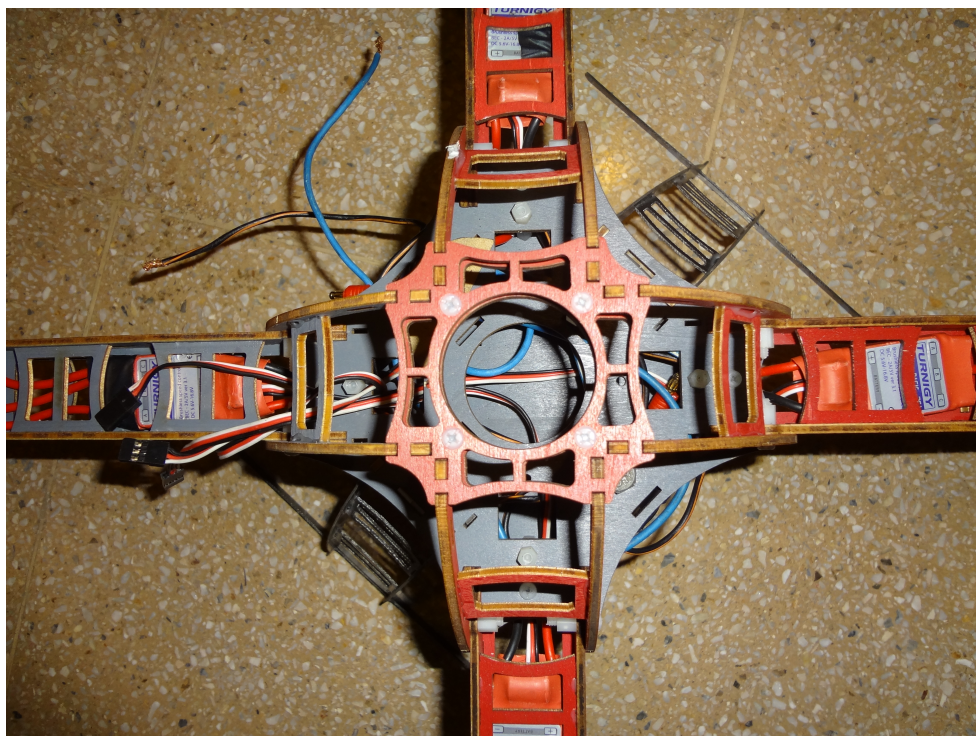


Figura No. 35 Estructura final de dos tubos de fibra de carbono.



Figura No. 36 Vista lateral estructura final de fibra de carbono.



4. Sistema de alimentación de energía. La batería es el sistema principal de alimentación de la unidad remota, para ello se selecciono un modelo de batería que cumpliera dos funciones principales: sustentar de energía al sistema por al menos 20 minutos y la sobrecarga de la misma no impactara la operación de vuelo, es por ello que la batería cuenta con las siguiente características:

- Peso: 197 g.
- Capacidad de drenaje de corriente: 2200 mAh, 30C.
- Configuración: 3 celdas en serie de Lipo.
- Voltaje: 11.1 Volts.

Figura No. 37 Batería utilizada.

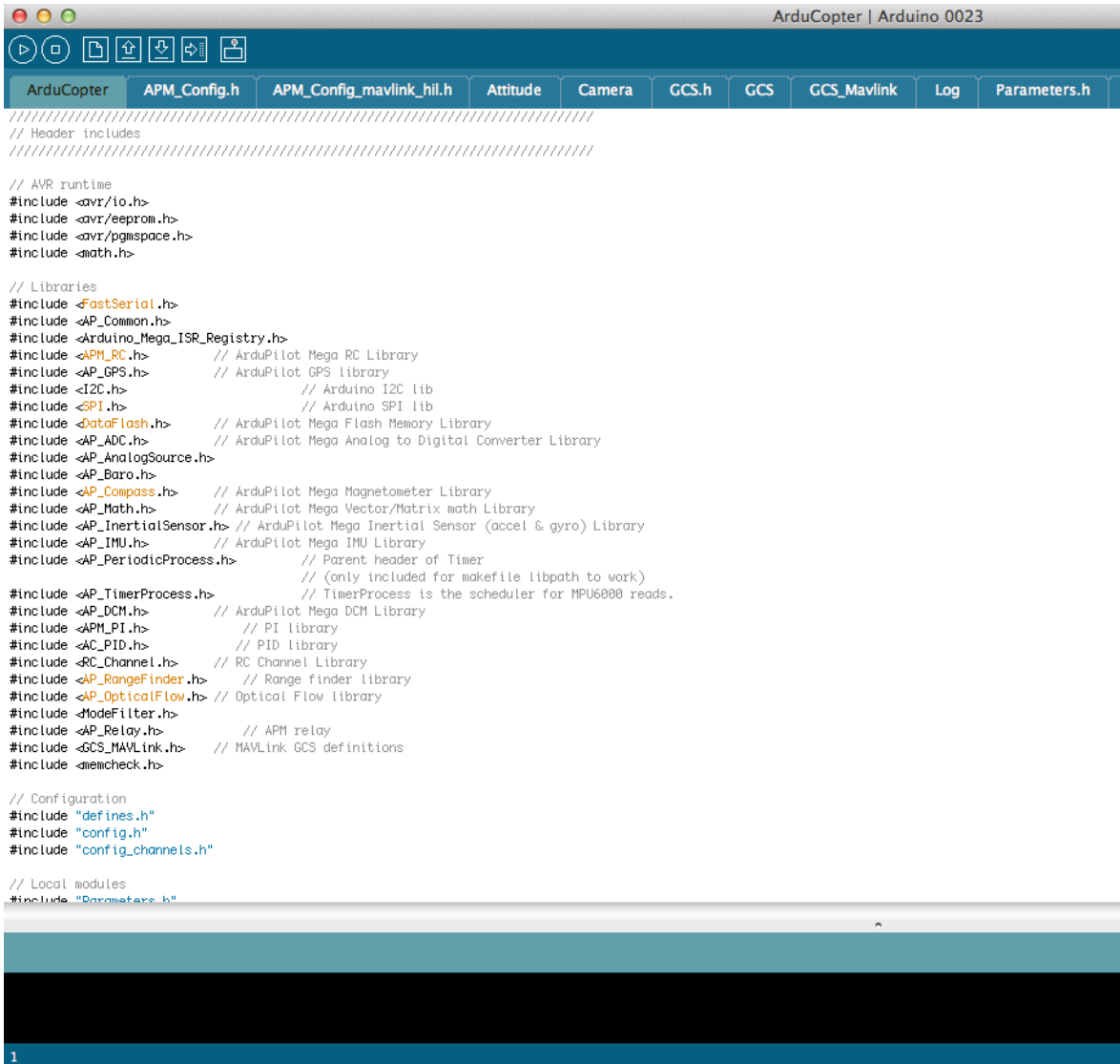


5. Instalación de software en APM. El software de código abierto debe ser instalado en el la memoria flash del APM, de manera predeterminada la memoria del APM se encuentra vacía, por lo que fue necesario cargar desde una computadora y mediante una

conexión USB en el módulo IMU, el software (firmware) que contiene todas las instrucciones para la operación del UAV.

Previa a la etapa de carga del software es necesario crear un archivo binario el cual pueda ser ejecutado en al APM, para ello se utiliza la interfaz de desarrollo de Arduino en donde previamente se abren todos los scripts de configuración y las librerías del código fuente de ArduCopter.

Figura No. 38 Interfaz de desarrollo del software ArduCopter.



```

ArduCopter | Arduino 0023
ArduCopter APM_Config.h APM_Config_mavlink_hil.h Attitude Camera GCS.h GCS GCS_Mavlink Log Parameters.h
////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////
// Header includes
////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////

// AVR runtime
#include <avr/io.h>
#include <avr/eeprom.h>
#include <avr/pgmspace.h>
#include <math.h>

// Libraries
#include <FastSerial.h>
#include <AP_Common.h>
#include <ArduPilot_Mega_ISR_Registry.h>
#include <APM_RC.h> // ArduPilot Mega RC Library
#include <AP_GPS.h> // ArduPilot GPS library
#include <I2C.h> // Arduino I2C lib
#include <SPI.h> // Arduino SPI lib
#include <DataFlash.h> // ArduPilot Mega Flash Memory Library
#include <AP_ADC.h> // ArduPilot Mega Analog to Digital Converter Library
#include <AP_AnalogSource.h>
#include <AP_Baro.h>
#include <AP_Compass.h> // ArduPilot Mega Magnetometer Library
#include <AP_Math.h> // ArduPilot Mega Vector/Matrix math Library
#include <AP_InertialSensor.h> // ArduPilot Mega Inertial Sensor (accel & gyro) Library
#include <AP_IMU.h> // ArduPilot Mega IMU Library
#include <AP_PeriodicProcess.h> // Parent header of Timer
// (only included for makefile libpath to work)
#include <AP_TimerProcess.h> // TimerProcess is the scheduler for MPU6000 reads.
#include <AP_DCM.h> // ArduPilot Mega DCM Library
#include <APM_PI.h> // PI library
#include <APM_PID.h> // PID library
#include <RC_Channel.h> // RC Channel Library
#include <AP_RangeFinder.h> // Range finder library
#include <AP_OpticalFlow.h> // Optical Flow library
#include <ModeFilter.h>
#include <AP_Relay.h> // APM relay
#include <GCS_MAVLink.h> // MAVLink GCS definitions
#include <memcheck.h>

// Configuration
#include "defines.h"
#include "config.h"
#include "config_channels.h"

// Local modules
#include "Parameters.h"
1

```

Figura No. 39 Conexión a través de puerto USB en el IMU para cargar software APM

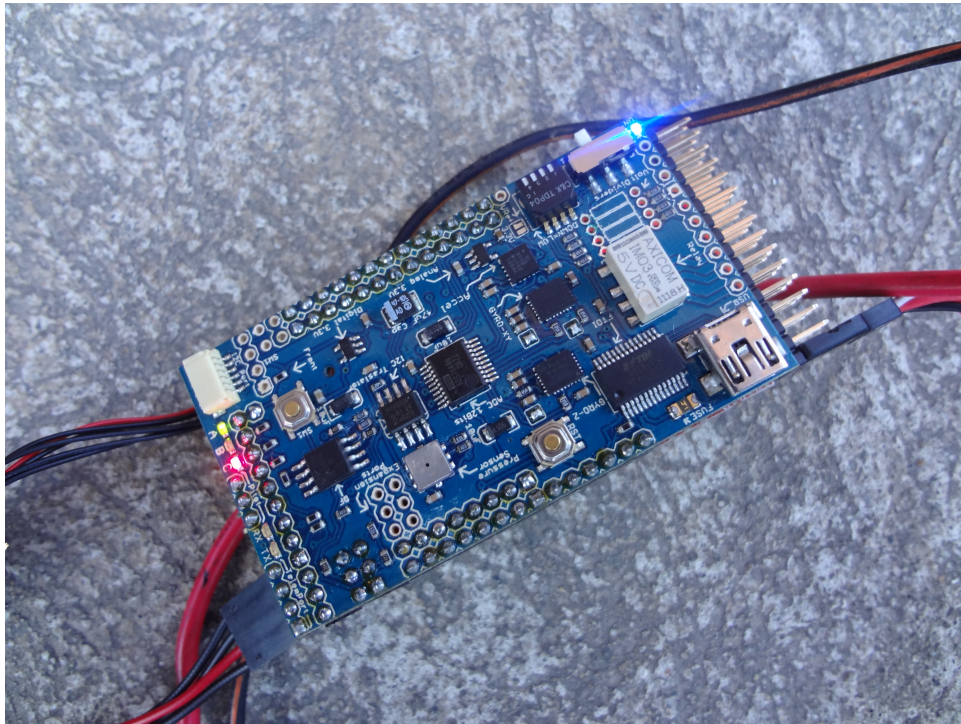
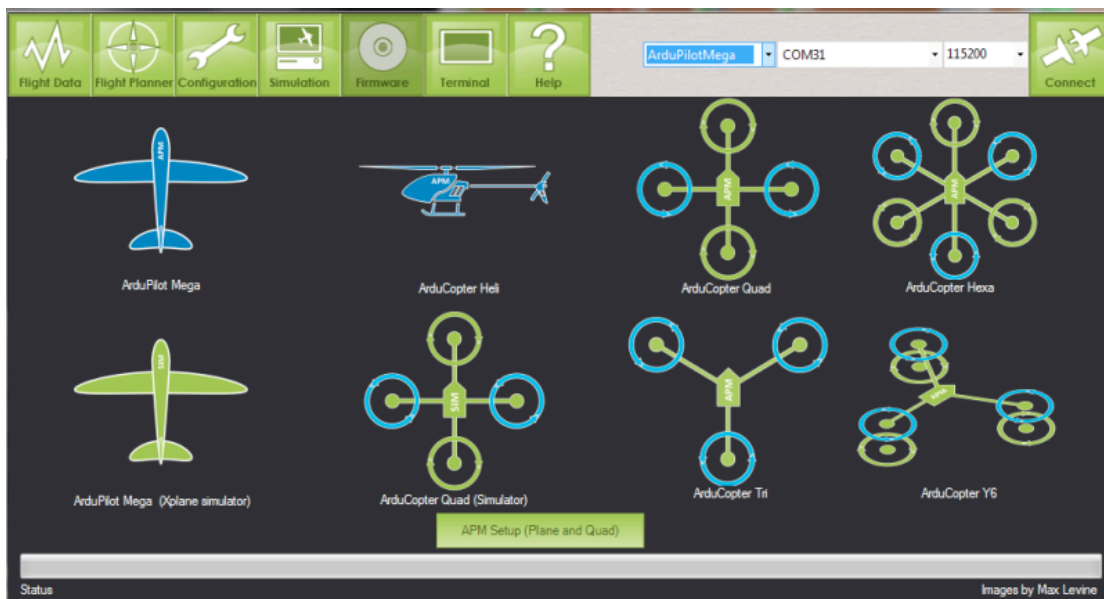


Figura No. 40 Software para cargar el programa en el APM.



La anterior muestra las opciones de instalación del software ArduCopter versión 2.0. La esta interfaz gráfica de software permite cargar con facilidad el firmware a la memoria

flash del APM, también permite realizar otras tareas de verificación y configuración del software cargado.

B. Software de reconocimiento de patrones en video. –OpenTLD-

Una de las aplicaciones que puede tener un vehículo aéreo no tripulado, es el poder incorporar algún sistema de transmisión de video en tiempo real. Adicionalmente a la implementación de la estación base para el control vehículo aéreo no tripulado, se implemento un sistema de reconocimiento de patrones al sistema de video instalado en el UAV, para ello se utilizó software de código abierto, un proyecto desarrollador por un estudiante de doctorado en la Universidad de Surrey en el Reino Unido.

El software utiliza un algoritmo denominado TLD, por sus siglas en inglés –Tracks, Learns and Detects-, este algoritmo es utilizado para el seguimiento de objetos desconocidos en secuencias de vídeo sin restricciones. El objeto de interés se define por un cuadro de límite en un solo marco. TLD al mismo tiempo que sigue el objeto, aprende su apariencia y lo detecta cada vez que aparece en el video.

El código de este algoritmo esta implementado en el popular software de matemáticas MATLAB, mientras que la interfaz de usuario del software esta implementado en el lenguaje de programación C++.

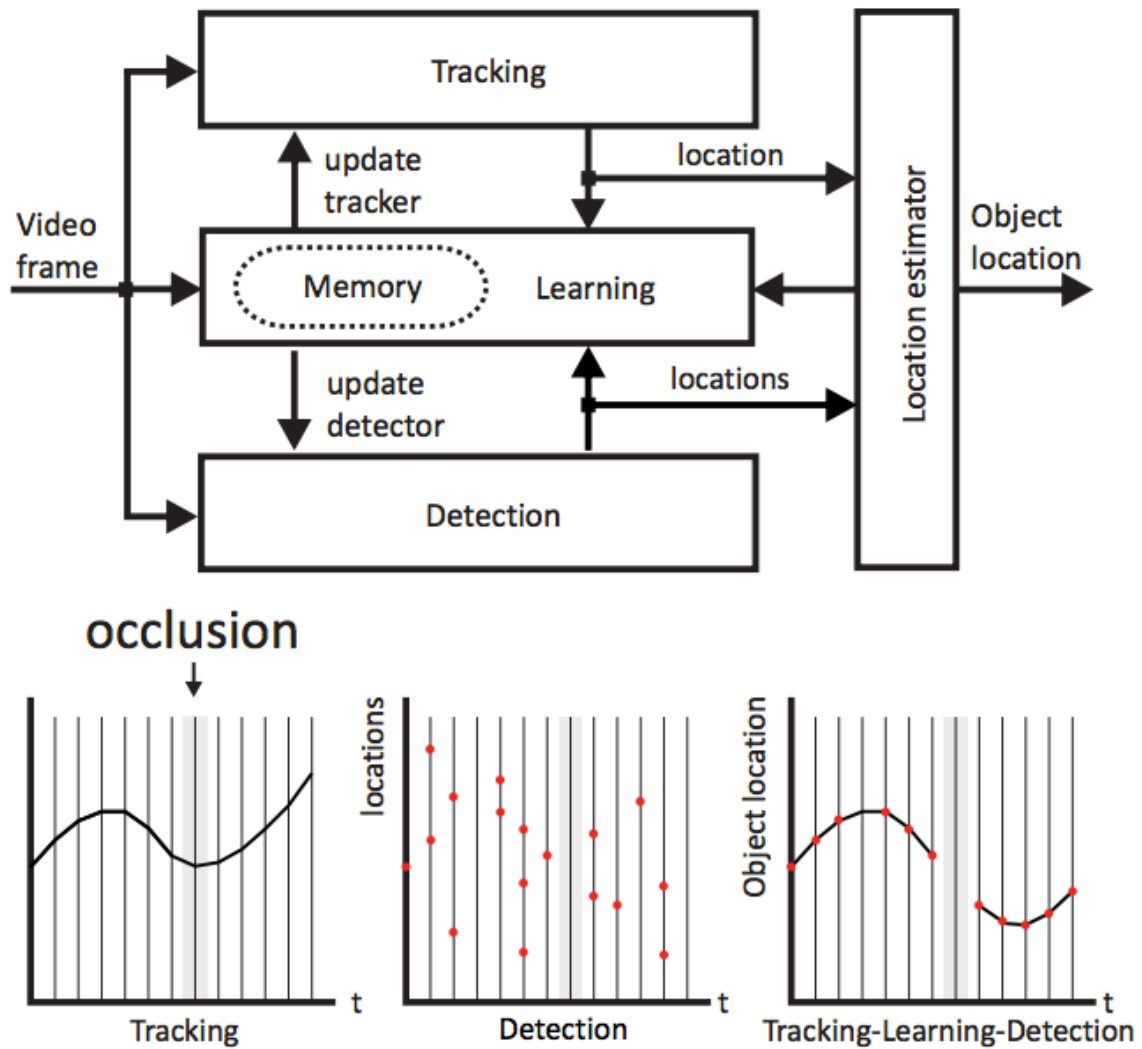
A continuación se presentan los componentes de este algoritmo.

- **Tracking:** En esta fase el objeto es seleccionado, mediante un rectángulo de selección en la interfaz de usuario del programa, el cuadro de selección hace referencia al objeto al cual el algoritmo deberá seguir y reconocer en la secuencia de video.
- **Learning:** Durante esta fase el objeto seleccionado en la secuencia del video, es clasificado según su aparición en el video por dos etiquetas, P y N, la etiqueta P se coloca cuando el nivel de confianza o la coincidencia con el objeto originalmente seleccionado es máxima, mientras que la etiqueta N hace referencia a cuando el cuadro de selección no encuentra al objeto y por lo tanto tiene un nivel de confianza bajo. Ambas restricciones tienen errores, la

estabilidad del aprendizaje del objeto es alcanzada por la compensación mutua de ambas muestras.

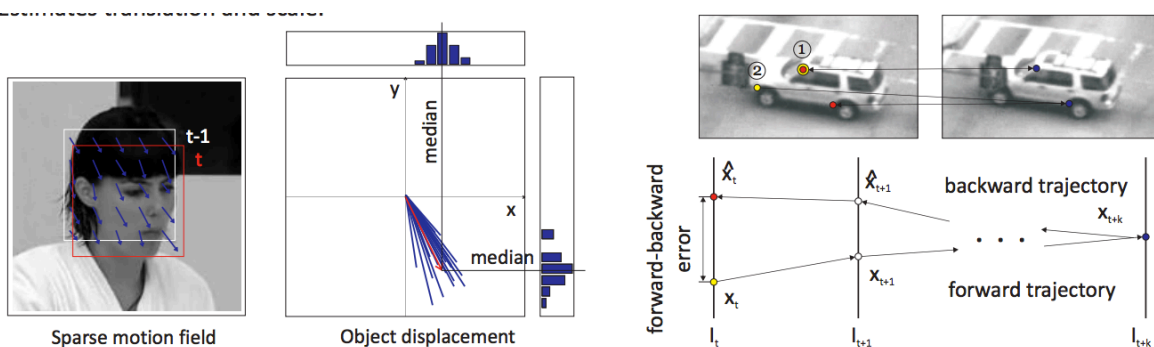
- Detection: En esta fase la imagen u objeto previamente seleccionado, se filtra y somete a funciones estadísticas, necesarias para mantener y seguir al objeto seleccionado.

Figura No. 41 Componentes del algoritmo TLD.



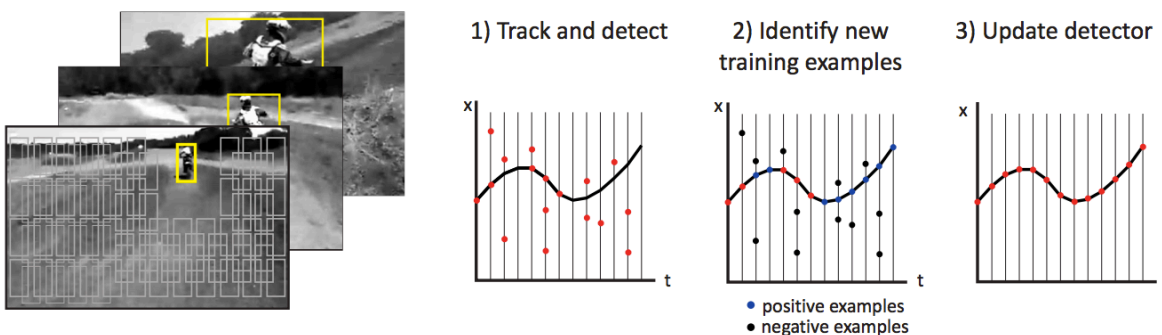
(Kalal, 2010)

Figura No. 42 Fase de Seguimiento -Tracking- algoritmo TLD.



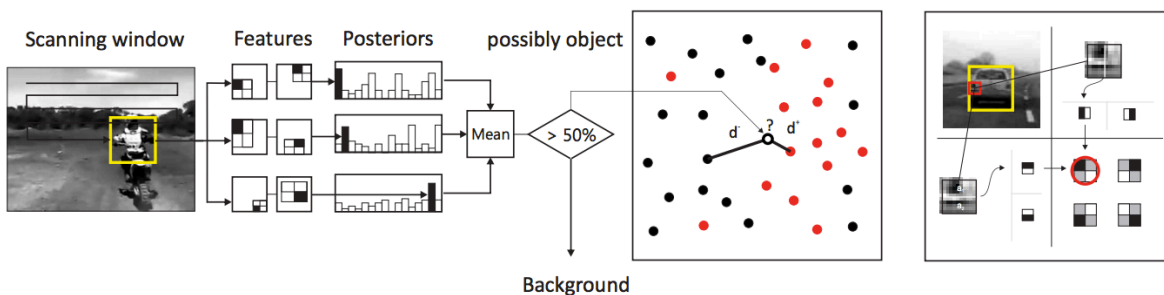
(Kalal, 2010)

Figura No. 43 Fase de aprendizaje -Learning- algoritmo TLD.



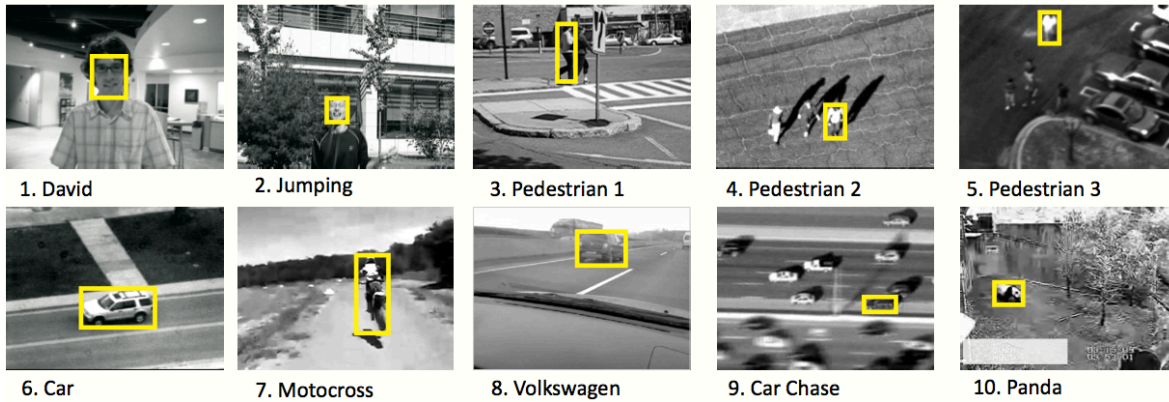
(Kalal, 2010)

Figura No. 44 Fase de detección -Detection- algoritmo TLD.



(Kalal, 2010)

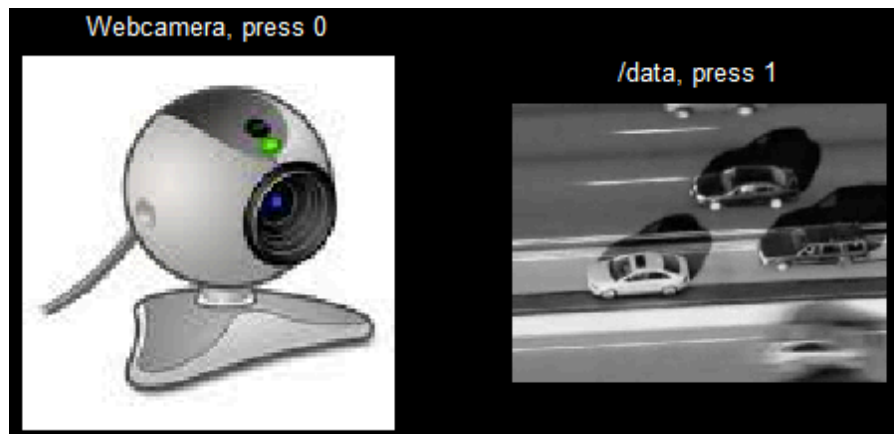
Figura No. 45 Ejemplos de detección de objetos, utilizando el algoritmo TLD.



(Kalal, 2010)

La interfaz de usuario del programa, cuentan con dos opciones para la selección de la fuente del video. A continuación se presenta la interfaz de inicio del programa.

Figura No. 46 Opciones de selección interfaz grafica software OpenTLD.



Los requisitos de instalación del programa son:

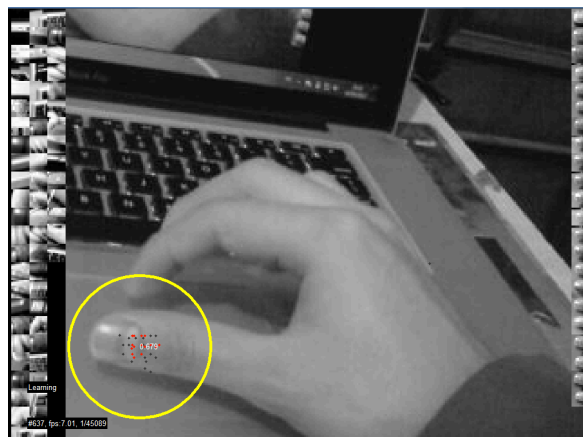
- Matlab versión: R2010a.
- Microsoft Visual Studio 2010.
- Windows 7 (32bit)
- OpenCV 2.2.

1. Operación del software de reconocimiento de patrones:

La interfaz de usuario del software cuenta con los siguientes modos de operación, los cuales se activan al presionar las teclas que se muestran a continuación:

- n Muestra los ejemplos de secuencias negativas en la pantalla en curso (Habilitado de forma predeterminada)
- p Muestra los ejemplos de secuencias positivas en la pantalla en curso (Habilitado de forma predeterminada)
- i Inicialización de objetivos, selecciona un nuevo objeto de una imagen estática.
- c Muestra el nivel de confianza. (Habilitado de forma predeterminada)
- o Muestra un círculo alrededor de objetivo señalado.
- d Muestra la detección del objeto. (Habilitado de forma predeterminada)
- t Muestra la imagen estática del objetivo en la parte superior de la pantalla. (Habilitado de manera predeterminada)
- r Reemplaza el círculo señalando el objetivo, por la imagen estática seleccionada en la inicialización.
- # Muestra la trayectoria del objetivo, mientras esta visible en la pantalla.
- <space> Guarda la imagen actual.
- q Salir de la aplicación.

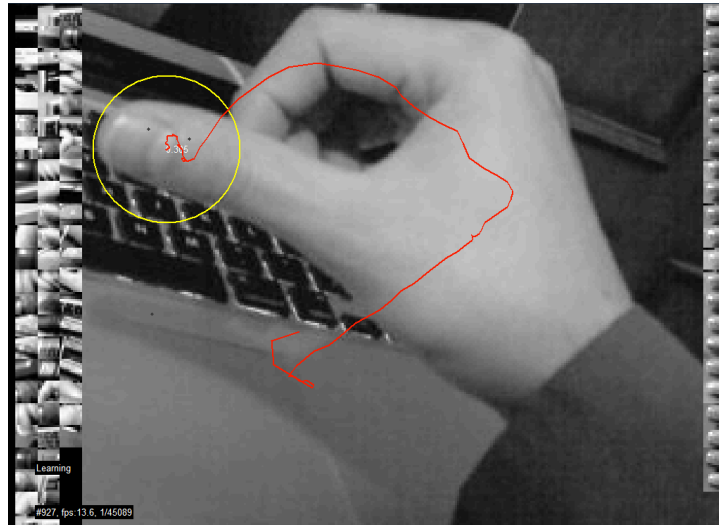
Figura No. 47 Funcionamiento de software OpenTLD.



En la Figura No. 62, se muestra un ejemplo de objetivo señalado, para este ejemplo particular el objetivo fue un dedo pulgar, tal y como se muestra en la figura se puede

observar un círculo en el cual se marca el reconocimiento del patrón (dedo pulgar) y dentro del círculo se marca el nivel de confianza del algoritmo, el cual determina el nivel de coincidencia respecto a la imagen estática que se selecciona en la inicialización del programa.

Figura No. 48 Trayectoria de objetivo.



La Figura No. 63 muestra la opción del software que permite mostrar la trayectoria del objetivo, o su desplazamiento respecto a la pantalla de visualización.

C. Sistema de comunicación.

1. Descripción. El sistema de comunicación implementado consta de los siguientes componentes:

- 1 módulo Xbee Pro 2.4 GHz con conector RPSMA: módulo de transmisión recepción de datos ubicado en la estación base en tierra.
- 1 módulo Xbee Pro 2.4 GHz con cable antena: módulo de transmisión recepción de datos ubicado en el sistema remoto.
- 1 módulo XtremeBee USB Adapter: circuito adaptador, convierte los datos recibidos del módulo Xbee Pro de la estación base en tierra a una interfaz USB para conexión a computadora.

- 1 módulo Xbee Board: circuito adaptador, convierte los datos recibidos del módulo Xbee Pro de la estación remota al estándar de comunicación Master/Slave FTDI.
- 1 Antena con VSWR: 2. Gain: 3.1dBi. Height: Whip: 6.772" (169mm). Connector: RP-SMA. Type: Whip: Whip: 1/8 Whip: Swivel, Tilt (Right Angle).

2. Ensamblaje. El ensamblaje del sistema de comunicación consistió de la interconexión de los módulos XbeePro, uno en el sistema remoto y otro en la estación en tierra. Ambos módulos cuentan con las mismas características, sin embargo, para aliviar el peso en el sistema remoto, el módulo de comunicación cuenta con una antena de cable (como dipolo); mientras que la estación en tierra para aumentar la sensibilidad y el alcance de la señal, cuenta con una antena tipo dipolo, ganancia de 2dbi y conector tipo RPSMA.

La salida de los módulos XbeePro es una señal de 3.3V Serial UART, en el lado del sistema remoto es necesario utilizar un adaptador Serial UART a FTDI (Comunicación USB con niveles de voltaje a 3.3V); mientras que en la estación base, se utiliza un adaptador de Serial UART a USB.

Figura No. 49 Módulos y componentes utilizados en el sistema de comunicación



(Proyecto Ardupilot Mega, 2011)

Figura No. 50 Ensamblaje módulo de comunicación en sistema remoto.

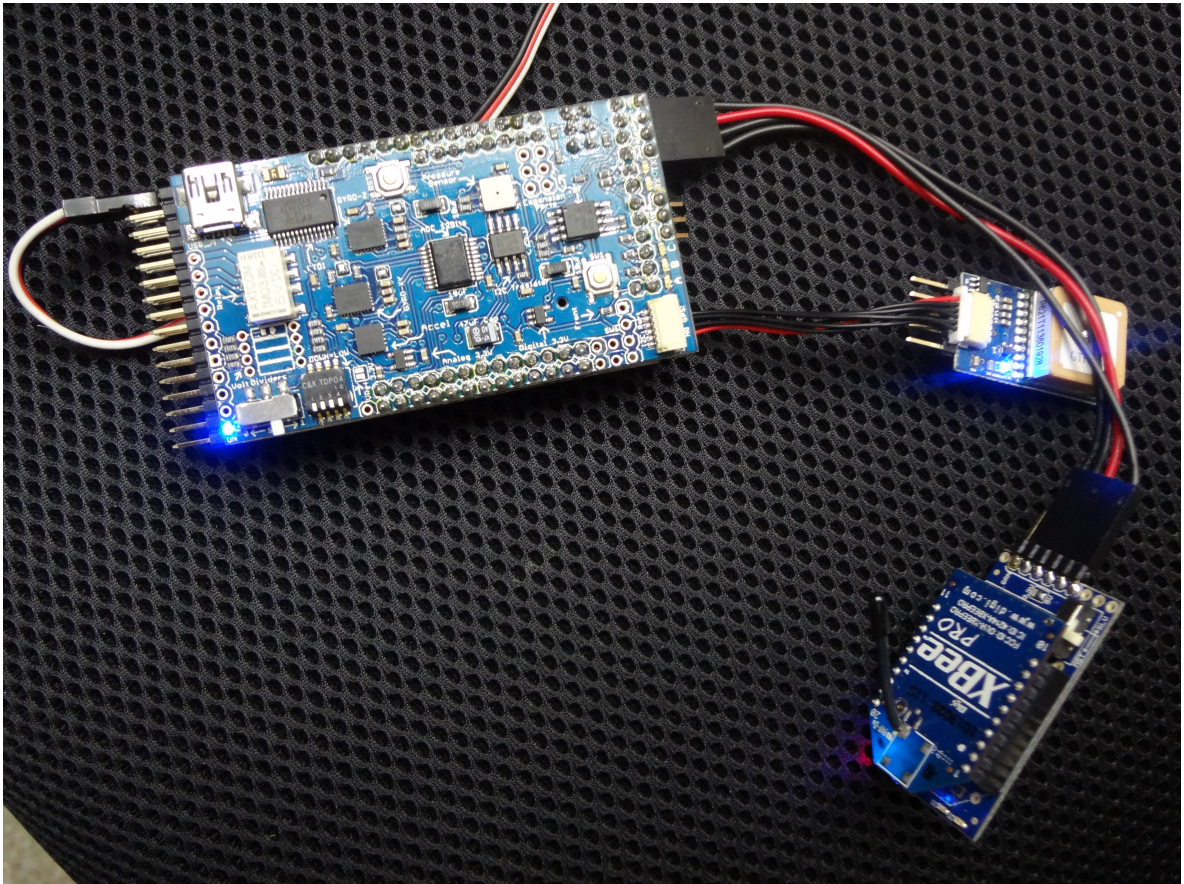
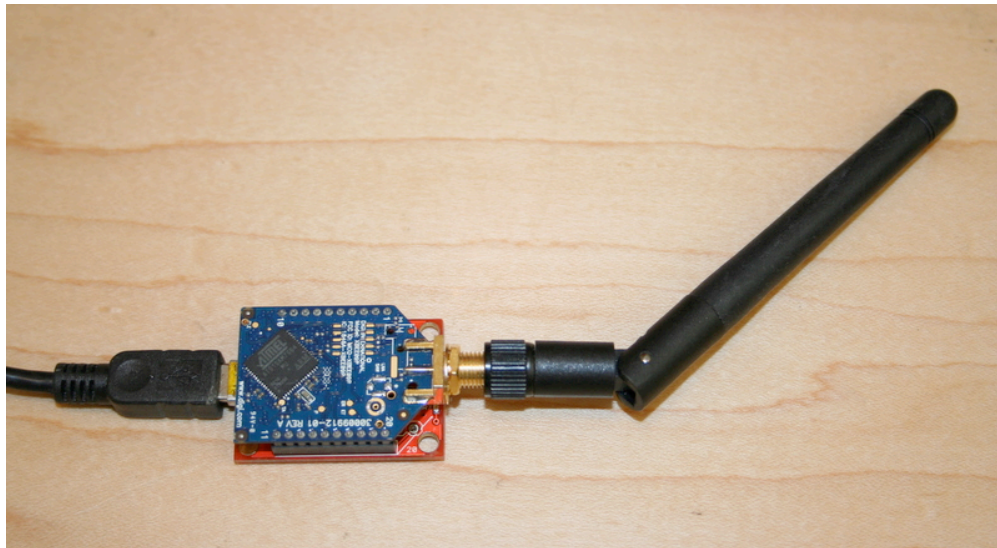


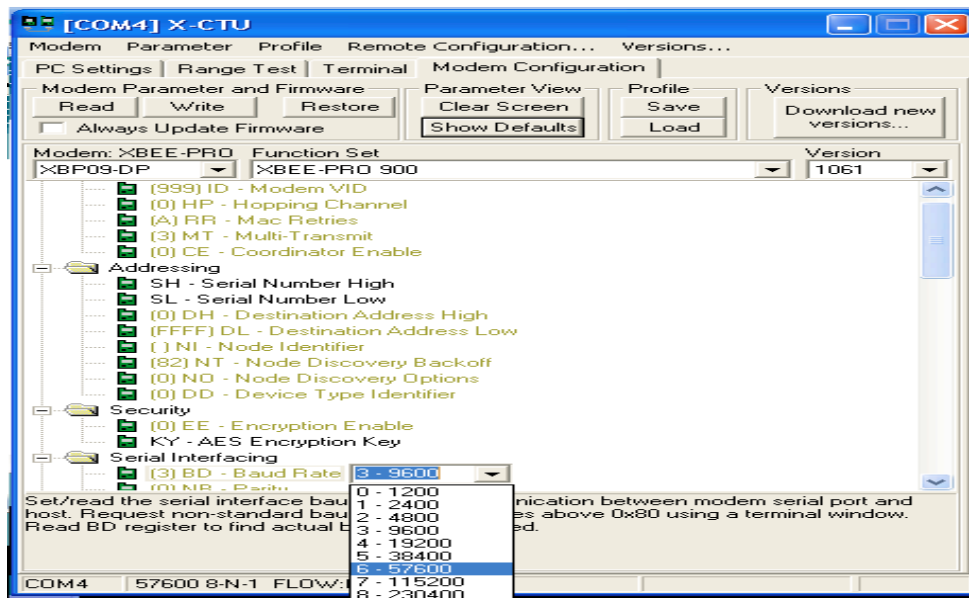
Figura No. 51 Módulo de comunicación en estación base.



3. Configuración de módulos XbeePro. Uno de los módulos XbeePro debe ser configurado con el baudrate apropiado para la comunicación con el APM, para ello es necesario utilizar la utilidad de software Digi's X-CTU utility, la cual puede ser descargada del sitio web del fabricante (Digi). Fue necesario conectar el módulo XBeePro al adaptador USB para la computadora y realizar los siguientes pasos.

1. Descargar el firmware apropiado para el módulo, el firmware se encuentra en el sitio del fabricante.
2. Establecer conexión al módulo mediante la utilidad de Digi's X-CTU.
3. En la sección de Modem Parameters and Firmware, de la utilidad cargar la nueva versión del firmware.
4. Cambiar la configuración del baudrate en las opciones de Serial Interfacing a 57600, esto permitió la conexión entre el APM y el módulo XbeePro.
5. Adicionalmente, se pudo establecer una prueba de conexión de los módulos mediante la utilidad MultiSerialMega, descargada del repositorio oficial de Ardupilot-mega.

Figura No. 52 Utilidad de configuración módulos XbeePro



(Proyecto Ardupilot Mega, 2011)

4. Radio control. Junto a los módulos de comunicación se cuenta con un radio control el cual permite dirigir al UAV.

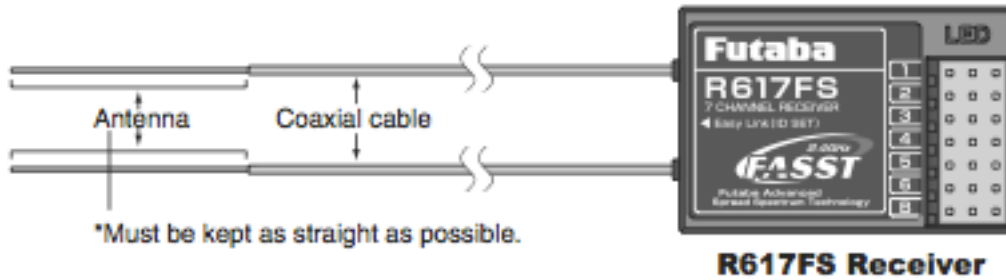
El control remoto y receptor remoto utilizado fue de la marca Futaba con las siguientes características:

- Radio control de 7 canales con sistema codificación FASST.
- Transmisión en banda de 2.4 Ghz.
- Sistema de operación de 2 palancas y 7 canales.
- Alimentación: 9.6 Volts Ni-Cd y drenaje de corriente de 170mAh.
- Receptor de 7 canales, a 2.4 Ghz con sistema de decodificación FASST.

Figura No. 53 Transmisor de radio control Futaba.



Figura No. 54 Receptor de radio control Futaba.



5. Sistema de video inalámbrico. En el sistema de múltiples hélices se colocó una cámara de video inalámbrica analógica, cuya frecuencia de operación es a 2.4 Ghz, este sistema permitiría obtener imágenes en tiempo real y para luego este flujo de video incorporarlo al software de reconocimiento de patrones. El sistema de video fue energizado con la batería principal del sistema. Debido a que el flujo de imágenes en el sistema receptor era analógica se utilizó una tarjeta genérica de captura de video USB para poder procesar este video en el software de reconocimiento de patrones. Las características de este sistema de video inalámbrico fueron:

- Cámara de video portable, de bajo consumo de energía a 9 Volts.
- 380 líneas de resolución.
- 150 pies (46 metros) de alcance.
- Frecuencia de comunicación inalámbrica a 2.45 Ghz.

Figura No. 55 Sistema de video inalámbrico y tarjeta de captura de video.



D. Estación base en tierra.

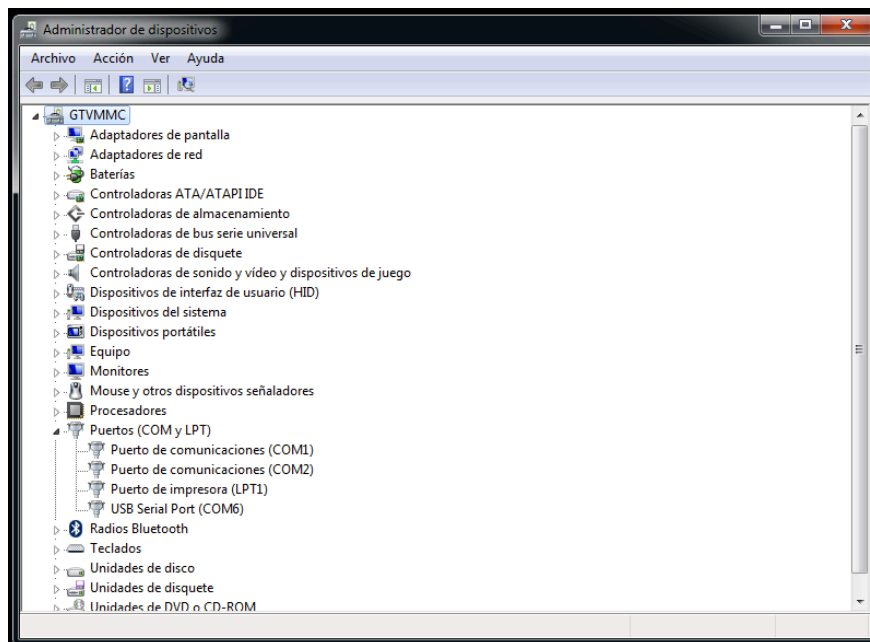
1. Instalación y configuración del software Mission Planner. Esta fase consiste de la instalación del software de configuración y planificación de una misión para el UAV.

El software puede ser descargado del sitio: <http://code.google.com/p/ardupilot-mega/downloads/list>

Una vez descargado solo es necesario extraer la información del archivo comprimido .zip, y correr el archivo ejecutable .exe. Esto abre la aplicación, para lo cual es necesario establecer conectividad con el ArduPilot Mega instalado en el UAV.

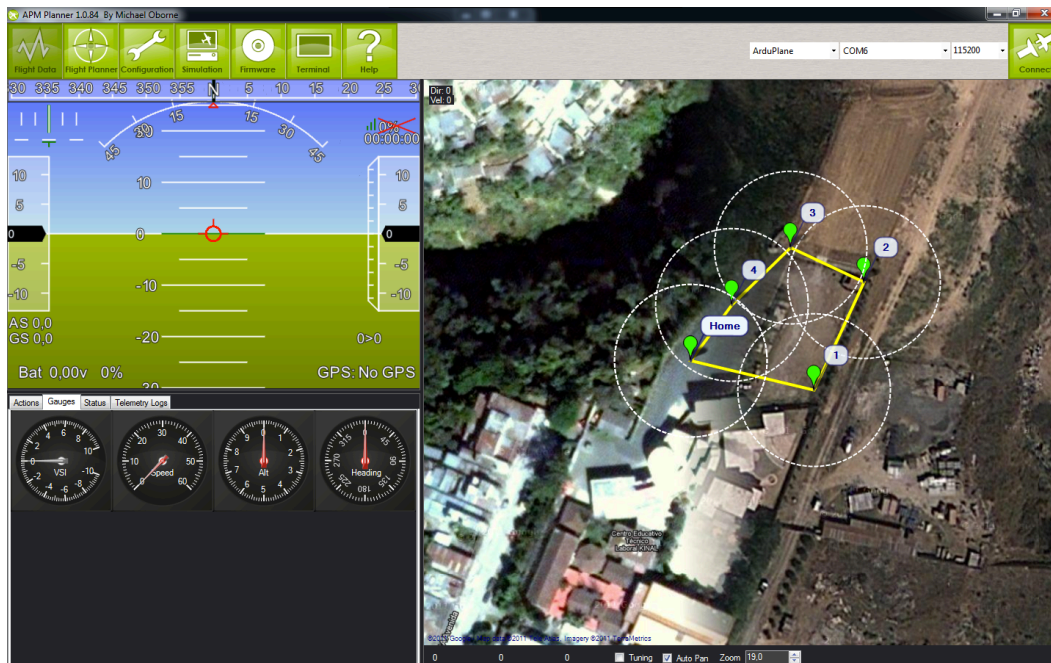
La instalación de los módulos XBeePro permiten la conexión USB mediante un puerto COM (comunicación serial bidireccional) en la computadora, para determinar este puerto en un sistema operativo Microsoft Windows es necesario identificarlo en la utilidad del Administrador de Dispositivos.

Figura No. 56 Administrador de dispositivos (MS Windows)



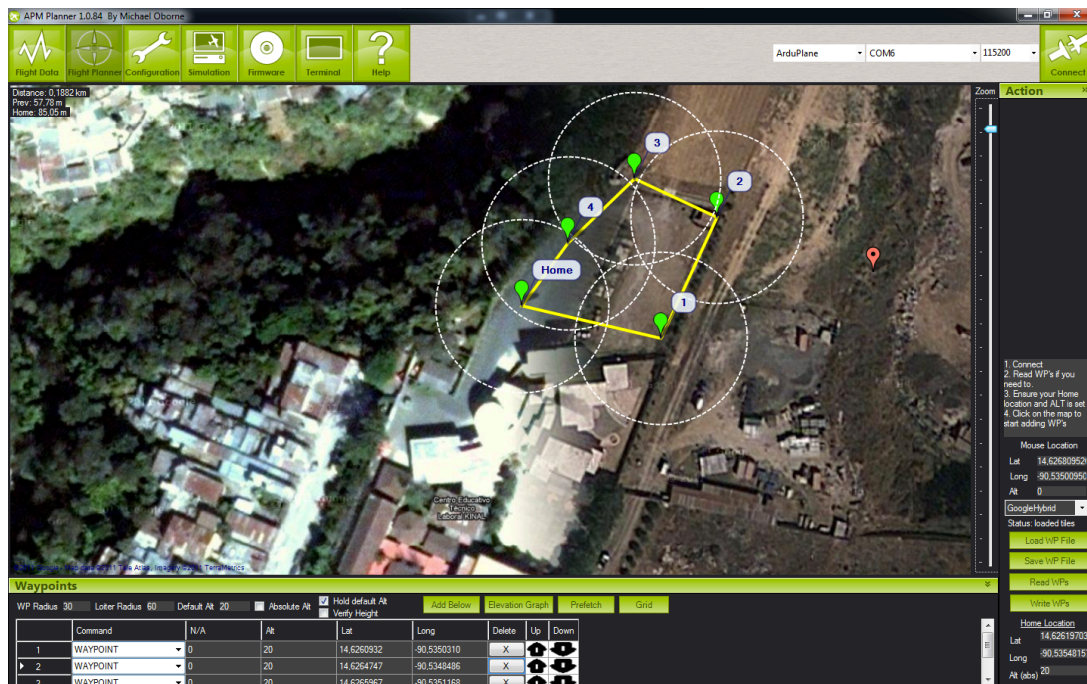
Con el puerto COM identificado se selecciona en la interfaz del APM Mission Planner, se ajusta también la velocidad de 115200 y se presiona el botón “Connect”.

Figura No. 57 Interfaz del software de APM Mission Planner (Instrumentos)



2. Planificación de la misión. El planificador de la misión consiste de una interfaz grafica en la cual se ingresan los punto de GPS de referencia para el UAV.

Figura No. 58 Interfaz del software APM Mission Planner (Puntos GPS)



VI. RESULTADOS

A. Puesta en marcha del UAV y ajuste de parámetros.

Debido a que la estructura utilizada requiere ajustes para su operación en vuelo a continuación se detalla las etapas de captura de la información desde la estación en tierra, información que transmiten los sensores de medición de inercia del UAV.

Acelerómetros: Eje X, Y y Z.

Figura No. 59 Aceleración sobre el eje X.

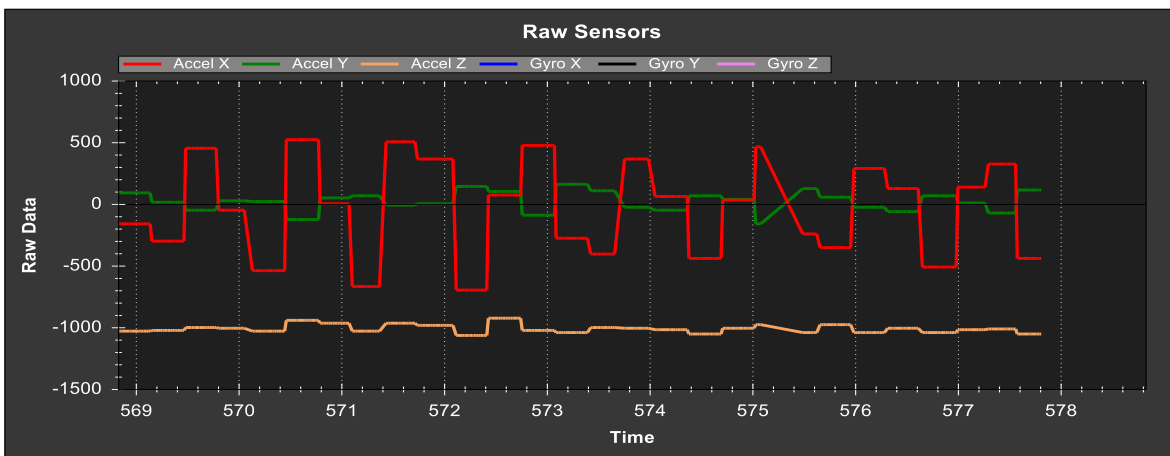


Figura No. 60 Aceleración sobre el eje Y.

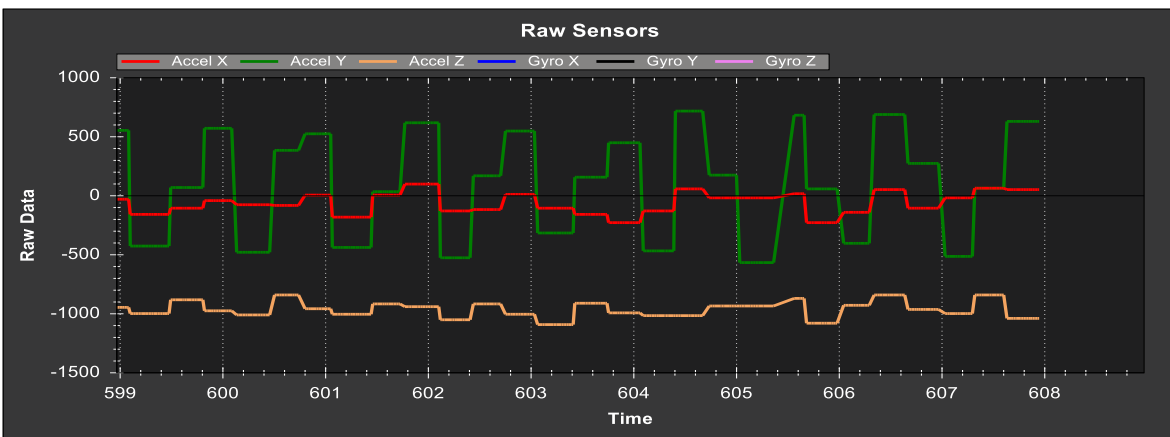
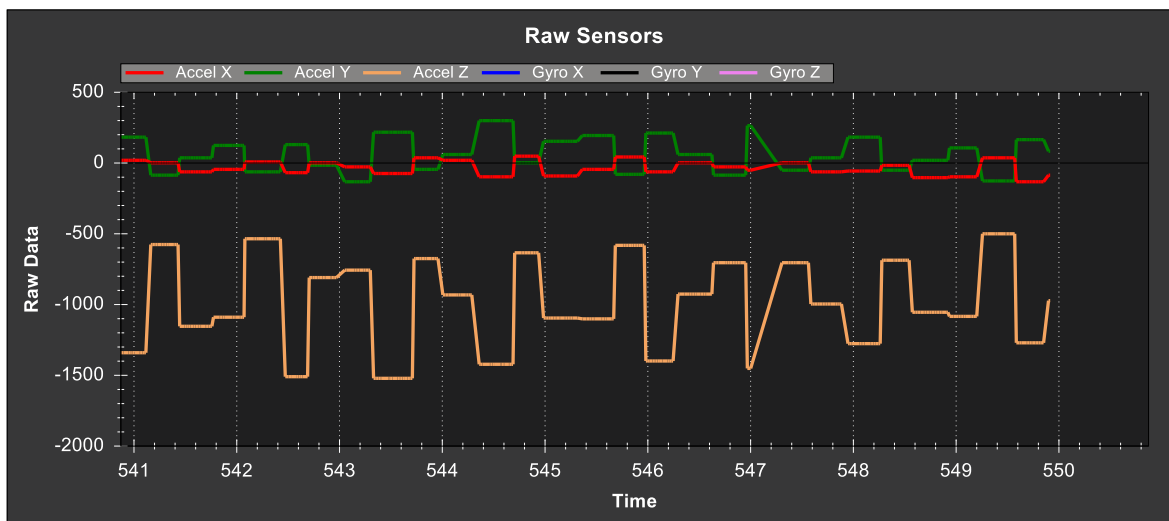


Figura No. 61 Aceleración sobre el eje Z.



Estas pruebas de medición se realizaron acelerando y desacelerando el UAV, en dirección de los ejes señalados en la Figura No. 4. La escala de medición esta dado en unidades relativas, por lo que la información provista por estos sensores fue:

Tabla No. 1 Intervalo de operación acelerómetros.

Eje	X	Y	Z
Valor máximo.	500	500	- 500.
Valor mínimo.	- 500	- 500	- 1,500.
Valor estable.	0	0	- 1,000.

Giroscopios: Eje X, Y y Z.

Figura No. 62 Giroscopio Eje X.

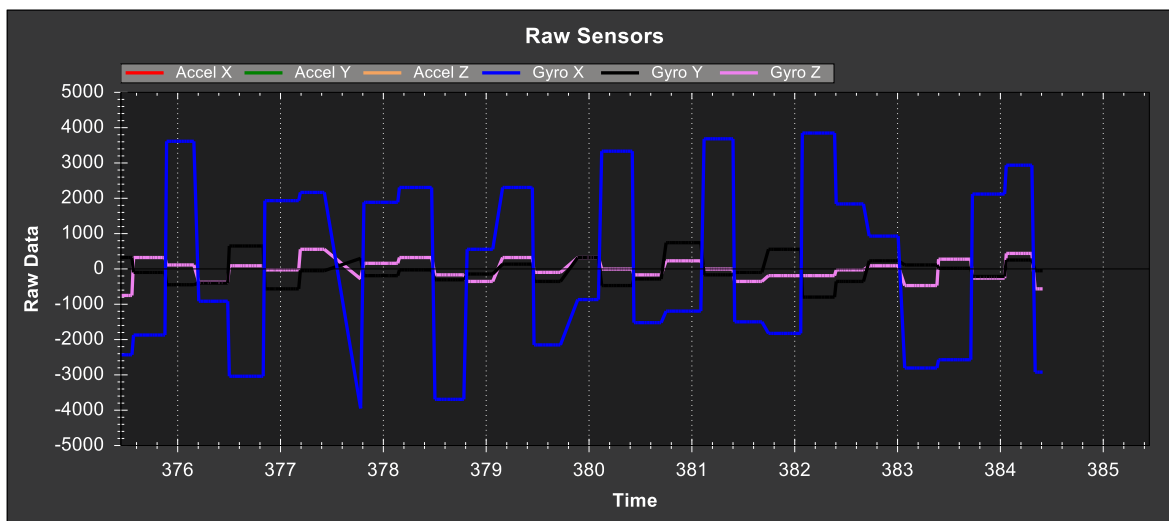


Figura No. 63 Giroscopio Eje Y.

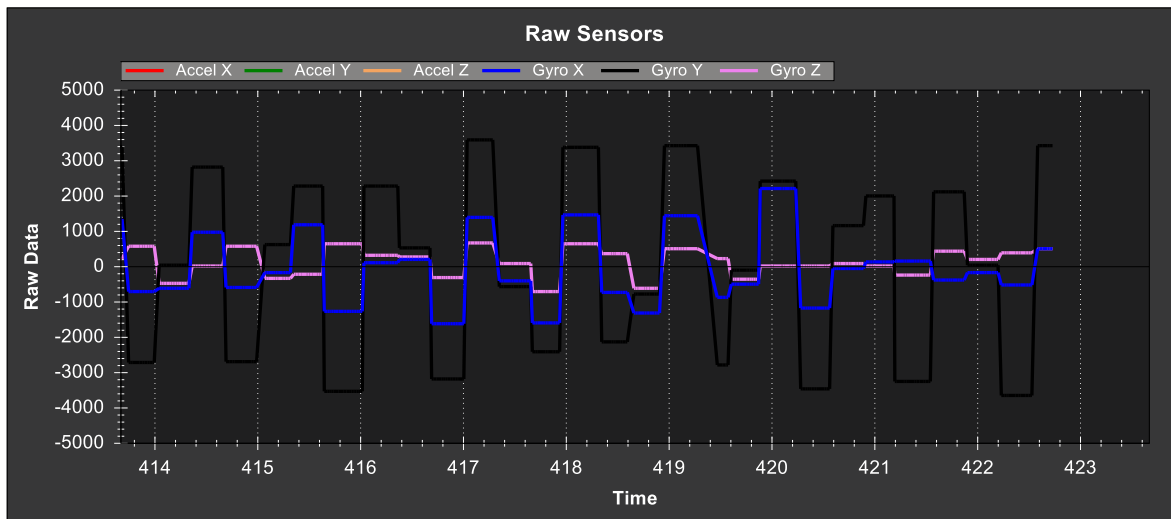


Figura No. 64 Giroscopio Eje Z.

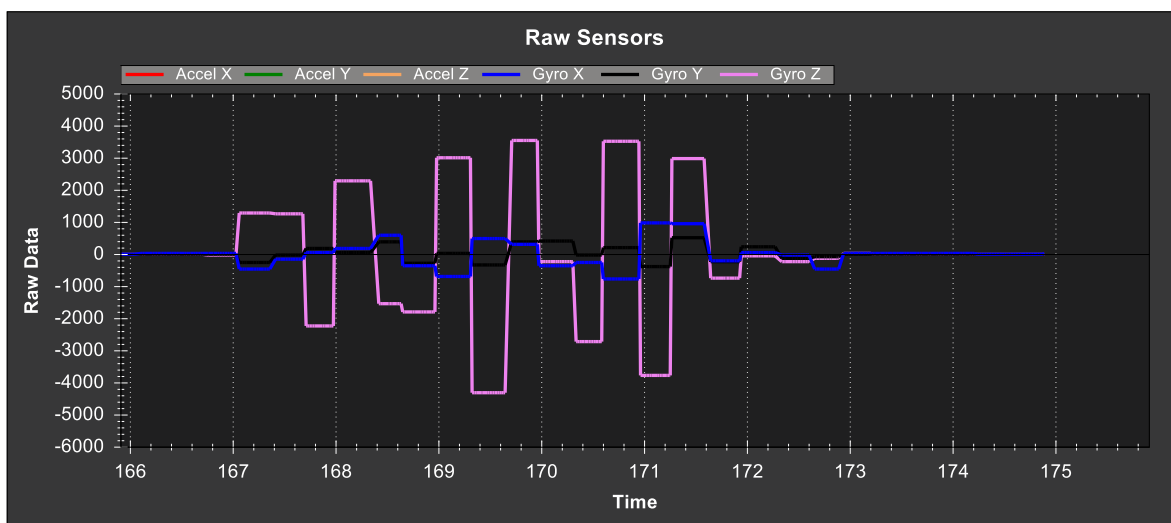


Tabla No. 2 Intervalo de operación giroscopios.

Eje	X	Y	Z
Valor máximo.	400	400	400
Valor mínimo.	- 400	- 400	- 400
Valor estable.	0	0	0

Estos parámetros fueron obtenidos al girar el UAV sobre cada uno de los ejes indicados. Al conjunto de estas medidas obtenidas por los sensores, se determina el movimiento de la aeronave a partir de sus actuadores principales y que determina su movimiento y traslación en el aire, los cuales se muestran en la siguiente figura.

Figura No. 65 Despliegue de desplazamiento de la aeronave. (Roll, Pitch y Yaw)



Figura No. 66 Ajustes de parámetros para la estabilización en el aire del UAV.

Stabilization: Save

Angular Rate Control:
How much throttle is applied to rotate the copter at the desired speed.

Adjust P by motor size
Small: P = 0.145
Med: P = 0.110
Large: P = 0.090

Dampening:
Resistance to angular acceleration

A dynamic gain is applied so that the dampening only occurs at 100% when the control sticks are centered.

When the sticks are fully deflected:
1.0 = 0%
0.5 = 50%
0.0 = 100%

Stabilize Control:
How fast the copter reacts to user or autopilot input.
Higher = more aggressive control.
Too high = slow wobbles

Yaw Angular Rate Control:
How much throttle is applied to rotate the copter at the desired speed.

Yaw Stabilize Control:
How fast the copter reacts to user or autopilot input.
Higher = more aggressive control.
Too high = slow wobbles

P	0,140	▲▼
I	0,000	▲▼
D	0,000	▲▼
IMAX	5,0	▲▼
Dampen	0,150	▲▼
Dynamic	0,500	▲▼
P	4,500	▲▼
I	0,100	▲▼
IMAX	40,000	▲▼
P	0,130	▲▼
I	0,000	▲▼
D	0,000	▲▼
IMAX	50,0	▲▼
P	7,000	▲▼
I	0,010	▲▼
IMAX	8,0	▲▼

Figura No. 67 Ajuste de parámetros para la navegación del UAV.

Loiter:

Save

Angular Rate Control:
How much angle is applied to make the copter accelerate to the desired speed.

Loiter Speed:
How fast the copter should move towards the target. A larger value means a faster return to center, but can cause the copter to oscillate around the target.

A distance error of 100cm * P of .25 = 25 cm/s

P	1,140	▲ ▼
I	0,200	▲ ▼
D	0,000	▲ ▼
IMAX	30,0	▲ ▼
P	0,900	▲ ▼

WP Navigation:

Save

Nav Rate Control:
How much angle is applied to make the copter accelerate to the desired speed.

WP Speed:
How fast the copter should move towards the target. A larger value means a faster return to center, but can cause the copter to oscillate around the target.

in m/s

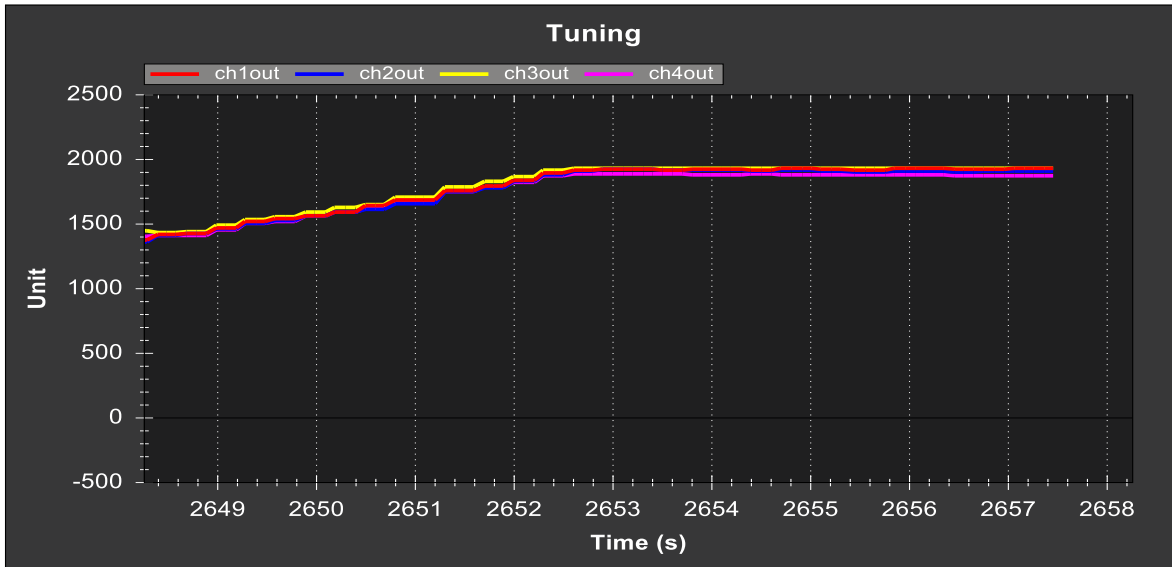
P	3,000	▲ ▼
I	0,200	▲ ▼
D	0,000	▲ ▼
IMAX	30,0	▲ ▼
Speed	6,0	▲ ▼

B. Salidas a Motores (Salidas PWM)

La salida de señal a los motores del sistema instalado en el UAV es del tipo PWM. Esta señal es convertida a una salida trifásica AC para hacer funcionar uno de los motores que proporciona el empuje al sistema de múltiples hélices. A continuación se muestra el una

grafica con el despliegue de la potencia del punto mínimo al máximo, en esta grafica se observar la respuesta de las cuatro salidas PWM.

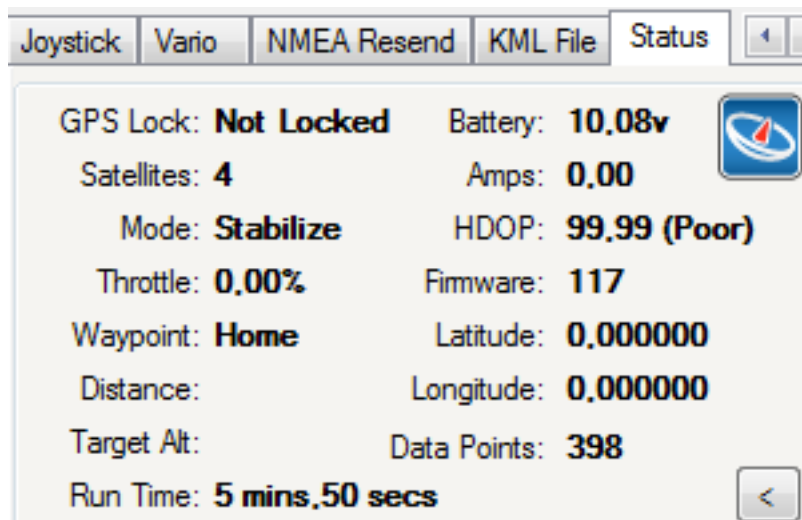
Figura No. 68 Salidas PWM.



C. Obtener información de parámetros GPS.

El despliegue de parámetros del GPS se obtuvo a través del software instalado en la estación en tierra. En la siguiente figura se muestran los datos obtenidos del software de la estación en tierra acerca del GPS.

Figura No. 69 Visualización de información GPS.



La información relativa al GPS, mostrada en la figura anterior, esta relacionada al reconocimiento de la señal de los satélites. Se observó que con la recepción de señal de al menos 5 satélites era posible determinar la localidad en donde se encontraba la aeronave, sin embargo con 10 satélites la precisión de la posición mejoraba.

En las siguientes figuras se muestra la localización de la aeronave en los diferentes puntos de vuelo, el software de la estación en tierra cuenta con la característica de relacionar estos puntos GPS y mostrarlos mediante las imágenes satelitales del software Google Earth.

En la Figura No. 47 y 48, se muestra la localización del UAV durante una vuelo de prueba y mostrado en la interfaz del software de estación de control en tierra.

Figura No. 70 Seguimiento de la trayectoria de vuelo 1 del UAV.

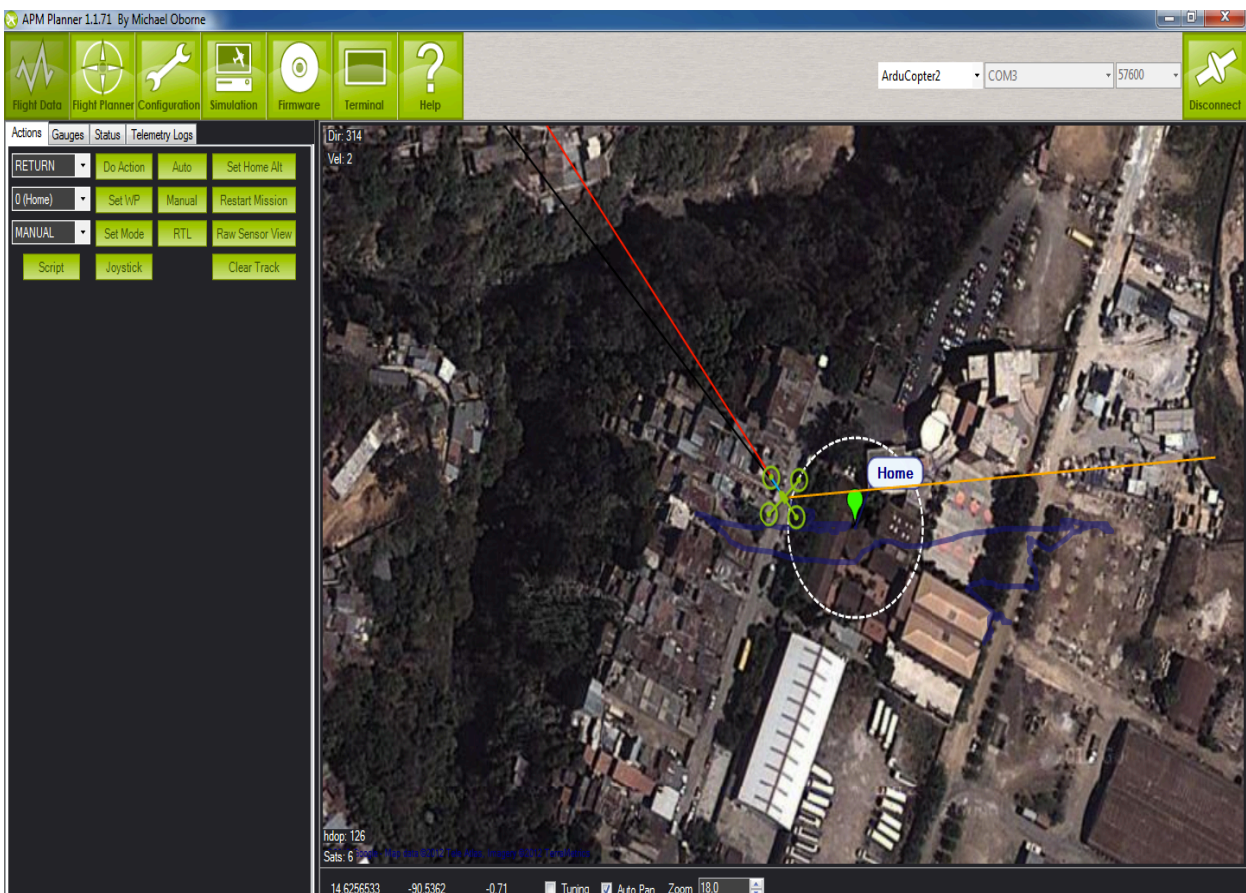
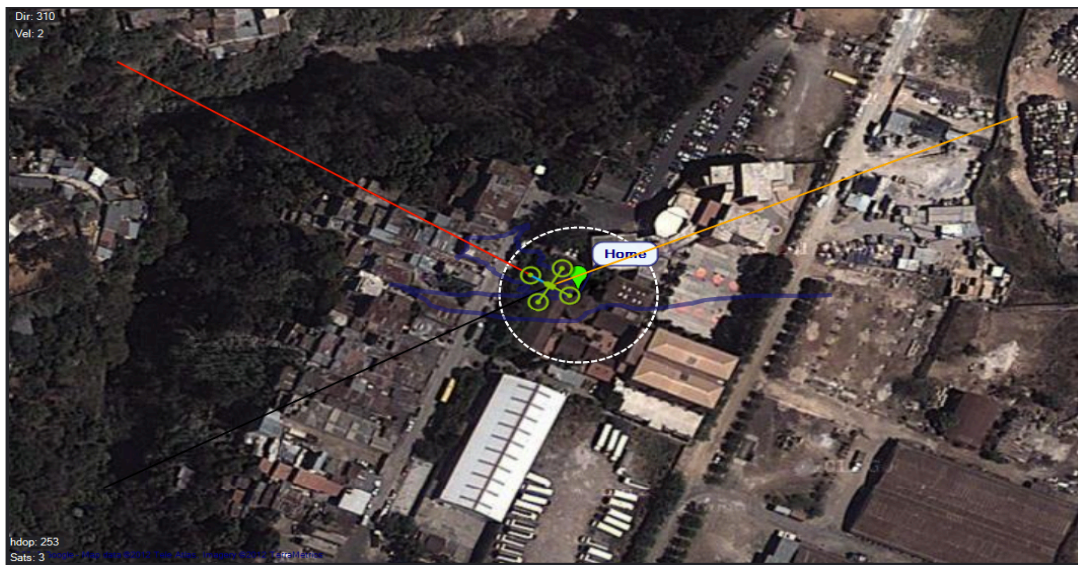


Figura No. 71 Seguimiento de trayectoria de vuelo 2 del UAV.



D. Ejecución de vuelo, monitoreo y puntos GPS.

Con el sistema de navegación, dirección y comunicación instalados en el sistema de múltiples hélices. Se procedió a ejecutar varios vuelos de prueba del UAV.

Figura No. 72 Lugar utilizado para vuelo de prueba.

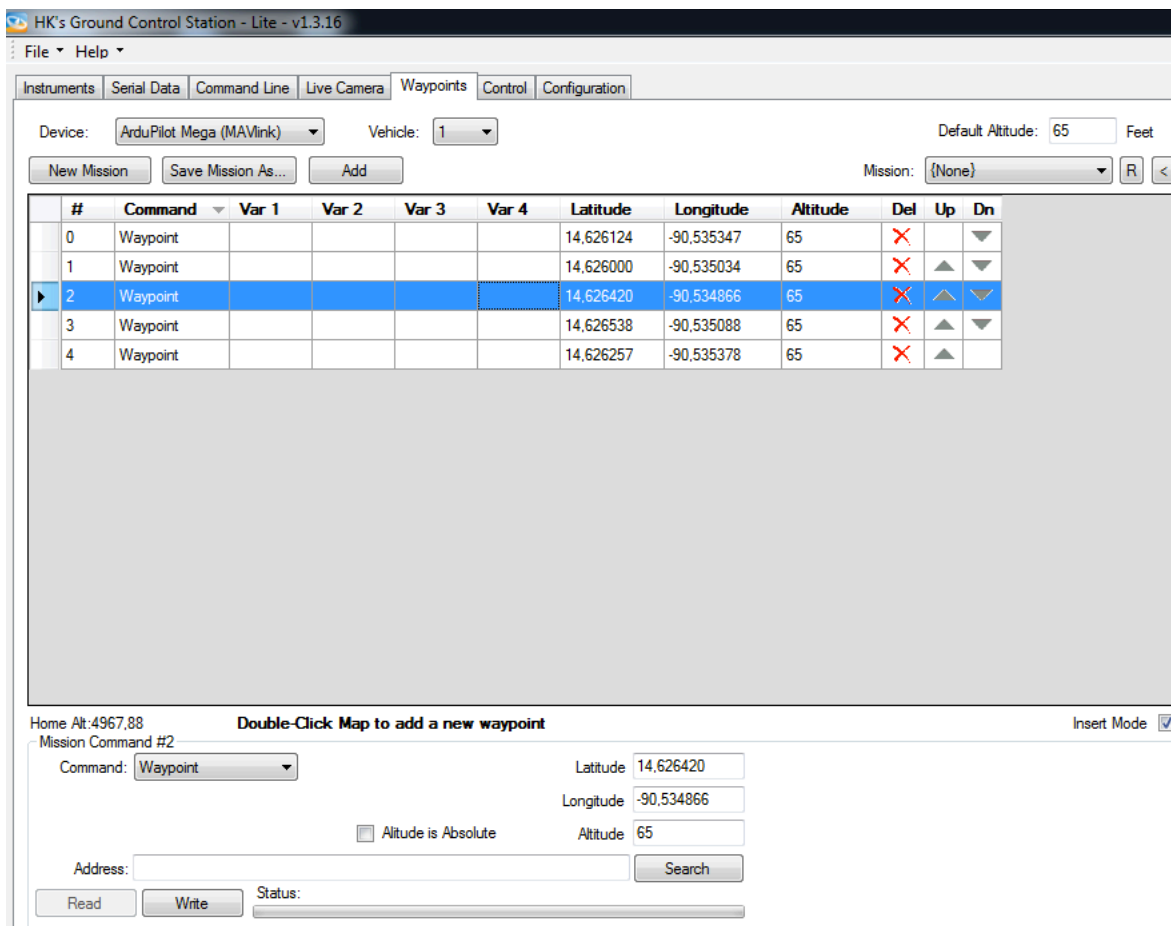


Tabla No. 3 Puntos GPS de referencia para vuelo de prueba.

Puntos	Latitud	Longitud	Altitud absoluta
Punto de partida	14.626124	-90.535347	0
Punto 1	14.626000	-90.535034	20
Punto 2	14.626420	-90.534866	20
Punto 3	14.626538	-90.535088	20
Punto 4	14.626257	-90.535378	20

Mediante el software HappyKillmore, se cargan los puntos de referencia para cada uno de los vuelos, estos puntos tienen la finalidad de brindar asistencia de posicionamiento al UAV.

Figura No. 73 Ingreso de puntos GPS en software HappyKillmore



La operación de despegue y aterrizaje de la aeronave es un proceso manual, el cual se lleva a cabo con la asistencia de la estación en tierra y un radio control. Tal y como se muestra en la Figura No.9, esto se realiza con el sistema de radio control Futaba T7C a

2.4Ghz, el cual cuenta con 7 canales de operación. Para utilizar este componente de radio control fue necesario realizar ajustes de entrada al APM. A continuación se presenta la ventana dentro del software que permite la configuración de cada uno de los canales del radio control.

Figura No. 74 Ajustes de entrada radio control.



Una vez la aeronave esta en el aire, mediante el software de control en tierra, es posible visualizar también las graficas del comportamiento del UAV. El movimiento sobre sus tres ejes son de los datos más relevantes, debido a que describen la orientación de la aeronave, para ello el software cargado al APM utiliza controles del tipo PID -Proporcional, Integral y Derivativo-, para llevar a la aeronave al estado estable, estado en el cual la aerodinámicamente puede ser controlada de manera certera en el aire.

De ser necesarios los ajustes al control PID de los ángulos de navegación, se puede hacer desde la ficha de Configuración del software APM Planner. A continuación se muestra la interfaz de configuración en donde es posible ajustar los distintos parámetros de los actuadores con control PID. En esta misma pantalla es posible ajustar los parámetros relacionados con la estructura y la aerodinámica de la aeronave, se cuenta con alrededor de

200 variables ajustables que permiten optimizar el desempeño de la aeronave a la hora de volar.

Figura No. 75 Visualización de comportamiento en vuelo

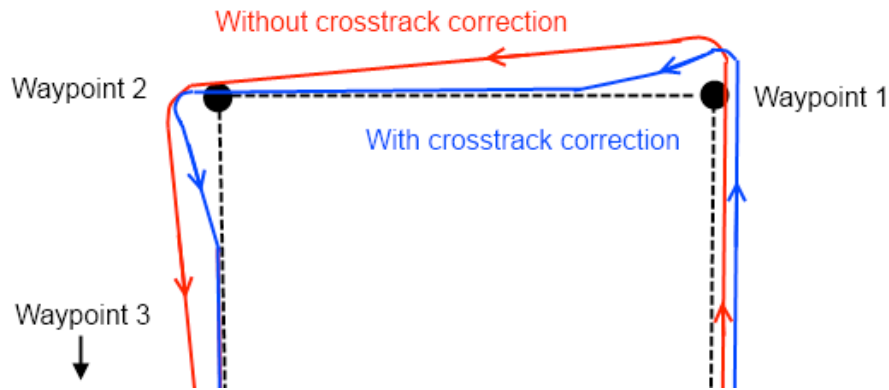


Figura No. 76 Re-ajuste de parámetros PID luego de primeras pruebas de vuelo.

The screenshot shows the PID tuning parameters in APM Planner. The parameters are organized into several sections, each with a title and a set of input fields for P, I, D, and IMAX values. The 'Lock Pitch and Roll Values' checkbox is checked.

Section	Parameter	Value
Stabilize Roll	P	4,500
	I	0,100
	IMAX	40,0
Stabilize Pitch	P	4,500
	I	0,100
	IMAX	40,0
Stabilize D	Stabilize D	0,150
	IMAX	5,0
Stabilize Yaw	P	7,000
	I	0,010
	IMAX	8,0
Loiter	P	0,900
	I	0,025
	IMAX	30,0
Rate Roll	P	0,140
	I	0,000
	D	0,000
	IMAX	5,0
Rate Pitch	P	0,140
	I	0,000
	D	0,000
	IMAX	5,0
Rate Yaw	P	0,130
	I	0,000
	D	0,000
	IMAX	50,0
Nav WP	P	3,000
	I	0,200
	D	0,000
	IMAX	30,0
Throttle Rate	P	0,250
	I	0,000
Altitude Hold	P	0,400
	I	0,300
	IMAX	3,0
Crosstrack Correction	Gain	0
	Ch6 Opt	CH6_NONE
Ch7 Opt	Min	0,000
	Max	1,000
Ch7 Opt	Ch7 Opt	Save Waypoint

Figura No. 77 Ejemplo de corrección de parámetros y su repercusión en el plan de vuelo



(Proyecto Ardupilot Mega, 2011)

Mediante el ajuste de los parámetros relacionados a la estructura de la aeronave, es posible afinar el acercamiento que esta tenga a los punto de referencia fijados en el GPS y cargados mediante el software de control en tierra. Durante los vuelos de prueba no se realizo ningún ajuste, debido a que la respuesta de la aeronave a los parámetros de entrada de navegación, en todos los casos se obtuvo la respuesta esperada.

Para mantener un monitoreo constante del comportamiento de los sensores y las diferentes salidas, el software de la estación en tierra constituye un elemento esencial. Toda la operación del UAV, puede ser registrada y monitoreada en su mayoría en tiempo real. En el software se registra la información obtenida mediante la interfaz de comunicación serial, cada uno de los mensajes esta en el formato del protocolo MAVLink y se interpreta para mostrar el registro de la actividad del UAV.

En la Figura No. 55 se muestra un ejemplo de la información obtenida mediante la interfaz de comunicación inalámbrica, se observa la información en formato hexadecimal en la parte superior y en la parte inferior se muestra la información después de interpretar los distintos mensajes. Dentro de los parámetros obtenidos se puede observar: ángulos de navegación, capacidad de la batería instalada en el UAV (Voltaje y corriente), información de navegación GPS y valores del estado de la salida a los diferentes actuadores.

Figura No. 80 Otros objetos visualizados y no reconocidos por el algoritmo.



Figura No. 81 Personas visualizadas por el sistema sin coincidencia de algoritmo.



Figura No. 82 Sobrevuelo del UAV por el objeto aprendido y detectado por el algoritmo.



En la figura anterior se puede notar la coincidencia del patrón aprendido y la indicación sobre la pantalla que realiza el algoritmo. Esta prueba se realizó realizando sobrevuelos sobre el objeto a identificar y en varias ocasiones el algoritmo muestra un valor de confianza sobre la imagen para indicar sobre la certeza del objeto a reconocer, según la definición del algoritmo es posible alcanzar el reconocimiento del patrón cuando se tiene un nivel de confianza de 0.4. A continuación los valores de confianza del algoritmo para la imagen la placa del vehículo que se utilizó como prueba.

Tabla No. 4 Niveles de confianza indicados por el algoritmo de reconocimiento.

Prueba	Nivel del Confianza
1	0.559
2	0.675
3	0.665

VII. DISCUSIÓN

La implementación de un vehículo aéreo no tripulado y su correspondiente estación en tierra, contempla la integración de diversos sistemas de control electrónicos, la tarea de integración en el diseño de estos sistemas se simplifica debido a que todos cuentan con interfaces estándares o protocolos de comunicación comunes.

A continuación se discute sobre los principales componentes que constituyen la implementación de la estación base en tierra.

A. Estructura.

Para sustentar el diseño de la estructura del UAV fue necesario considerar las restricciones de peso y rigidez de la misma, es por eso que luego de varios modelos implementados se decidió que el mejor elemento a utilizar fue la fibra de carbono, con el fin de soportar al sistema de control y medición de inercia así como a los cuatro rotores que dan la sustentación en el aire a la estructura y el sistema de video inalámbrico; es importante denotar que no se puede alterar sus elementos estructurales sin un diseño preliminar, debido a que la fibra de carbono al momento de esta implementación es fácilmente adquirible únicamente a través de piezas prefabricadas, con lo que constituyó un reto el mantener una distribución del peso de los sin perder su centro de gravedad en el centro de la estructura, garantizando con esto que durante el vuelo del UAV se utilice la menor cantidad de energía por parte del motor haciendo uso de sus características aerodinámicas.

Fue también un elemento crítico de la estructura del UAV la selección de un paquete de batería apropiado para lograr un mayor tiempo de vuelo, debido a que paquetes de baterías con mayor tiempo de operación representaban mayor peso sobre la estructura y al mismo tiempo dificultad en lograr la estabilidad horizontal del UAV en el aire, debido a la mala distribución del centro de masa del UAV se experimentaba constantemente descompensaciones de velocidad en los motores provocando que en algunos momentos perdiera completamente la sustentación en el aire y cayera precipitadamente al suelo.

B. Sistema remoto

(Procesamiento, unidad de medición de inercia, dirección y navegación. De los módulos de procesamiento del sistema remoto o que se instalaron en el UAV, es importante denotar que la mayor preocupación fue el lograr la protección de las unidades de medición de inercia, debido a que en los primeros vuelos de prueba el UAV se precipitaba al suelo con facilidad, lo cual provocaba constantemente desajustes sobre los acelerómetros y giroscopios instalados. Cuando el UAV caía y los motores quedaban funcionando con las hélices trabadas, las corrientes de los controladores de los motores aumentaban y en algunos casos provocaban el sobre calentamiento de los componentes; en más de una ocasión esto provocó que algunos componentes electrónicos se quemaran y se requería un replazo completo de las partes.

Los circuitos de medición de inercia luego de caídas intempestivas del UAV perdían su calibración, siendo necesario volver al software configurador de la unidad, para fijar nuevamente la referencia horizontal, esta referencia era importante para la adecuada estabilidad en el aire.

C. Sistema de comunicación

Uno de los principales retos de la comunicación inalámbrica, es el hecho de que el espacio libre es un medio compartido, por lo que diferentes dispositivos pueden hacer uso de este y pueden interferirse en su operación, sin embargo una característica de los módulos de comunicación implementados XBee Pro, es que utilizan en la estructura del intercambio de sus mensajes una direccionamiento única, de esta forma pueden estar utilizando el mismo medio compartido, espacio libre, y no interferir en su operación con otros dispositivos, debido a que discriminan la información al interpretar únicamente los mensajes dirigidos a su dirección. Aún así no se descarta las fuentes de interferencia que puedan degradar o atenuar la señal, reduciendo así el radio de cobertura.

Fue necesario realizar vuelos de prueba, con el sistema de navegación inhibido, con el fin de determinar el radio de cobertura de los dos puntos de comunicación.

D. Estación base en tierra

La implementación de la estación base en tierra tiene como objetivo el obtener los datos de la unidad de medición de inercia, al mismo tiempo es un punto de verificación de la operación de la aeronave y es también el software utilizado para marcar los puntos de referencia GPS para el vuelo del UAV. Como elemento necesario para el monitoreo de la operación del vehículo aéreo no tripulado, el software implementa mediante representaciones graficas los diferentes instrumentos que se encontrarían normalmente en un vehículo aéreo, el conjunto de estos instrumentos constituyen para un piloto los principales elementos de navegación, en el caso de esta implementación en donde los instrumentos se muestran en una aplicación de software su objetivo es la visualización del estado de la aeronave no tripulada, debido a que mediante el software cargado en el micro controlador –APM-, la aeronave tiene un grado de autonomía de vuelo, principalmente para mantenerla en un estado estable de vuelo. No se descarta de esta manera el que pueda entrar en un estado en el cual le sea imposible regresar a su estado estable, debido a las condiciones propias del ambiente en donde esta volando, tal como una velocidad del viento muy fuerte, que no le permita tener una operación normal.

Se observo que la información mostrada en el software de la estación en tierra, se muestra con un retardo de algunos mili segundos, por lo que no se advierte en algunos instrumentos que la información puede mostrarse con algún retardo, este retardo se debe principalmente a la velocidad de propagación de la señal en el espacio libre y que aumentará si la distancia aumenta entre los dos puntos de comunicación, también la información se entrega con cierto desfase de tiempo cuando el medio de comunicación inalámbrico, el espacio libre, esta muy sobrecargado de otras frecuencias que interfieran con la operación de la comunicación y los módulos reciban y envían sus tramas de información y en el espacio de propagación esta se corrompen, esto demandara retrasmisión de parte de parte del nodo ubicado en la estación en tierra e implica retardo en la presentación de la información.

E. Sistema de video inalámbrico y software de reconocimiento de patrones.

Al implementar la estación base en tierra una siguiente capa en el diseño del UAV y que aporta un valor agregado al control remoto del UAV es en definitiva un sistema de video inalámbrico, este sistema de video permite tener una visión desde el aire desde la perspectiva del UAV, siendo esta una característica muy valiosa en la operación del mismo. Es aún más enriquecedor el hecho de que estos dos sistemas se conecten a un software de reconocimiento de patrones, el cual pueda ser capaz de tener identificación de ciertos objetos desde el aire. Por ello se utilizó un software de código abierto y previamente compilado con el algoritmo OpenTLD. Este software es capaz de alimentarlo con una imagen o patrón el cual deberá enmarcar y reconocer. Lo más desafiante de integrar esta solución al UAV fue la de necesariamente estabilizar la imagen del flujo de video que se recibía del sistema de video inalámbrico, debido a que esto interfería directamente la certeza para reconocer a los objetos previamente seleccionados para su reconocimiento. Adicionalmente se observó que el sistema de video inalámbrico seleccionado a 2.45 Ghz, tenía interferencia del sistema de control remoto que también funcionaba en la misma frecuencia, por lo que en ocasiones la imagen obtenida era ilegible o en algunos momentos se perdía completamente la señal de video, por lo que era necesario a veces estabilizar el UAV en el aire y luego apagar por completo el control remoto, dejando en funcionamiento únicamente la señal de video y así percibir una mejor resolución de la imagen transmitida.

A pesar de las dificultades de la saturación del espectro electromagnético en la frecuencia de 2.4 Ghz, la implementación de la estación en tierra junto al sistema de video inalámbrico integrado con el software de reconocimiento de imágenes obtuvo resultados satisfactorios en el reconocimiento de patrones o imágenes, representando únicamente dificultad la habilidad para poner en el aire al UAV y desplazándolo hacia el sitio de interés en el aire. Es por ello que es posible llegar a una implementación más robusta de este sistema utilizando sistemas de comunicación de mayor alcance y sistemas de video inalámbrico de mejor resolución, para que el sistema pueda ser utilizado en operaciones de misión crítica como rescate de personas en lugares de desastres naturales.

VIII. CONCLUSIONES

1. Se logró la implementación de una estación base para el control en tierra instalando en un vehículo aéreo no tripulado una tarjeta electrónica que contenía el hardware de ArduPilot Mega consistente en un microcontrolador Arduino, una tarjeta electrónica con circuitos integrados de funciones especiales como acelerómetros, giroscopios y medidores de presión atmosférica.
2. Se logró la implementación de un sistema de comunicación utilizando la tecnología Xbee Pro, como sistema de transmisión de datos inalámbrica bidireccional, permitiendo el envío de información entre el sistema de control remoto y navegación.
3. Se logró la implementación del software de código abierto Mission Planner como software para la estación de control en tierra del vehículo aéreo no tripulado, el cual desplegaba los principales controles de navegación, tales como ángulos de navegación, horizonte artificial, altímetro y coordenadas GPS, este intercambio de información de parámetros de control y navegación se realizó mediante el intercambio de mensajes especificados por el protocolo MAVLink.
4. Se logró la integración del software de reconocimientos de patrones al vehículo aéreo no tripulado, siendo esta una herramienta de valor agregado, su funcionalidad se logró mediante el uso de un sistema de video inalámbrico y el software de la estación de control en tierra integrado con el software de reconocimiento de patrones, lográndose el reconocimiento de objetos o patrones desde una vista aérea.

IX. RECOMENDACIONES

1. Implementar un sistema de comunicaciones entre estación base y sistema remoto (instalado en vehículo aéreo no tripulado) cuya radiofrecuencia no requiera licencia para su operación, así como pueda interferir o ser susceptible a interferencias de otros equipos que operen a la misma frecuencia y que afecten el desempeño de la estación de control en tierra.
2. Se recomienda utilizar un sistema redundante de control remoto que permita recuperar al UAV cuando hay inconsistencia en los planes de vuelo o sea necesario abortar una operación de vuelo en la cual la aeronave corra el riesgo de perderse.
3. Se recomienda nunca operar el vehículo aéreo no tripulado si los niveles de carga de las baterías no pueden ser determinados, para ello deberá hacerse vuelos de prueba a plena carga, para determinar y documentar el tiempo de vuelo y niveles de carga.
4. Se recomienda utilizar los simuladores de vuelo en conjunto con la estación en tierra y que están provistos en el software, debido a que esta simulación minimiza la posibilidad de que existan inconsistencia la operación en el aire del UAV, tales como obstáculos que puedan ser evitables automáticamente y no provocar daños al UAV.
5. Se recomienda la utilización de otro paquete de baterías, que puedan ser de la tecnología CNT –carbon nano tube-, debido a que este paquete de baterías tienen menor peso, mayor capacidad de drenaje de corriente y larga operación en aire del UAV.

6. Se recomienda implementar un sistema de protección eléctrico más robusto, para la alimentación de energía de las baterías a todos los sistemas electrónicos del UAV, con el fin de garantizar una suspensión de la alimentación cuando el sistema se precipite al suelo, con el fin de no dañar los componentes críticos como lo son el APM o el sistema de medición de inercia.
7. Se recomienda colocar un circuito de protección contra corrientes de retroalimentación de los motores, lo cual sucede en los motores cuando las hélices quedan atascadas cuando el sistema se precipita si control a tierra, provocando que los circuitos de control y/o comunicación se quemem producto de una sobre corriente.
8. Se recomienda un sistema de video con transmisión en tiempo real más robusto y con mayora alcance, especialmente cuando ya no es posible tener cobertura visual desde tierra a la aeronave en el aire.

X. BIBLIOGRAFÍA

- [1] Valverde Rebaza, J. C. (2007). *El estándar inalámbrico ZigBee*. Retrieved 19 de Octubre de 2011 from Sociedad de estudiantes de ciencias de la computación. Universidad Nacional de Trujillo, Trujillo, Perú: <http://seccperu.org/files/ZigBee.pdf>
- [2] Valavanis, K. P. (2007). *ADVANCES IN UNMANNED AERIAL VEHICLES. State of the Art and the Road to Autonomy*. (N. T. Professor S. G. Tzafestas, Ed.) Dordrecht, The Netherlands.: Springer.
- [3] Vorkoetter, S. (14 de Enero de 2008). *An Electronic Speed Control Primer*. Retrieved 19 de Octubre de 2011 from Stefanv.com Electronics, Calculators. Slide Rules. Model Planes. Aviation. and more...: <http://www.stefanv.com/electronics/escprimer.html>
- [4] Austin, R. (2010). *UAVS DESIGN, DEVELOPMENT AND DEPLOYMENT* (Vol. I). Wiltshire, UK: Wiley & Sons Ltd.
- [5] Administración Federal de Aviación. (8 de Septiembre de 2009). *Instrument Flying Handbook*. Retrieved 16 de Octubre de 2011 from Federal Aviation Administration USA: http://www.faa.gov/library/manuals/aviation/instrument_flying_handbook/media/FAA-H-8083-15A%20-%20Chapter%2002.pdf
- [6] Agert, F. (10 de Julio de 2008). *PPM Pulse Positon Modulation* . Retrieved 18 de Octubre de 2011 from Huvudsida: <http://agert.homelinux.org/blog/index.php/PPM>
- [7] Engineering Aura. (2009). *UAV System Components*. Retrieved 19 de Octubre de 2011 from Engineering Aura EA: http://www.engineingaura.com/MDD_3.php
- [8] García Álvarez, D. A. (Enero de 2008). Sistema GNSS (Global Navigation Satellite System). *Proyecto Fin de carrera. Universidad Autonoma de Matrid. Escuela Politecnica Superior* . Madrid, España.
- [9] Kalal, Z. a. (2010). *P-N Learning: Bootstrapping Binary Classifiers by Structural Constraints*.
- [10] Muñoz, M. Á. (2010). *Sistemas funcionales. Sistema Propulsor (Hélice)*. Retrieved 19 de Oct. de 2011 from Manual de vuelo: <http://www.manualvuelo.com/>
- [11] Meier, L. (2010). *MAVLink Micro Air Vehicle Communication Protocol*. Retrieved 19 de Octubre de 2011 from QGroundControl website: <http://qgroundcontrol.org/mavlink/start>
- [12] Polka, D. (2008). *Chapter 3: AC and DC Motors - Servomotors: General Principles of Operation*. Retrieved 18 de Octubre de 2011 from Global Spec. The engineering search engine.: <http://www.globalspec.com/reference/10801/179909/chapter-3-ac-and-dc-motors-servomotors-general-principles-of-operation>

- [13] Proyecto Ardupilot Mega. (17 de Septiembre de 2011). *ArduCopter Instruction (Wiki)*. (analogue...@gmail.com, Editor) Retrieved 16 de Octubre de 2011 from Official Ardupilot-Mega repository -DIY DRONES-: <http://code.google.com/p/ardupilot-mega/wiki/home?tm=6>
- [14] Sheng Teng, LTD. (n.d.). ST Model ASW28. *Product Manual* .

