



VEHICULO AEREO NO TRIPULADO DE TIPO QUADROTOR

(QUADROTOR UNMANNED AIR VEHICLE)

M.Sc. Angel Malaver

Universidad Dr. Rafael Belloso Chacín

angelmalaver@gmail.com

M.Sc. Geryk Nuñez

Universidad Dr. Rafael Belloso Chacín

ikeralejonunez@gmail.com

M.Sc. Kenneth E. Rosillón O.

Universidad Dr. Rafael Belloso Chacín

krosillon@urbe.edu.ve

RESUMEN

La presente investigación tuvo como objetivo principal proponer criterios de diseño para la construcción de un vehículo aéreo no tripulado del tipo quadrotor, con un tamaño poco común para prueba experimental y capaz de llevar cargas moderadas. La misma estuvo sustentada teóricamente por Mahony (2012), Diaz (2012), Bresciani (2008) y Guillen (2010), para la variable de estudio: Vehículo aéreo no tripulado de tipo Quadrotor. La metodología utilizada en la investigación fue proyectiva de diseño experimental, la cual permitió la manipulación de varias variables independiente para observar su acción en la variable dependiente (SISO). La investigación está constituida por seis (6) fases. Se realizó una selección apropiada de la estructura aérea así como también de sus componentes, para posteriormente ensamblarlos. Seguidamente se configuró y calibró sus sensores, se verificaron el correcto funcionamiento de los motores y sus sentidos de giro previamente configurando a través de sus variadores de velocidad. Adicionalmente, el estudio se centró en los componentes estructurales y los módulos que forman la aeronave que permiten cumplir con los requerimientos del proyecto. El resultado final fue un vehículo controlado remota así como automáticamente con el tamaño apropiado para desempeñar tareas tanto en entornos exteriores como en interiores desarrollándose una serie de pruebas que verificaron que el diseño cumple con los requisitos planteados.

Palabras claves: Quadrotor, Sensores, Motores, variadores de velocidad.



ABSTRACT

This research had as main objective to propose design criteria for the construction of an unmanned aerial vehicle of the type quadrotor with an unusual size for experimental and capable of carrying moderate loads test. It was theoretically supported by Mahony (2012), Diaz (2012), Bresciani (2008) and Guillen (2010), for the study variable: Drone of Quadrotor type. The methodology used in the research was projective experimental design, which allowed the manipulation of several independent variables to observe its action in the dependent variable (SISO). Research consists of six (6) phases. an appropriate selection of the airframe as well as of its components was conducted to subsequently assemble. Then it was configured and calibrated its sensors, the proper functioning of the engines and setting directions of rotation previously through its variable speed drives were checked. In addition, the study focused on the structural components and modules that make the aircraft capable of meeting the requirements of the project. The end result was a remote controlled vehicle and automatically with the appropriate size to perform tasks both outdoors and indoors environments develop a series of tests verified that the design meets the stated requirements.

Keywords: Quadrotor, sensors, motors, variable speed drives.

INTRODUCCIÓN

La implementación de sistemas de vuelo autónomo en aplicaciones civiles es un campo de investigación reciente que ha cobrado fuerza con los desarrollos en materia de miniaturización de la tecnología. De esta manera se pudo hacer uso de los micros vehículos aéreos no tripulados de capacidades relativamente pequeñas en comparación a los vehículos aéreos convencionales que se han utilizado ampliamente por las fuerzas militares. Los micro vehículos aéreos no tripulados son vehículos pequeños y livianos que son especialmente útiles para portar cámaras o sistemas de visión y realizar vigilancia o inspección, estas características son deseadas para el empleo en labores civiles, como la toma de fotografías aéreas georeferenciadas.

Los vehículos aéreos no tripulados a diferencia de los Drone son sistemas que tienen autonomía y se componen por tres partes, una configuración del frame o fuselaje, es decir el vehículo aéreo no tripulado, un sistema de control autónomo (Autopilot), y una estación de control en tierra. Mediante estas tres partes se puede concebir un sistema capaz de realizar misiones de manera autónoma. En primer lugar la configuración por lo general se distingue entre vehículos de ala fija o vehículos de ala rotativa, los cuales son preferidos para la mayoría de aplicaciones debido a la capacidad



de realizar vuelos estacionarios.

Relativo al piloto automático y a la estación de control en tierra existen diferentes opciones comerciales y formas de comunicar el vehículo aéreo no tripulado con una estación de control, uno de ellos es ArduPilot, un proyecto de software libre que permite convertir un drone en un sistema completo de vuelo autónomo. Este sistema permite el manejo de diferentes plataformas para la ejecución de vuelos simples, hasta lograr planear trayectorias mediante un software de estación en tierra (Mission Planner) y manejar diferentes tipos de carga útil como cámaras y sistemas de mapeo por nubes de puntos.

A través de este trabajo se construye un vehículo aéreo no tripulado de tipo quadrotor en configuración Equis, se busca también crear una referencia que simplifique la selección de componentes de un vehículo aéreo no tripulado multirotor y que al mismo tiempo permita estimar la potencia, eficiencia y autonomía de vuelo. De esta manera, el diseñador puede enfocarse en resolver otros problemas teniendo la seguridad de que utiliza la mejor combinación de hélices, motores y baterías disponibles

PROBLEMÁTICA ACTUAL

El término “Vehículo Aéreo no tripulado” (VANT) o Drone se emplea para designar al conjunto de aeronaves que no llevan tripulantes a bordo y cuyo control es remoto o autónomo. Este tipo de aeronaves comprende desde aviones hasta helicópteros de uno o más rotores impulsados por motores eléctricos o de combustión. Como muchas otras invenciones revolucionarias, estas aeronaves tuvieron sus inicios dentro del ámbito militar. Sin embargo, desde el año 2000, se ha dado una creciente popularización de los VANT impulsada por una serie de mejoras técnicas y drástica reducción de precios en los diversos componentes usados en estos vehículos. Esto ha permitido su popularización como juguetes y herramientas para investigación. (Pounds, 2007).

La principal ventaja aparente de los VANT es su capacidad de ejecutar misiones sin necesidad de exponer a un piloto humano. Este fue el principal impulso para su desarrollo en aplicaciones militares como reconocimiento y despliegue de ataque aéreos. Por otro lado, el avance de la tecnología permitió la miniaturización de diversos componentes, con lo que se pudo diseñar VANTs a menores escalas que sus versiones tripuladas, con las ventajas que esto conlleva. Entre estas se puede mencionar una gran reducción de costos de fabricación y operación, mayor eficiencia, facilidad de despegue (no se requiere una gran pista de aterrizaje o permisos especiales) y obviamente portabilidad.



Por tal motivo, los VANT han empezado a ser usados de manera intensiva en tareas que antes solamente se realizaban con aviones o helicópteros tripulados tales como fotografía aérea, fotogrametría, vigilancia aérea, conservación de fauna y flora, evaluación de desastres, agricultura de precisión, inspección de estructuras altas como chimeneas o torres de alta tensión, entre otras (Brito, 2009).

Dentro de los tipos de VANT, los multirotores han ganado popularidad en los últimos años debido a la gran versatilidad que ofrecen. Por un lado, tienen la capacidad de mantenerse en un punto fijo y despegar/aterrizar de manera vertical (Vertical Take Off and Landing – VTOL) tal como lo hacen los helicópteros. Por otro, son mecánicamente simples debido a que sus hélices son rígidas (no tienen un plato mecánico como en los helicópteros) por lo que los multirotores son mecánicamente más robustos y requieren menos mantenimiento.

Las hélices de estos multirotores pueden ser más pequeñas que las utilizadas en un helicóptero debido a que en conjunto pueden generar el mismo empuje. Esto permite que sean más compactos y que puedan trabajar en espacios más confinados. Sin embargo, esta disminución en el tamaño de las hélices reduce la eficiencia aerodinámica. Por tal motivo, es de suma importancia optimizar el diseño para minimizar este inconveniente

En los últimos años han aparecido diversos fabricantes de vehículos aero no tripulados, especialmente del tipo multi-rotor. Los modelos disponibles se ofrecen con características muy generales, de manera que estos puedan abarcar el mayor porcentaje del mercado. Sin embargo, el punto de operación está definido por el tipo de carga que el usuario final instalará en el VANT. Esto implica que no siempre este modelo trabajará en su punto de operación óptimo, lo que lleva a plantear cual sería el diseño más óptimo para determinado tipo de carga, bajo determinadas condiciones de operación.

Lo anteriormente mencionado, ha tenido como causa que los dispositivos aero no tripulados de tipo quadrotor vienen hoy por hoy con un diseño generalizado adoptando la tecnología de diversos fabricantes lo que ha ocasionado que los mismos no obtengan una vida útil definida por sub o sobre utilización de su capacidad de vuelo y carga pre determinada, esto adicionalmente se manifiesta en choques de la aeronave, vuelos de baja calidad y baja trayectoria, entre otros aspectos

Desde el origen de la robótica se lleva buscando obtener robots con capacidades que ayuden a la raza humana en situaciones adversas, situaciones fuera del alcance del cuerpo humano o en su defecto situaciones peligrosas para el mismo. Últimamente, a causa de la facilidad de conseguir las herramientas para construir robots aéreos, se ha generado un gran



interés en este área de la robótica, entre ellos hay un rama denominada quadcopter o quadrotor. Un quadcopter es un helicóptero de 4 motores.

Dichos motores están dirigidos hacia arriba en una formalización cuadrada, siempre con la misma distancia al centro de masas del quadcopter. Esta plataforma se controla ajustando las velocidades angulares de los motores, que se hacen girar mediante motores eléctricos. Este tipo de robots son usados en vigilancia, búsqueda, inspección en la construcción, entre otros.

Los quadcopter aportan una serie de ventajas muy útiles para este tipo de tareas mencionadas anteriormente. Al ser un “Unmanned Aerial Vehicle”(UAV), en caso se estrellarse a causa de fenómenos medioambientales adversos, los daños serian materiales y al ser eléctricos, la posibilidad de provocar un incendio serian mínimas. Otra ventaja es la capacidad de estos robots de permanecer estacionarios en vuelo, y con ello obtener imágenes nítidas.

Ya que dichos sistemas serian implementados en los bosques, donde no se pueden disponer de extensas zonas donde despegue un UAV de tipo avión, el uso de quadcopter consigue minimizar el impacto medioambiental a la hora de integrarlos en la protección de los bosques. Con los robots de tipo UAV se pretende solventar la carencia del ser humano de poder ver a simple vista extensas zonas, de detectar temperaturas altas entre la densidad de los bosques o controlar zonas donde el incendio está activo y poder informar de la posición del fuego a corta distancia sin correr peligro personas.

METODOLOGÍA DE LA INVESTIGACIÓN

Para Miró (1999); “El objetivo de la investigación descriptiva consiste en llegar a conocer las situaciones, costumbres y actitudes predominantes a través de la descripción exacta de las actividades, objetos, procesos y personas” (p. 37). Por lo que el investigador es más que un tabulador de datos, sino que cada información será importante para plantear sus hipótesis o teorías, analizar los resultados y extraer generalizaciones significativas que contribuyan al conocimiento.

Por otra parte se cataloga dentro de los estudios transaccionales descriptivos, debido a que se estudia un evento en un único momento. (Hurtado; 2000) ; a su vez autores como Hernández y otros (2003), señalan que este tipo de diseño se realiza sin manipular la variable, se observa tal y como se presenta en el contexto natural para después analizarlos, es más cercano a la realidad estudiada. En base a lo anteriormente dicho esta investigación se considera descriptiva ya que detalla el proceso de construcción, calibración y funcionamiento del vehículo aéreo no tripulado de tipo quadrotor, dejando una documentación detallada de este proceso.



Así mismo la presente investigación se enmarca de tipo proyectiva. Según Hurtado (2000), “consiste en la elaboración de una propuesta o de un modelo, como solución a un problema o necesidad de tipo práctico, ya sea de un grupo social, o de una institución, en un área particular del conocimiento, a partir de un diagnóstico preciso de las necesidades del momento, los procesos explicativos o generadores involucrados y las tendencias futuras”. (p.325)

La investigación proyectiva es una modalidad de la ciencia determinada por el propósito de elaborar propuestas susceptibles de ser llevadas a feliz término. Constituye una de las modalidades de la investigación, de singular importancia, dada la necesidad que siempre existe de proponer soluciones a problemas, así como también por el reclamo de creadores, promotores e innovadores de contar con formas científicas así como académicas que les permitan comprometerse con iniciativas que amparen su creatividad y propósito de originalidad. En base a esto, se consideró proyectiva ya que se enmarca en los modelos propositivos en función al desarrollo de un vehículo quadrotor, caracterización y modelado de trayectorias trazadas para fines de investigación y desarrollo.

Según Arias (1999, 48) la investigación experimental es un proceso que consiste en someter a un objeto o grupo de individuos a determinadas condiciones o estímulos, para observar los efectos producidos. Para Ramírez (2004), la investigación experimental estudia los fenómenos en contextos artificiales, esto debido a que las condiciones de experimentalidad de la investigación, supone la manipulación de variables. Esta es precisamente la diferencia básica con otros tipos de investigaciones. El control se expresa en dos actividades concretas: por una parte, el control ejercido por el investigador sobre la variable independiente o experimental, y por otra, el control que el investigador tiene sobre aquellas variables que no están sometidas a investigación, pero que pueden influir sobre la variable dependiente (Variable interviniente).

Recibe este nombre la investigación que obtiene su información de la actividad intencional realizada por el investigador y que se encuentra dirigida a modificar la realidad con el propósito de crear el fenómeno mismo que se indaga, y así poder observarlo. Hurtado (2000). En función de lo anteriormente planteado, la investigación se considera Experimental ya que se estudia el fenómeno a partir del desarrollo de una plataforma aérea de quadrotor así como la manipulación del mismo a través de pruebas en tiempo real y monitoreo localizados a partir de mapas y coordenadas espaciales respectivamente.

Afirma lo anterior Montgomery (1993) el cual define literalmente el experimento como “... una prueba o ensayo,” (p. 1) en la que es posible manipular deliberadamente una o más variables independientes para



observar los cambios en la variable dependiente en una situación o contexto estrictamente controlado por el investigador. Basado en lo anterior, dentro de la presente investigación, el quadrotor se manipulara a partir de variables de entrada como el empuje, alabeo, guiñada y cabeceo para obtener una respuesta de salida como la posición y velocidad, las cuales estarán estrictamente relacionadas directamente proporcional respectivamente,

RESULTADOS DE LA INVESTIGACIÓN

El prototipo construido en esta investigación es una plataforma aérea no tripulado de tipo quadrotor en configuración Equis (X), a partir de este concepto se describe su comportamiento para luego establecer sus parámetros y requerimientos de construcción, etapa necesaria para la selección de sus componentes de forma óptima y dar como resultado la construcción del prototipo experimental de vuelo.

Fase I. Comportamiento de un v hculo aéreo no tripulado de tipo quadrotor

El comportamiento de un sistema proporciona una descripción de su modelado matemático. El comportamiento de vuelo de un quadrotor está determinado por las velocidades de cada uno de los cuatro rotores, ya que varían en armonía, o en oposición entre sí. Por lo tanto, en base a sus entradas, una representación matemática del sistema se puede utilizar para predecir la posición y orientación del quadrotor.

Antes de entrar en las ecuaciones de cinemática y dinámica del quadrotor, es necesario especificar los sistemas de coordenadas adoptados y marcos de referencia, así como las transformaciones que se llevan a cabo entre los diferentes sistemas de coordenadas. El uso de diferentes marcos de referencia ayuda a identificar la ubicación y la actitud del quadrotor en seis grados de libertad (DOF 6).

Por ejemplo, con el fin de evaluar las ecuaciones de movimiento, se utiliza un sistema de coordenadas unido al quadrotor (Marco de referencia del Vehículo). Sin embargo, las fuerzas y momentos que actúan sobre el quadrotor, junto con los valores de los sensores de la unidad de medición inercial (IMU), se valoran con referencia al cuerpo o fuselaje del v hculo (Marco de referencia del Cuerpo). Por último, la posición y la velocidad del quadrotor se evalúan utilizando mediciones GPS con respecto a un sistema inercial situado en la estación de base.

Los tres principales marcos de referencia se adoptan, como se muestra en la Figura 1:

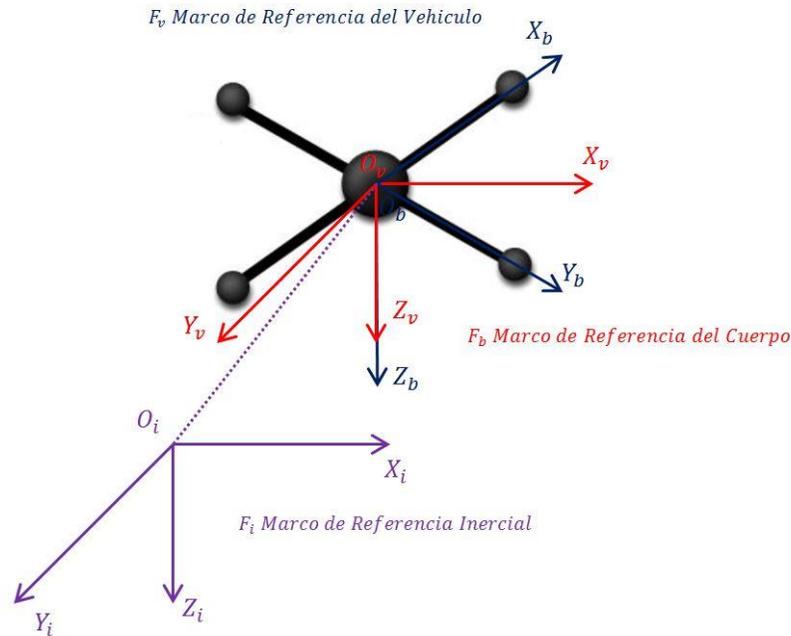


Figura 1. Marco de Referencia del Cuerpo, Vehículo e Inercial.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

El marco de referencia del cuerpo $\mathcal{F}_b = (\vec{x}_b, \vec{y}_b, \vec{z}_b)$ con su origen situado en el centro de gravedad (COG) del quadrotor, y sus ejes alineados con la estructura quadrotor tal que el eje \vec{x}_b está a lo largo del brazo con el motor delantero, el eje \vec{y}_b está a lo largo del brazo con el motor a la derecha, y el eje $\vec{z}_b = \vec{x}_b \times \vec{y}_b$, donde \times denota el producto cruz.

El marco de referencia del vehículo, $\mathcal{F}_v = (\vec{x}_v, \vec{y}_v, \vec{z}_v)$ es el sistema inercial con el origen situado en el centro de gravedad del quadrotor. El marco de referencia del vehículo tiene dos variantes, \mathcal{F}_ψ y \mathcal{F}_θ . \mathcal{F}_ψ Es el marco de referencia del vehículo, \mathcal{F}_v gira alrededor de su eje \vec{z}_v por un ángulo ψ de modo que \vec{x}_v y \vec{y}_v están alineados con \vec{x}_b y \vec{y}_b respectivamente. \mathcal{F}_θ Es de \mathcal{F}_ψ el marco rotado sobre su eje \vec{y}_v , por un ángulo de cabeceo θ tales que \vec{x}_θ y \vec{z}_θ están alineados con \vec{x}_b y \vec{z}_b respectivamente.

El sistema de referencia inercial, $\mathcal{F}_i = (\vec{x}_i, \vec{y}_i, \vec{z}_i)$ es un sistema de coordenadas tierra-fijo donde el origen se encuentra en el suelo, por ejemplo, en la estación base. Por convención, los puntos del eje x se indican hacia el norte, los puntos del eje y hacia el este, y los puntos del eje z hacia el centro de la tierra.

Las matrices de traslación y rotación se utilizan para transformar de un marco de referencia de coordenadas en otro marco de referencia deseado. Por ejemplo, la transformación de \mathcal{F}_i a \mathcal{F}_v proporciona el vector de



desplazamiento desde el origen del sistema de referencia inercial al centro de gravedad (COG) del quadrotor. Además, la transformación de \mathcal{F}_v a \mathcal{F}_b es de naturaleza giratoria, produciendo de este modo los ángulos de balanceo, cabeceo y guiñada. La notación general es tal que la matriz de rotación $R_{\mathcal{F}_1}^{\mathcal{F}_2} \in R^{3 \times 3}$ mapea una trama dada \mathcal{F}_1 a otro marco \mathcal{F}_2 .

Comportamiento Cinemático.

El comportamiento cinemático constituye una forma de medir y cuantificar el movimiento del cuerpo del quadrotor en el espacio, donde la posición y el ángulo del quadrotor vienen dado por el movimiento de la aeronave.

Posición: marco de referencia de la posición espacial del quadrotor en coordenadas (X, Y, Z) expresadas en metros.

Velocidad de traslación: muestra con qué rapidez se mueve en forma traslacional el quadrotor en un rango de coordenadas (X, Y, Z), expresado en metros por segundo.

 ngulos de Euler: indica el movimiento en grados del cuerpo del quadrotor centrado en un marco de referencia (X, Y, Z), expresados en grados.

Velocidad angular: demuestra con qué rapidez se mueve en forma angular el quadrotor, dentro de los ángulos de Euler, expresado en grados por segundos.

Comportamiento Dinámico

El movimiento del quadrotor se controla mediante variaciones en la velocidad de giro de 4 motores eléctricos, generalmente sin escobillas (brushless). La velocidad angular de giro de un motor define la fuerza de empuje vertical del mismo. Por lo tanto, para que un quadrotor ascienda o descienda se debe aumentar o disminuir la velocidad de rotación de los 4 motores simultáneamente. Combinando diferentes velocidades de giro en cada uno de los motores se logra controlar los movimientos de rotación y traslación del quadrotor.

Esta velocidad de giro determina el par de rotación reactiva de la aeronave con respecto al rotor (par de rotación de la aeronave en sentido contrario al giro del rotor); combinando el par reactivo de los 4 rotores es posible hacer rotar o detener la rotación de la aeronave sobre su eje vertical. La forma en que los motores deben girar depende de la configuración de la estructura.

El movimiento de traslación de quadrotor requiere la inclinación de la plataforma hacia el eje deseado. Por lo tanto, similar a los helicópteros tradicionales, el movimiento de rotación y traslación están acoplados.

Básicamente, el cambio de la velocidad de un motor puede causar un movimiento en tres grados de libertad (DOF). Esta es la razón que permite que el quadrotor pueda ser controlado por cuatro entradas y tener 6 DOF.

A continuación se representan los principales movimientos del quadrotor, donde se pueden ver los motores que giran con mayor velocidad representados con flechas mayores. Y cómo, al aumentar la velocidad, aumenta la fuerza de empuje vertical en determinados motores y se consiguen los movimientos deseados:

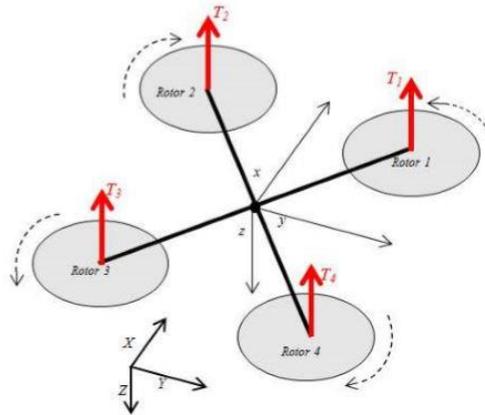


Figura 2. Visualización del empuje de quadrotor.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Empuje en dirección vertical: (Figura. 2) se produce por la suma de todas las fuerzas de los rotores. El cambio de la velocidad de rotación de los cuatro rotores genera una aceleración vertical.

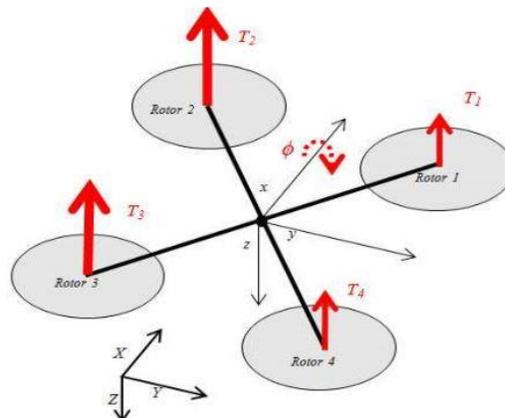


Figura 3. Visualización del movimiento de Balanceo.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Balaceo: movimiento de rotación sobre el eje X. Su variación permite desplazar el quadrotor hacia la derecha o la izquierda (Figura 3).

Cabeceo: movimiento de rotación sobre el eje Y. Su variación permite desplazar el quadrotor hacia delante o detrás (Figura 4).

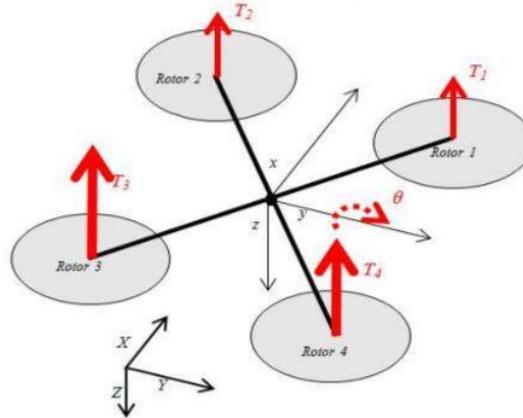


Figura 4. Visualización del movimiento de Cabeceo.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Guiñada: movimiento de rotación sobre el eje Z. Su variación permite rotar el quadrotor hacia la derecha o la izquierda (Figura 4).

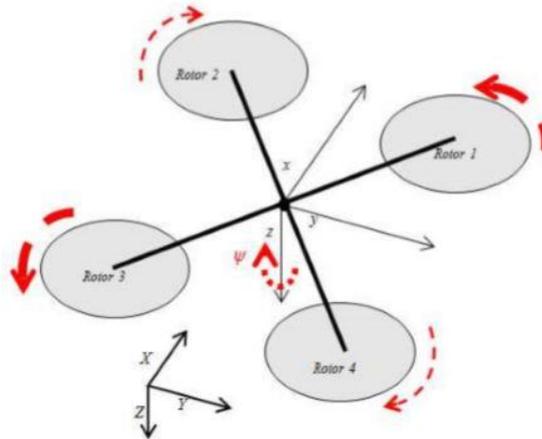


Figura 5. Visualización del movimiento de Guiñada.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Fase II. Requerimientos de un vehículo aéreo no tripulado de tipo Quadrotor.

Esta fase comienza con la lista de parámetros y requerimientos para el diseño del prototipo del vehículo aéreo no tripulado tipo quadrotor, teniendo en cuenta variables como la capacidad de carga, condiciones ambientales



estimadas de operación, dimensiones, peso máximo y costos. Cada uno de los requisitos ha sido fundamentado en base a la información extraída de la bibliografía. Luego, se propone un diseño preliminar a fin de estimar el peso de la estructura mecánica, dato fundamental para el cálculo y selección del sistema de propulsión.

Parámetros

- a) **Dimensiones:** El prototipo a ero sin las hélices debe caber en un diámetro de 800 mm. Esto responde a la necesidad de trabajar en espacios confinados de manera menos intrusiva que sus contrapartes tripuladas. Por otro lado, también se responde a la necesidad de portabilidad que permita transportar la aeronave en un automóvil. El tiempo de asentamiento
- b) **Masa de la Estructura:** Tendr  un peso máximo de 1500 g considerando todos los dispositivos necesarios para la operación del prototipo. Estos 1500 g no incluyen el peso extra que la plataforma de vuelo puede cargar. Este límite ha sido establecido para que una sola persona lo pueda transportarlo con facilidad.
- c) **Capacidad de carga:** El peso máximo de la carga a transportar será máximo de 500 g con dimensiones que no excedan los 20x20x20 cm. La carga fue considera en función al peso promedio de una cámara digital compacta cuyo peso oscila en los 300 g y agregando un factor de seguridad en caso se requieran accesorios adicionales. Otros sensores suelen tener pesos similares e incluso inferiores debido a que las nuevas tecnologías han permitido reducir el tamaño y peso de estos. Las dimensiones máximas responden a una limitación aerodinámica. Un objeto de un gran volumen puede generar excesivo arrastre aerodinámico en el vehículo a ero no tripulado.
- d) **Autonomía de vuelo:** Se espera que la unidad pueda tener una autonomía de vuelo superior a los 15 minutos por recarga de batería. El tiempo se estimó en función al tiempo que demora en subir (2 minutos), tomar mediciones (10 minutos) y regresar de manera segura (2 minutos). Siempre es recomendable tener paquetes de baterías extras para realizar el cambio inmediato y continuar con las operaciones.

Cuadro 2.
Resumen de Parámetros del Vehículo a ero no tripulado de tipo quadrotor.

�tem	Requerimiento	Detalle
a	Dimensiones	Longitud máxima diagonal entre ejes 800 mm.
b	Masa	Peso máximo 1500 g.
c	Modalidad de Vuelo	Capaz de posicionarse en una posición fija en el aire. Despegue y aterrizaje en lugares estrechos.
d	Capacidad de carga	Máximo: 300 g.
e	Autonomía de Vuelo	Mínimo: 15 min.

Fuente: Elaboración Propia (2016)



Requerimientos

Se mencionan los diversos requerimientos para el vehículo aéreo no tripulado de tipo quadrotor fundamentando cada uno de estos desde una perspectiva técnica, funcionalidad, ergonómica y económica.

- (a) **Modalidad de vuelo:** El Vehículo aéreo no tripulado debe tener la capacidad de mantenerse en el aire en un punto fijo a fin de poder tomar imágenes o mediciones. Además debe ser capaz de aterrizar y despegar en lugares estrechos sin necesidad de una pista de aterrizaje.
- (b) **Replicable:** El diseño debe ser replicable, es decir, debe utilizar componentes comercialmente disponibles o cuya fabricación facilite su producción en serie de manera económica.
- (c) **Resistencia a impactos y caídas:** El vehículo aéreo no tripulado contará con un tren de aterrizaje que podrá soportar un impacto de al menos 20 cm en caída libre (sin asistencia de los motores). Este requerimiento responde al hecho de que en ocasiones el quadrotor no siempre aterrizará de manera suave debido a las condiciones ambientales adversas. Las otras partes del quadrotor no contemplan su diseño para resistir impactos, por lo que el usuario debe tomar las precauciones necesarias y manipular con cuidado la unidad.
- (d) **Resistencia mecánica de la estructura:** Un quadrotor es una aeronave que trabaja utilizando motores que rotan a alta velocidad. Por tal motivo, este funcionará en permanente vibración. La estructura y sujeciones deben estar preparados para tales condiciones de trabajo.
- (e) **Facilidad de acceso de componentes internos:** Previo a cada vuelo se requiere acceder al computador de vuelo del quadrotor a fin de calibrar los sensores y grabar la ruta de vuelo. Por otro lado, las baterías deben ser reemplazadas en cada vuelo. Por tales motivos, es necesario tener un fácil acceso a estos componentes para agilizar los preparativos iniciales previos al despegue.
- (f) **Simplicidad mecánica:** Se busca un sistema mecánico el cual sea económico y fácil de mantener. Esto permite tener un sistema más robusto cuyo mantenimiento se realiza en menor tiempo y con menor cantidad de repuestos. Además, el tiempo para capacitar al personal de mantenimiento se reduce.
- (g) **Capacidad de vuelo autónomo (Opcional):** Un quadrotor tiene una gran variedad de variables de control. Incluso los pilotos experimentados pueden llegar a tener problemas en generar trayectorias definidas cuando existen variaciones en la dirección y velocidad del viento. Por tal motivo, como condición opcional se desea que el sistema sea capaz de volar por trayectorias predefinidas de manera autónoma.

Cuadro 3.
Resumen de Requerimientos del Vehículo aéreo no tripulado de tipo quadrotor

Ítem	Requerimiento	Detalle
a	Replicable	Debe utilizar componentes comercialmente disponibles.
b	Resistencia a impactos y caídas	El tren de aterrizaje debe soportar impactos en caída libre hasta de 20 cm de altura. Los otros componentes no contemplan esta resistencia.
c	Resistencia mecánica de la estructura	Contemplar condiciones de vibración permanente.
d	Facilidad de acceso de componentes internos	Fácil acceso a la computadora de vuelo y baterías.
e	Simplicidad Mecánica	Menor costo del prototipo en general y menor costo de mantenimiento.
f	Capacidad de vuelo autónomo (opcional)	Es deseable que la plataforma aérea no tripulada se pueda operar de manera autónoma, sin intervención del piloto.

Fuente: Elaboración Propia (2016)

Fase III. Diseño del prototipo de un vehículo aéreo no tripulado de tipo quadrotor

En esta fase se toman decisiones sobre diversos aspectos en la estructura del vehículo aéreo no tripulado de tipo quadrotor. En cada ítem se escoge una alternativa en función a los requerimientos. Los ítems posteriores están influenciados por los anteriores, por lo que han sido ordenados de manera jerárquica en función de su repercusión en el diseño final. Este conjunto de decisiones permite elaborar el diseño preliminar que sirve de base para la ingeniería de detalles, que incluye la selección de los componentes, tales como motores, hélices, baterías y electrónica de control. A continuación se muestra una figura que muestra un resumen de la metodología seguida para este proceso.

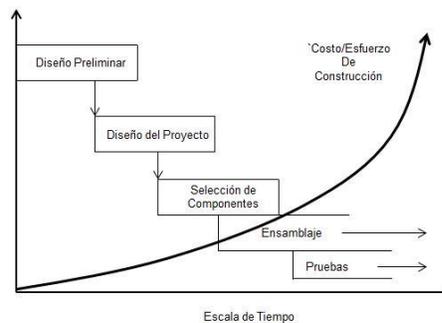


Figura 6. Proceso de Diseño
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Diseño Preliminar

En esta fase inicial, el diseño se concentró en establecer la viabilidad del concepto vehículo aéreo no tripulado tipo quadrotor como plataforma para el diseño y construcción del prototipo. Una vez analizadas las opciones existentes en las configuraciones básicas de los quadrotores, en lo referente a su facilidad de diseño, construcción, programación de control, orientación del vehículo, manejo de carga y el campo visual para cámaras fotográficas durante el vuelo, se tabularon estas condiciones en la Tabla 4, y se valoraron por puntos según su nivel de complejidad.

Cuadro 4.
Condiciones iniciales del Diseño.

Configuración	Cruz(+)	Equis(X)
Diseño	***	***
Construcción	***	***
Programación de Control	***	****
Orientación de Vuelo	**	***
Manejo de Carga	****	***
Campo Visual para Cámara	****	***

(*) Muy Fácil (**) Fácil (***) Complejo (****) Muy Complejo

Fuente: Elaboración Propia (2016)

Teniendo en cuenta la ponderación de estas condiciones, fue escogido el diseño de la configuración en cruz como plataforma para diseñar y construir la estructura del quadrotor propuesto.

Cuadro 5.
Características Básicas del Diseño.

Clasificación	Quadrotor Experimental
Configuración	Equis (X)
Tipo de Estructura	Abierta
Aplicación	Académica

Fuente: Elaboración Propia (2016)

Una vez estudiadas las características físicas del fuselaje o estructura física del quadrotor se procede hacer el análisis de los componentes que conforman el sistema propulsor y su electrónica de navegación. Para maximizar el empuje y aprovechar de la forma más adecuada el espacio que puede ocupar el prototipo se decide por una hélice de diámetro 12 pulgadas. A partir de esta apreciación se van a ir eligiendo los demás módulos.

Es difícil simular el comportamiento que tendrá el quadrotor una vez se tenga el diseño, la distinta combinación de los componentes ha de ser la adecuada para poder obtener la mayor eficiencia. Existen numerosas fórmulas para obtener los datos de comportamiento a partir de las especificaciones de los componentes.

No obstante, existe una herramienta de gran utilidad que combina el cálculo conjunto de todas ellas y nos da una visión aproximada del comportamiento final del quadrotor introduciendo los parámetros de los distintos módulos. Esta herramienta se conoce como eCalc, y es un servicio web desarrollado por Markus Mueller de forma gratuita en sus comienzos, siendo actualmente de pago.

La herramienta a través de una interfaz muy intuitiva permite seleccionar los distintos módulos mediante listas desplegables con modelos de su base de datos, o bien encontrar un módulo propio seleccionando sus características más importantes. La elección de los módulos se reduce a los más importantes que componen la aeronave y tienen que ver en su rendimiento final, siendo estos: batería, variador, motor y hélice. Además, se pueden seleccionar las condiciones del entorno de vuelo, así como el peso de los demás componentes electrónicos y la estructura para poder obtener unos cálculos precisos de funcionamiento.

General	Refrigeración del Motor: buena	Nº de rotores: 4 simple	Peso del modelo: 1350 g 47.6 oz	con Motorización	Tamaño del armazon: 650 mm 25.59 inch	Límite de inclinación de la FCU: sin límite	Altura del campo: 500 m ASL 1640 ft ASL	Temp. aire: 25 °C 77 °F	Presión (QNH): 1013 hPa 29.91 inHg
Celdas batería	Tipo (Cont. / max. C) - nivel de carga: LiPo 5000mAh - 20/30C	Configuración: 3 S 1 P	Capacidad por celda: 5000 mAh	Capacidad Total: 5000 mAh	Resistencia: 0.0045 Ohm	Voltaje: 3.7 V	capacidad C de descarga: 20 C continua 30 C de pico	Peso: 131 g 4.6 oz	
Variador	Tipo: max 30A	Corriente constante: 30 A	Corriente máxima: 30 A	Resistencia: 0.008 Ohm	Peso: 40 g 1.4 oz				
Motor	Fabricante - Tipo (KV): Tiger Motor MT3508-25F (650)	KV (w/o torque): 650 rpm/V	Corriente sin hélice: 0.2 A @ 10 V	Límite (hasta 15s): 200 W	Resistencia: 0.155 Ohm	Longitud caja: 24 mm 0.94 inch	nº Polos mag.: 14	Peso: 70 g 2.5 oz	
Hélice	Tipo de hélice: APC SlowFly SF	Diámetro: 12 inch	Paso: 3.8 inch	número de palas: 2	Const. de Potencia/Empuje: 1.11 / 1.0	Gear Ratio: 1 : 1	Calcular		

Figura 7. Pantalla selectora de componentes.

Fuente: Elaboración Propia (2016)

La herramienta eCalc devuelve la información del comportamiento de la aeronave dividida en diferentes categorías, en primer lugar, se pueden observar los datos de la batería que sirve para hacerse una idea de la autonomía de vuelo del quadrotor en diferentes modos de vuelo. A continuación, se aprecia el comportamiento del motor cuando éste se encuentra a eficiencia óptima, es decir, cuando aprovecha de forma más adecuada la energía provista por las baterías.

También se pueden ver datos del funcionamiento del motor cuando el acelerador se sitúa en el máximo, útil saber la temperatura y la potencia que debe entregar la batería en este estado. De igual forma se devuelven los datos de rendimiento del quadrotor cuando éste mantiene un vuelo estacionario, mención especial en este apartado es el porcentaje de acelerador que hay que fijar para mantener la aeronave en suspensión, no debe ser superior al 65 % ya que de otra forma se estaría cercano al límite de potencia que genera el quadrotor solo para mantener el vuelo. Devuelve, a su vez, un estudio de la potencia recibida por los motores así como la corriente que circula para poder hacer la mejor selección de los cables y circuitería a utilizar.

Se puede observar un resumen de pesos de la aeronave según los datos introducidos, también devuelve la información de la carga adicional que podría soportar el diseño seleccionado.

Observaciones:

Batería	Motor a eficiencia óptima	Motor al Máximo	Motor @ Hover	Motorización Total	Multicóptero	
Carga:	6.24 C	Corriente: 3.82 A	Corriente: 7.81 A	Corriente: 3.22 A	Peso de la Motorización: 916 g	Peso total: 1350 g
Voltaje:	10.68 V	Voltaje: 10.88 V	Voltaje: 10.62 V	Voltaje: 10.90 V	32.3 oz	47.6 oz
Tensión nominal:	11.10 V	Revoluciones*: 6673 rpm	Revoluciones*: 6046 rpm	Revoluciones*: 4040 rpm	Empuje-Peso: 1.8 : 1	máximo peso adicional: 690 g
Capacidad:	5000 mAh	Potencia eléctrica: 39.4 W	Potencia eléctrica: 82.9 W	Acelerador (log): 53 %	Corriente en estacionario: 12.87 A	24.3 oz
Energía:	55.5 Wh	Potencia mecánica: 35.1 W	Potencia mecánica: 70.8 W	Acelerador (lineal): 65 %	Pot(entrada) en estacionario: 142.9 W	inclinación máxima: 49 °
Tiempo de vuelo:	9.6 min	Eficiencia: 89.1 %	Eficiencia: 85.4 %	Potencia eléctrica: 35.1 W	Pot(salida) en estacionario: 119.4 W	velocidad máxima: 22 km/h
tiempo medio de vuelo:	14.9 min		Temperatura ext.: 32 °C	Potencia mecánica: 29.8 W	Eficiencia en estacionario: 83.5 %	13.7 mph
Tiempo de vuelo estacionario:	19.8 min		90 °F	Eficiencia: 85.0 %	Corriente al máximo: 31.22 A	Trepada estimada : 3.1 m/s
Peso:	383 g			est. Temperatura: 28 °C	Potencia(entrada) al máximo: 346.6 W	610 ft/min
	13.9 oz			82 °F	Potencia(salida) al máximo: 283.2 W	Fallo del motor: 
				Empuje específico: 9.62 g/W	Eficiencia al máximo: 81.7 %	
				0.34 oz/W		

Figura 8. Pantalla de datos de la simulación de componentes.

Fuente: Elaboración Propia (2016)

Por último se observa una gráfica con datos del comportamiento de diferentes parámetros del quadrotor en función de la corriente que entrega la batería, que indica donde se sitúa el límite de funcionamiento a partir del cual podría ser peligroso y podría dañar los circuitos del aparato. Mencionar que los datos de esta herramienta no son exactamente precisos, sirve para hacerse una idea general de la combinación de los módulos seleccionados,

es una guía para intuir si el diseño propuesto es viable, los datos reales solo podrán verse una vez montado el quadrotor. El programador no ofrece ninguna garantía y propone una precisión que ronda un $\pm 10\%$, por lo que no se debe confiar ciegamente en esta herramienta y tener en cuenta, además, los datos proporcionados por los fabricantes y la experiencia de otros diseños.

Fase IV. Seleccionar los componentes para el desarrollo del prototipo de un vehículo aéreo no tripulado de tipo quadrotor.

A la hora de elegir los distintos módulos que compondrán el diseño del quadrotor habrá que tener en cuenta una serie de aspectos como precio, características, disponibilidad, país de origen, entre otros.

Motor: Se elige el motor de la compañía Tiger Motor, concretamente el modelo MN3506. Este motor es el adecuado a la hora de manejar las hélices para que giren a la velocidad adecuada para conseguir el impulso deseado. Posee una constante de velocidad (Kv) de 650 y un consumo reducido que redundará en el tiempo de vuelo.

Poseen un sistema de auto-refrigeración patentado que permiten enfriar el motor mientras éste está rotando. Permitirá una seguridad adicional que prevenga en el sobrecalentamiento de la carcasa del mismo que redundará en durabilidad y mejora de funcionamiento. El material de fabricación de estos motores es de alta calidad que redundará en el precio, no obstante poseen una mayor vida de funcionamiento que evita reemplazar los mismos a menudo.

El motor es altamente resistente al agua y al polvo. Por lo que en condiciones de alta humedad y lluvia, así como zonas más áridas tendrá una respuesta adecuada y se evita encapsularlos con dicho objetivo. Las dimensiones del motor seleccionado entran dentro de los requisitos para el diseño de este proyecto, con un diámetro de 41.5 mm y una altura de 23.2 mm. El motor MN3506 es un motor outrunner que posee un total de 12 polos en el bobinado interior del mismo y 14 polos en los imanes de la carcasa exterior. Esta combinación se aplica en diseños que requieran de un elevado torque.



Figura 9. Motor MN3506.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Hélices: A continuación se verán las características de la hélice seleccionada. Debido a cuestiones de compatibilidad se elige de la misma marca que el motor que nos ofrece doce (12) pulgadas de diámetro. La hélice seleccionada es de plástico de 3.8 pulgadas de paso (pitch), al ser del mismo proveedor encaja a la perfección con el motor MN3506 visto anteriormente. La hélice posee una alta resistencia, es muy ligera debido al diseño hueco que incorpora, lo cual prolonga el tiempo en vuelo y permite al motor girar a las revoluciones adecuadas con menor consumo.



Figura 10. Hélices 12x3.7
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Batería: La batería elegida es de 3S (3 celdas), 11.1 Voltios y de 5000mA de la marca Traxxas, fabricante de baterías de alto rendimiento y excelente calidad.



Figura 11. Batería de Lipo 5000mA.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Variador de Velocidad: A continuación se elige el variador que controlará los motores, por cuestiones de compatibilidad y mejora de rendimiento colectivo se decide seleccionar un variador de la misma marca que los motores, Tiger Motor, que dispone de una amplia gama donde elegir todos ellos de una alta calidad y completamente programables.

El variador elegido debe ser capaz de soportar la corriente que circula por cada motor a máximo funcionamiento, como se ha visto en la simulación este valor ronda los 20 Amperios, para dejar un margen de seguridad el variador que incorporará la aeronave debe ser capaz de controlar 30 Amperios.

Por cuestiones de ahorro de peso el modelo elegido sería el T30A perteneciente a la empresa Tiger Motor, el cual nos permite el control de los

motores de la manera más eficaz y con la incorporación del sistema optoacoplador que evita interferencias electromagnéticas.

Este variador posee las características adecuadas para el correcto control de los motores. Tiene incorporado un sistema de seguridad, que junto con la configuración del controlador de abordaje, permite detener el motor hasta un descenso seguro en caso de bajo nivel de voltaje del sistema de alimentación, sobrecalentamiento y pérdida de la señal de control.



Figura 12. Variador de Velocidad.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Controlador de vuelo: Los dos modelos seleccionados son el perteneciente a la plataforma ArduCopter: PixHawk; y el MultiWii Pro Flight Controller. El primero posee un precio más elevado pero, a su vez, el Hardware tanto del procesador como de los sensores y el GPS incorporado es de mayor calidad y nos ofrecerá mayor precisión a la hora de realizar las medidas con la consecuente mejora de control y estabilidad, dos puntos críticos del diseño propuesto. La diferencia de precio es adecuada a la mejora de calidad y se prefiere sacrificar presupuesto por conseguir unas mejores prestaciones de vuelo.

El controlador PixHawk está diseñado por el equipo de desarrollo PX4 en colaboración con 3DRobotics y ofrece las siguientes características

- Frecuencia de funcionamiento de 168 MHz/252 MIPS (Cortex-M4F).
- 14 salidas para señal PWM o manejo de servos (8 a prueba de fallos y con anulación manual y 6 auxiliares, compatibles con alta potencia).
- Amplia variedad de opciones de conectividad con periféricos (UART, I2C, CAN).
- Entradas de alimentación redundantes y fail-over automático.
- Interruptor de seguridad externo.
- LED multicolor como indicador visual principal.
- Indicador multi-tono de alta potencia.
- Expansión por tarjeta microSD para sesión de vuelo y carga de parámetros.
- Incorporación de IMU (Inertial Measurement Unit) con giroscopio, acelerómetro, magnetómetro y barómetro.



**Figura 13. Controlador de vuelo.
Fuente: Elaboración Propia (2016)**

APM Firmware Ardupilot es un proyecto de software libre desarrollado por la comunidad interesada en dotar de autonomía a los vehículos aéreos no tripulados. El firmware para el manejo de rotores simples y multirrotores es conocido como ArduCopter que está construido basado en las librerías de Ardupilot que se comparten con los proyectos ArduPlane para vehículos de ala fija y ArduRover para vehículos terrestres. Las librerías que son la base del desarrollo del firmware son las siguientes:

- AP_AHRS: Estimar el comportamiento del vehículo.
- APM_RC: Leer los valores de las entradas y escribir las salidas.
- AP_Common: Incluida en todas las librerías.
- AP_Math: Funciones matemáticas útiles para trabajar con vectores.
- RC_channel: Librería para convertir los valores de PWM que se manejan en APM_RC a valores internos de cada plataforma tales como ángulos.
- AC_PID: Librería del control PID.

Fase V. Desarrollo del prototipo de un vehículo aéreo no tripulado de tipo quadrotor.

En esta sección se describirá el proceso de ensamblaje de los componentes electrónicos del sistema, teniendo en cuenta la orientación del sistema de control y los diferentes componentes. Se realizara la debida calibración del quadrotor dando una breve explicación del software empleado para esta tarea.

Ensamblaje.

Brazos del Quadrotor: Son los ejes donde se soportan los motores de un extremo y por el otro se ensamblan al cuerpo central inferior del quadrotor.



Figura 14. Brazos del Quadrotor.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Cuerpo central inferior: Es la placa central de la plataforma aérea donde se ensamblan los brazos del quadrotor que conectan los motores.



Figura 15. Cuerpo Central Inferior
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Placa de distribución de potencia: La placa de distribución de potencia (PDP) permite interconectar todos los componentes electrónicos con la fuente de energía a bordo que por lo general es una batería. Para implementar esta placa que permitiera montar toda la electrónica requerida por el quadrotor. Ver Figura 16.

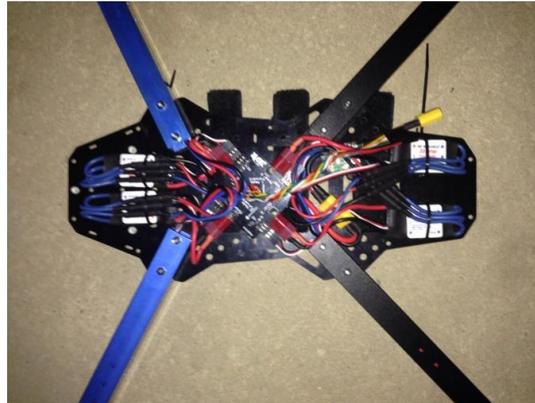


Figura 16. Placa de Distribución de Potencia instalada.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Una placa de distribución se puede conseguir para diferentes tipos de multirrotores, en este caso se implementó una placa con cuatro salidas para los ESC, la conexión de los controladores de velocidad a la placa depende de la configuración del marco. Es necesario verificar que el motor, de acuerdo a la orientación del marco, se está conectando a la correspondiente entrada del PDP. La ventaja de utilizar esta placa es que facilita y organiza la interconexión de los elementos evitando tener malos cableados que pueden inducir a interferencias y caídas de voltaje.

El módulo de potencia es un circuito que regula el voltaje de alimentación que se suministra al piloto automático. Este circuito, además, permite censar corriente y voltaje de modo tal que se pueden configurar acciones cuando se presentan falla en la batería o el sistema de alimentación. En la figura 42 se muestra el módulo de potencia. Este módulo permite manejar baterías hasta de 4 celdas y corrientes inferiores a 90 A.



Figura 17. Modulo de Potencia.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Tren de Aterrizaje: Son las bases de la estructura del quadrotor las cuales fueron ensambladas para soportarlo y como función principal proteger el quadrotor en aterrizajes y caídas bruscas.



Figura 18. Tren de Aterrizaje
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Montaje del controlador: El montaje del sistema de control tiene varias consideraciones que permiten evitar inconvenientes futuros en la realización de las pruebas:

- **Interferencia electromagnética:** La interferencia electromagnética puede ser causante de problemas de control del quadrotor. La mayoría de elementos presentes en el sistema embebido son susceptibles a las fuentes de ruido electromagnético. Las señales de corriente que manejan los ESC pueden generar campos que alteran la medida de sensores como el compás electromagnético y el funcionamiento de otros periféricos del quadrotor. Otra fuente de contaminación electromagnética es la batería, dejar el controlador muy cerca de la batería puede ocasionar que sus sistemas se vean afectados por los campos existentes generados por la circulación de corriente. Las formas de evitar interferencia debido al ruido electromagnético consisten en aislar el controlador de estas posibles fuentes ya sea apartándolo físicamente o incluyendo un sistema que permita aterrizar las señales electromagnéticas por ejemplo una lámina de aluminio conectada a tierra.

En este caso se eligió dejar el control apartado de los sistemas de potencia debido a que se maneja una potencia relativamente baja y el marco permite generar suficiente espacio entre los sistemas de control y las fuentes de interferencia electromagnética.

- **GPS:** El Sistema de posicionamiento con el GPS funciona a partir de un conjunto de satélites que triangulan la señal con el receptor embebido. El acceso de estas señales provenientes desde los satélites, que usualmente son 3, se debe garantizar por lo que no deben existir barreras electromagnéticas que en determinado momento anulen la señal de los satélites o interferencias físicas que limiten la calidad de la señal. Por esta razón se recomienda dejar el sistema de GPS externo libre de cualquier interferencia para asegurar su funcionamiento.

- **Vibraciones:** El manejo adecuado de las vibraciones es necesario en cuanto a que el control se realiza con sensores inerciales que se pueden ver afectados por este aspecto. Por la naturaleza del sistema este se encuentra en constante vibración, las hélices, por ejemplo, son una fuente que induce vibraciones al sistema. Los motores out-runner por su elevado momento de inercia también generan vibraciones en el marco.

Este aspecto se mejora si el controlador se monta sobre un material blando que absorba vibraciones (por ejemplo Espuma) o sobre una plataforma con amortiguadores. Aunque se realicen acciones para disminuir las vibraciones, es necesario verificar la integridad estructural del vehículo debido a que la rigidez del marco es responsable de amplificar o disminuir estas vibraciones. Las hélices al estar sometidas a diferentes fuerzas aerodinámicas y estar en constante rotación provocan vibraciones en el sistema, de esta manera si una hélice se encuentra en mal estado con alguna fisura o desgaste puede incrementar notablemente las vibraciones del sistema.

Conexión de motores y entradas RC: La conexión de los motores a las salidas del controlador se hace desde la placa de distribución de potencia. De allí se obtienen mediante una serie de cables, las entradas respectivas de los ESC que se conectan al controlador. Ver Figura 44. La conexión de las entradas se hace con el receptor del radio control. Este receptor debe estar posicionado de modo tal que se permita la comunicación con su contra parte en tierra. El fabricante recomienda mantenerlo alejado de fuentes de interferencia electromagnética y con el espacio suficiente para evitar pérdidas de potencia y eventualmente caída de la conexión. También especifica que entre los cables que sirven de antena debe haber una separación de 90 grados para mejorar las condiciones de transmisión.



**Figura 19. Controlador instalado en el Quadrotor.
Fuente: Elaboración Propia (2016)**

Sistema de telemetría

El sistema de telemetría es un hardware adicional que permite comunicar el vehículo con la estación en tierra en tiempo real, de esta manera se puede lograr la visualización de datos de los sensores del vehículo, visualizar su movimiento en el mapa y manejar el quadrotor desde la estación en tierra cuando este se encuentra en modo guiado.

El sistema de telemetría elegido para trabajar con el controlador Pixhawk es 3D Robotics Telemetry kit debido a que es desarrollado por los mismos fabricantes y se integra fácilmente al controlador, es un sistema liviano económico y con alto alcance. Existen algunas limitaciones en términos de configuración cuando se utiliza el sistema de telemetría. Las constantes de PID y algunos parámetros no se pueden manipular sino únicamente utilizando la conexión USB.

Para implementar el sistema de telemetría se comienza conectando la alimentación y los canales Tx y Rx. Una vez conectado el sistema a bordo y el de la estación en tierra el led verde del módulo comienza a parpadear, este comportamiento se va a mantener hasta que se establezca una conexión con la contraparte. Cuando se establece la conexión el led verde se mantiene fijo y el led rojo parpadea indicando la transmisión de datos en el sistema de telemetría. Ver Figura 45.



Figura 20. Sistema de Telemetría.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Firmware y software: En esta sección se describe el funcionamiento del software Mission planner que permite realizar la programación y configuración del controlador. Mission planner es un proyecto de software libre desarrollado para windows que permite programar el controlador realizar diagnostico mediante la visualización de logs, archivos de texto que tienen información de las variables del controlador desde que este se energiza hasta que se desconecta, y mediante un sistema de telemetría permite enviar ordenes al controlador para el desarrollo de misiones entre otras características, en la figura 21 se observa la interfaz del Mission planner. Esta es la pantalla que aparece cuando se inicia el programa, en esta

pestaña se muestran los datos de vuelo el estado general de los instrumentos a bordo del vehículo.

Descarga del firmware: El firmware es el programa que controla la adquisición de datos de los sensores y las entradas y genera las salidas hacia los motores del vehículo. Como APM es un controlador multiplataforma, mission planner ofrece la posibilidad de descargar el firmware actualizado para cada plataforma. Ver figura 21.



Figura 21. Mission Planner.
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Fase VI. Validar el funcionamiento del vehículo aéreo no tripulado de tipo quadrotor.

Para la validación de este trabajo se extrajo del controlador un archivo texto el cual es generado automáticamente por el controlador desde el momento que se energiza, en este archivo se almacena toda la data de las variables que maneja el quadrotor. Se procesó la data y se generó un archivo KML (El archivo KML especifica un conjunto de características (marcas lugar, imágenes, polígonos, modelos 3D, las descripciones textuales, entre otros) para la visualización Google Earth). El cual nos muestra la trayectoria de vuelo de la aeronave y el lugar donde se realizó. Cumpliendo con los objetivos de esta investigación en las siguientes figuras se muestra el vuelo satisfactorio de la plataforma aérea no tripulado de tipo quadrotor sobre las instalaciones de la Universidad Dr. Rafael Beloso Chacín.



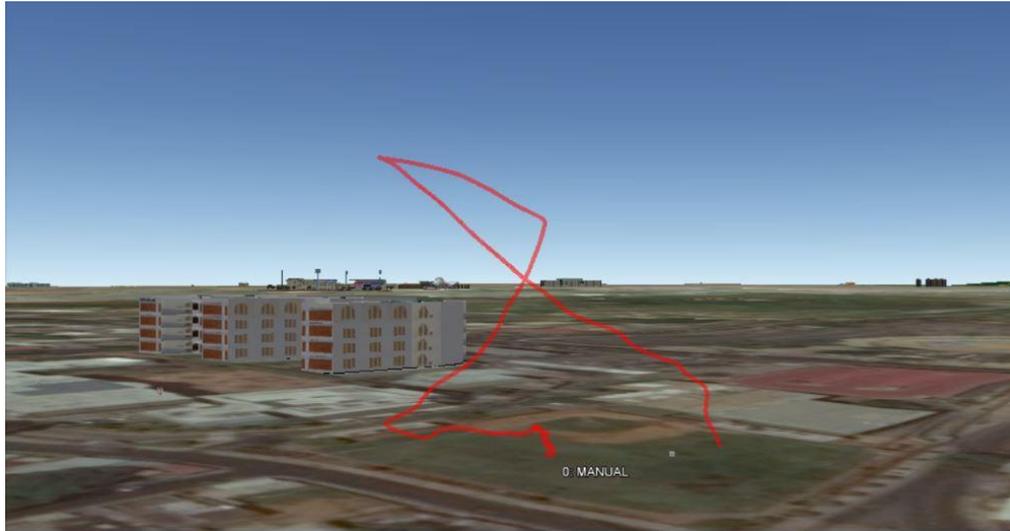
Figura 22. Vuelo de prueba (a).
Fuente: Elaboración Propia (2016)

En la figura anterior google Earth nos muestra las etiquetas de la ubicación de la Universidad Dr Rafael Beloso Chacín y la ubicación del inicio del despegue, bajo la etiqueta 0 Manual (lugar de despegue bajo el modo de vuelo Manual).



Figura 23. Vuelo de prueba (b).
Fuente: Elaboración Propia (2016)

Según los datos registrados el vehículo aéreo obtuvo una altura de aproximada de 90 mts (punto máximo de altura en la figura 24 (c)). Y cuyo tiempo de vuelo durante las pruebas fue aproximadamente de 15 min.



**Figura 24. Vuelo de prueba (c).
Fuente: Elaboración Propia (2016)**

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Arias (1999, 48). "El proyecto de Investigación". Guía para su elaboración. 3era Edición. Editorial Orial, Caracas, Venezuela.
- Brito,(2009) "Unmanned Aerial Vehicles" Instituto de Estudios Superiores Militares. España.
- Bresciani (2008) "Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter" ISSN 0280-5316 ISRN LUTFD2/TFRT--5823—SE. Department of Automatic Control Lund University
- Hurtado (2000) Metodología de Investigación Holística (3ª. Ed.). Caracas: Editorial SYPAL ISBN: 9806306066, 9789806306066
- Miró (1999) "Epistemología evolutiva y Psicología. España. Promolibro.
- Montgomery (1993) "Design and Analysis of Experiments, Eighth Edition. A Wiley-Interscience Publication, John Wiley and Sons, Inc.
- Ramírez (2004) Uso de vehículos aéreos no tripulados para la caracterización del paisaje sumergido; Bahía Estacahuite. Ciencia y Mar 2013, XIX (51): 35-40