

# Desarrollo de prototipo de quadrotor con sistema de comunicación inalámbrica bidireccional

*Quadrotor prototype development with bidirectional wireless communication system*

Andrés F. Cadena F.

Universidad Distrital Francisco José de Caldas  
afcadenaf@correo.udistrital.edu.co

Edwin E. Peña P.

Universidad Distrital Francisco José de Caldas  
eepenap@correo.udistrital.edu.co

Fredy H. Martínez S.

Universidad Distrital Francisco José de Caldas  
fhhmartinezs@udistrital.edu.co

---

Este artículo presenta el diseño, implementación, construcción y evaluación de un prototipo quadrotor. Este prototipo cuenta con una amplia variedad de componentes. En el desarrollo, se da a conocer cada uno de ellos, junto con una metodología de trabajo paso a paso del proceso. El sistema de comunicación utiliza un equipo emisor comercial, el cual permite controlar el quadrotor. Gracias al comportamiento del prototipo en sus pruebas iniciales, fue posible su re-diseño y ajuste, incrementando su estabilidad y desempeño en vuelo. Los resultados finales se detallan en la evaluación de desempeño, describiendo los comportamientos del prototipo.

*Palabras clave:* Aeronave no tripulada, modelado, prototipado, quadrotor

This paper presents the design, implementation, construction and evaluation of a prototype quadrotor. This prototype has a wide variety of components. In the development, it is given to know each of them, along with a step by step process methodology. The communication system uses a commercial transmitting device, which allows to control the quadrotor. Thanks to the performance of the prototype in its initial tests, it was possible to re-design it and adjustment, it to increase its stability and performance in flight. The final results are detailed in at the performance evaluation, describing the behaviors of the prototype.

*Keywords:* Modeling, prototyping, quadrotor, unmanned aircraft

---

**Tipología del artículo:** Investigación

**Fecha recepción del manuscrito:** Mayo 2, 2016

**Fecha aceptación del manuscrito:** Junio 6, 2016

**Investigación financiada por:** Universidad Distrital Francisco José de Caldas.

**Edición digital:** <http://revistas.udistrital.edu.co/ojs/index.php/tekhne/issue/view/756>

**Cómo citar:** Cadena, A., Peña, E. y Martínez, F. (2016). *Desarrollo de prototipo de quadrotor con sistema de comunicación inalámbrica bidireccional*. Revista Tekhnê, 13(1), 13-30.

## Introducción

En los últimos años se ha buscado la manera adecuada para el mejoramiento de los vehículos aéreos, como respuesta a la búsqueda de una forma eficiente y económica para el monitoreo de grandes ambientes no estructurados. Estos vehículos están compuestos normalmente por cuatro rotores dirigidos hacia arriba, y se colocan de forma cuadrada a una misma longitud del centro del prototipo (Fatan, Sefidgari, y Barenji, 2013). Tienen en general una gran ventaja de maniobrabilidad frente a otros esquemas debido a su dinámica, consistente en un sistema de cuatro entradas (balance, cabeceo, guiñada y acelerador) (Gupte, Mohandas, y Conrad, 2012). Lo más importante de un quadrotor es el control que necesitan cuando son sometidos en diferentes tipos de ambientes, en el cual durante los vuelos autónomos consiste en diferentes variables como la posición, velocidad y orientación. Esto se logra mediante los sensores que incorporan y una adecuada localización y desarrollo de la tarea de monitoreo, algunos de estos prototipos se diseñan con cámaras integradas como elemento sensor abordo (M. Achtelik, Zhang, Kuhnlenz, y Buss, 2009). Con ellos pueden construir mapas de navegación en ambientes desconocidos o identificar marcas específicas. Sin embargo, estas cámaras pueden sensar diferentes rangos del espectro, o incluso monitorear espectros específicos (infrarrojo, etc.).

Existen aplicaciones para estos prototipos los cuales la mayoría son conocidos como drones, hay dos tipos, de forma de avión y forma de helicóptero o cuadricóptero, una de ellas es el UAV Fulmar (su rampa de lanzamiento que funciona como una ballesta) es un modelo a pequeña escala (aproximadamente de 3,1 metros) y de 19 kilos de peso que puede volar a 3.000 metros de altitud y alcanzar los 150 kilómetros por hora, con una autonomía de 8 horas que le permitiría recorrer hasta 800 kilómetros sin restablecer combustible, como aplicación a este Fulmar remite imágenes, video y sistemas de vigilancia marítima como radares, ya que brinda información desde sus diferentes puntos de vuelo.

En aplicaciones más específicas pueden ser, drones que vigilan volcanes (mitigar los riesgos ambientales para las personas que viven cerca a los volcanes). Otra aplicación vista para el sector eléctrico es la vigilancia de la generación eólica, se encarga de la inspección de palas aerogeneradores que se pueden encontrar a unos 100 metros de altura, tal que por medio de sus cámaras y sensores permiten analizar las necesidades de reparación de los molinos. Como una última aplicación, en aeropuertos se da por un avión disfrazado de pájaro para patrullar en aeropuertos, este consiste en un lanzamiento a mano y gracias a su propulsión eléctrica se desplaza en silencio como un gran depredador aéreo. Estas características hacen que sea un aparato interesante

para ahuyentar a los pájaros que pueden poner en peligro la seguridad de los vuelos en los aeropuertos.

A nivel nacional la tecnología UAV también se emplea, a mediados del año 2009 el ministerio de la defensa de este país (Colombia), anunciaba la destinación de sumas cercanas a los US 25.000.000 millones de dólares, con el objeto de adquirir vehículos aéreos no tripulados para destinarlos a la lucha contrainsurgente, antiterrorista y antinarcóticos y evaluando propuestas estadounidenses, europeas e israelíes. Para el año 2005, la fuerza aérea adquirió un vehículo del tipo Vtol (Vertical Take Off and Landing) a la compañía Neural-Robotics, fue destinado a la vigilancia de bases aéreas.

El balance del quadrotor permite que los motores no presenten demasiada vibración, ya que con una menor vibración es más eficiente el prototipo. En cuanto a las hélices, ellas se balancean en una superficie que no le impongan su movimiento, y así mirar que las hélices queden en una forma horizontal y estable. El cabeceo se produce modificando el ángulo de ataque de las palas o la inclinación del rotor principal. La guiñada básicamente es una rotación respecto al eje vertical del sistema producida por la dirección que se le ejerce, y el acelerador permite controlar la velocidad que se desea en sus tareas, esta parte es fundamental, ya que por medio de esto se controla el prototipo.

Estas máquinas al tener una estructura mecánica abierta, brinda la posibilidad de incorporarle diferentes componentes (además de las componentes necesarias para su funcionamiento), como puede ser LEDs que formen una figura de noche en su vuelo o aparatos lumínicos que hagan más fácil su identificación en vuelos nocturnos. Al tener una plataforma libre permite una mayor profundidad de investigación en diferentes aplicaciones que tienen los vehículos aéreos autónomos, como por ejemplo búsqueda y rescate en lugares de difícil acceso, inspección en la industria, constante monitoreo en lugares amplios y que no se tiene personal continuamente.

Uno de los principios de diseño más importante de este tipo de sistemas es su minimalismo estructural, lo que impacta directamente su diseño y costo final. El diseño de estos sistemas aéreos busca reducir costos por medio de una construcción mecánica pequeña. Esto se ha desarrollado a través de los años para que todas las personas puedan disfrutar de un prototipo, o para diferentes modelos de construcción.

Ya para hablar de la tecnología que facilite la maniobrabilidad y comunicación con el prototipo, se han desarrollado aplicaciones de control a distancia por medio de los teléfonos Android (realmente cualquier sistema micro-procesado que soporte este OS, como es el caso de los Embedded Hardware Development Kit que posee el proyecto curricular). Esto se logra

mediante el uso de pequeños transmisores en el quadrotor conectados a un software específico, por ejemplo SLAM, sistema desarrollado por el MIT's Robust Robotics Group, University of Washington, e Intel Labs Seattle (Chen et al., 2013). En cuanto al diseño estructural, normalmente se consideran las condiciones de operación para definir su perfil operacional. Estos sistemas pueden enfrentar diferentes ambientes, como por ejemplo vientos fuertes. La estructura debe permitirle al sistema equilibrarse nuevamente. Es posible equiparlos también con un sistema GPS que ayude tanto en el vuelo como en la planeación del movimiento (M. C. Achtelik, Stumpf, Gurdan, y Doth, 2011).

Este proyecto de investigación busca diseñar, construir e implementar un quadrotor soportado en la experiencia de investigaciones actuales, que permita futuras investigaciones específicas en control y planeación de movimiento. Se espera que éste tipo de desarrollo tenga un impacto directo sobre la industria, el hogar, y genere beneficios en aplicaciones de monitoreo específico. Este vehículo no tripulado tiene la ventaja de ser muy eficaz en zonas que requieren constante monitoreo e inspección, al ser un vehículo no tripulado no se arriesgan vidas humanas en caso de accidente o fallas técnicas, tiene un alto desempeño y un bajo costo (Morar y Nascu, 2012). Basándonos en los artículos investigados los aspectos como su estructura mecánica, la comunicación a distancia y el diseño de un sistema de seguridad contra posibles colisiones bajo prueba se hará teniendo en cuenta los artículos (Chen et al., 2013; Gaponov y Razinkova, 2012; Gupte et al., 2012; Morar y Nascu, 2012; Sa y Corke, 2012).

El artículo se encuentra organizado de la siguiente forma. En la Sección se presentan algunos conceptos preliminares, el perfil funcional del prototipo, y algunas otras consideraciones de diseño. En la Sección se detalla completamente el diseño de la estructura del prototipo, incluyendo los criterios de selección y las especificaciones finales adoptadas. En la Sección se presenta la evaluación del desempeño observado en laboratorio del prototipo. Finalmente, la Sección concluye el artículo.

### **Formulación del problema**

El proyecto se centra en el diseño y la implementación de un prototipo quadrotor en el cual puedan en posteriores trabajos, seguir experimentando diferentes funciones de control y navegabilidad. El quadrotor, quadrirotor, o cuadricoptero como también se le conoce, es un sistema robótico conformado por cuatro rotores que permiten su suspensión en el aire para ser maniobrado de forma como lo requiera el usuario.

El cuadricoptero debe ser lo suficientemente estable, rígido, ligero y resistente para trabajo seguro, lo cual también establece una adecuada aerodinámica. Además, requiere de una buena capacidad de almacenamiento de energía

(rendimiento del prototipo) sin aportar un peso excesivo. Este proyecto se enfoca al diseño y construcción de un prototipo aéreo a escala mediana (del orden de los cm) para futuras aplicaciones prácticas en navegación.

Se demostrará que el prototipo tenga una suspensión en el aire con un movimiento vertical controlado por una emisora a grandes distancias. Como principal función en la universidad es que estará disponible para proyectos de grados futuros y será de innovación a los estudiantes para demostrar el interés a trabajar en prototipos relacionados, que apoye al mismo quadrotor y aún así pueda realizar diferentes tareas con el apoyo de varios prototipos.

### **Perfil funcional**

Un quadrotor es un vehículo aéreo cuya fuente de propulsión son sus cuatro motores los cuales están ubicados de manera simétrica en los extremos de una estructura en forma de cruz, en el centro de esta estructura se encuentra el sistema electrónico necesario para lograr controlar por medio del transmisor el quadrotor y así conseguir su estabilidad y despegue vertical a través del balance en las fuerzas ejercidas por los motores y hélices, esto lo hace perfecto para múltiples aplicaciones.

El quadrotor será una herramienta de investigación y desarrollo de estrategias de vuelo más eficientes, su uso será en interiores y espacios reducidos donde el vuelo no es afectado por perturbaciones externas aunque no se descarta que pueda ser utilizado en exteriores bajo ciertas restricciones, encontramos adecuado tener un tamaño final de baja escala de aproximadamente 44 cm, medidos de motor a motor en diagonal.

Debido a la complejidad para el desarrollo de un control de buenos resultados, el quadrotor solo tendrá un esquema básico para obtener un despegue vertical que alcanzará una altura como mínimo de 100 cm aproximadamente sin peligro de alguna colisión o pérdida de estabilidad en el aire, para esto el esquema básico de vuelo deberá conocer orientación, posición y velocidad del prototipo, para obtener estos datos contará con unos sensores inerciales incluidos en la tarjeta de control (giroscopio, acelerómetro, etc), el prototipo completo va ser controlado por medio de un sistema de comunicación inalámbrico encargado de recibir y enviar las ordenes para el despegue vertical y el aterrizaje.

### **Modelo matemático**

El modelo matemático describe por medio de un conjunto de ecuaciones el comportamiento del sistema físico de la aeronave, este sistema va tener como entradas las tensiones aplicadas a los cuatro motores brushless y como salidas se obtendrá las posiciones y velocidades en los seis grados de libertad del quadrotor, es decir que la representación matemática del sistema puede ser usada para así saber la posición y orientación de quadrotor. La respuesta del

quadrotor es determinado por las velocidades de cada uno de sus cuatro motores, entonces dependiendo que motores giren más rápido el quadrotor se moverá en una dirección y orientación diferente (Ollervides, Dzúl, Sáenz, y Santibáñez, s.f.). Las hélices de los motores 2 y 4 giran en sentido horario, mientras que las hélices de los motores 1 y 3 giran en el sentido opuesto. Esto resulta en una cancelación de efectos giroscópicos y torques aerodinámicos en estado de vuelo compensado (Fig. 1).

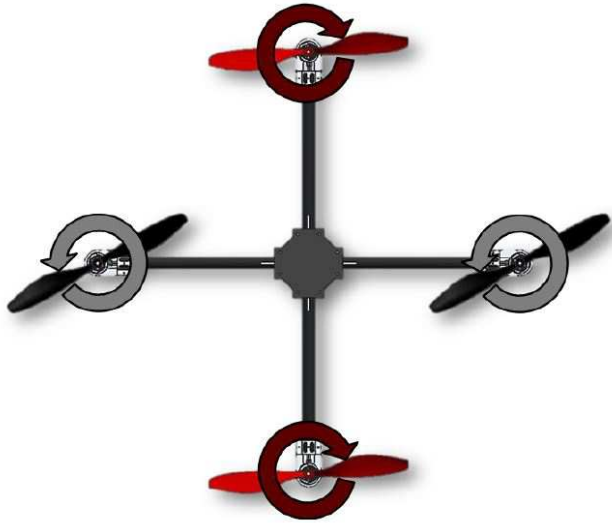


Figura 1. Vuelo estacionario (Jaramillo y Gómez, 2013).

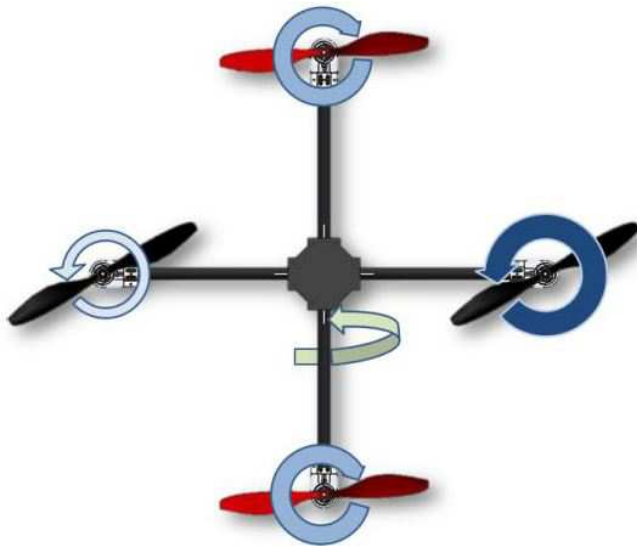


Figura 2. Movimiento de rotación (Pitch) (Jaramillo y Gómez, 2013).

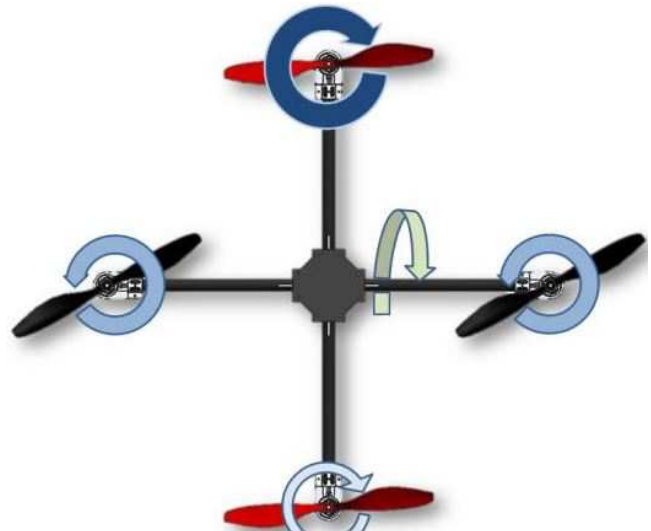


Figura 3. Movimiento de rotación (Roll) (Jaramillo y Gómez, 2013).

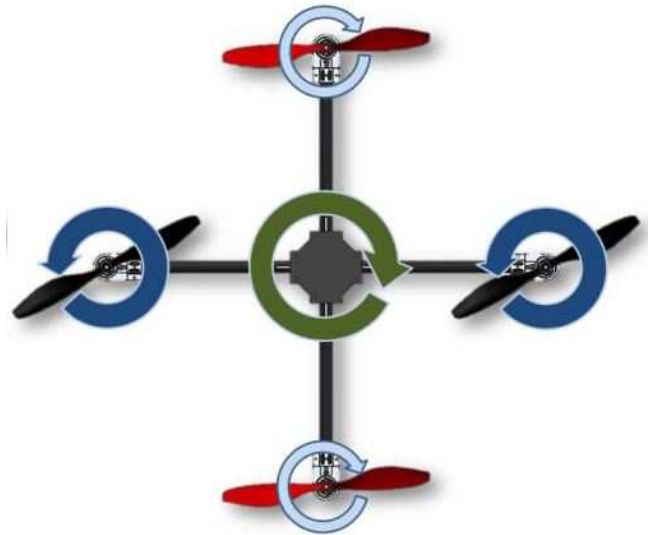


Figura 4. Movimiento de rotación (Yaw) (Jaramillo y Gómez, 2013).

### Sistemas de referencia

Antes de modelar nuestro quadrotor a través de las ecuaciones de la cinemática y la dinámica, necesitamos definir varios sistemas de ejes. La configuración más extendida en este momento está representada en la figura 5, donde podemos observar dos sistemas de referencia.

El primero de ellos,  $E(x, y, z)$ , se denomina sistema inercial y es un sistema fijo en el espacio. Es el sistema

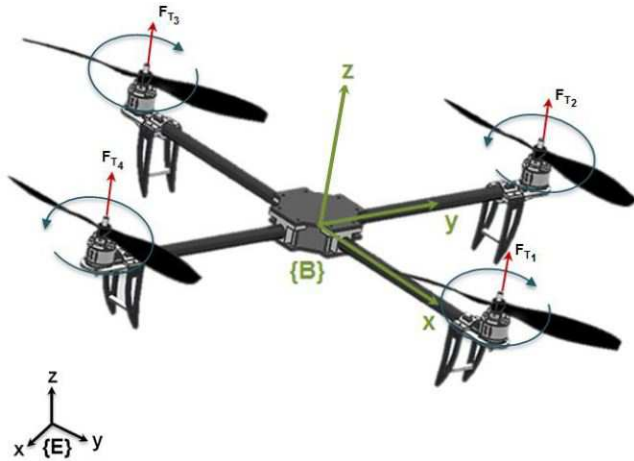


Figura 5. Ejes de coordenadas y fuerzas aplicadas al quadrotor (Jaramillo y Gómez, 2013).

donde se aplican las ecuaciones dinámicas de translación. El segundo,  $B(x_L, y_L, z_L)$ , es el marco del cuerpo y a él se refieren los giros del quadrotor.

### Ángulos de Tait-Bryan

Para describir la orientación del quadrotor en el espacio respecto al marco de referencia fijo se recurre a los ángulos de Tait-Bryan que son alabeo, cabeceo y guiñada, aunque son más conocidos por sus nombres en inglés (roll, pitch y yaw respectivamente) los cuales se utilizan de ahora en adelante. Los tres ángulos de Tait-Bryan se definen de la siguiente manera:

- Alabeo (roll),  $R(x, \phi)$ , la rotación respecto al eje x.
- Cabeceo (pitch),  $R(y, \theta)$ , la rotación respecto al eje y.
- Guiñada (yaw),  $R(z, \psi)$ , la rotación respecto al eje z.

Teniendo claro nuestros dos sistemas de referencias para el modelamiento del quadrotor, uno el sistema inercial  $E(x, y, z)$ , y el otro el marco del cuerpo  $B(x_L, y_L, z_L)$ , definase el vector de la posición del centro de masa del quadrotor relativo al marco de referencia inercial como  $p = [p_x \ p_y \ p_z]^T$  y el vector de la velocidad traslacional  $v = [v_x \ v_y \ v_z]^T$ , tal que  $v = dp/dt$ .

Se define el vector de ángulos de orientación: roll, pitch y yaw  $\theta = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z]^T$ , con respecto al marco inercial. El vector de la velocidad angular en el marco inercial se define como  $\Omega = [\Omega_x \ \Omega_y \ \Omega_z]^T$ , mientras que  $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ , representa el vector de la velocidad angular en el marco del cuerpo. La relación entre ambos vectores está dada por

$$\omega = W(\theta)\Omega$$

Donde la matriz de transformación  $W(\theta)$  se expresa como

$$W(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & s_{\theta_y} \\ 0 & c_{\theta_x} & c_{\theta_y} s_{\theta_x} \\ 0 & -s_{\theta_x} & c_{\theta_x} c_{\theta_y} \end{bmatrix}$$

Se define la matriz de rotación ortogonal  $R(\theta)$  que representa la orientación del Quadrotor

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} c_{\theta_y} c_{\theta_z} & s_{\theta_y} c_{\theta_z} s_{\theta_x} - s_{\theta_z} c_{\theta_x} & s_{\theta_y} c_{\theta_z} s_{\theta_x} + s_{\theta_z} s_{\theta_x} \\ c_{\theta_x} s_{\theta_z} & s_{\theta_y} s_{\theta_z} s_{\theta_x} - s_{\theta_z} c_{\theta_x} & s_{\theta_y} s_{\theta_z} c_{\theta_x} - c_{\theta_z} s_{\theta_x} \\ -s_{\theta_y} & c_{\theta_y} s_{\theta_x} & c_{\theta_y} c_{\theta_x} \end{bmatrix}$$

Las fuerzas de sustentación  $f_i$  producidas por las hélices de los rotores pueden ser compactadas en el vector de fuerza  $F$  (en el marco del cuerpo)

$$R = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix}$$

Donde dichas fuerzas de sustentación dependen de forma directa de la potencia cuadrada de velocidad de rotación de las hélices del motor, tal que

$$f_i = k w_{mi}^2, \quad i = 1, \dots, 4$$

Donde  $k$  es una constante positiva dimensionalmente apropiada y  $w_{mi}$  es la velocidad angular de  $i$ -ésimo rotor  $m_i, i = 1, \dots, 4$ . Sumando las fuerzas producidas por las hélices de los rotores, se obtiene la fuerza total de empuje  $T_B$  del quadrotor (en el marco del cuerpo), la cual se expresa como

$$T_B = \sum_{i=1}^4 f_i = k \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^4 \omega_{mi} \end{bmatrix}$$

Del tal forma que el vector de fuerza generalizada en el marco inercial  $F = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ , se obtiene a partir de

$$F = R(\theta)T_B$$

Sumándose al vector fuerza  $F_l$  tenemos también la fuerza de fricción debida a la resistencia del aire que choca con el cuerpo del Quadrotor, la cual es proporcional a la velocidad traslacional en cada dirección (Ollervides et al., s.f.). Para este modelo de fricción, se utilizará el concepto simplificado de la fricción viscosa, de tal forma que el vector de la fuerza de fricción traslacional  $F_D$  (en el marco inercial) se define como

$$F_D = \begin{bmatrix} F_{D_x} \dot{p}_x \\ F_{D_y} \dot{p}_y \\ F_{D_z} \dot{p}_z \end{bmatrix}$$

A continuación se define el vector de los torques que actúan sobre cada uno de los ejes de rotación del Quadrotor

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix}$$

Donde  $\tau_x$  es el torque de alabeo aplicado alrededor del eje  $B_x$ ,  $\tau_y$  es el torque de cabeceo aplicado alrededor del eje  $B_y$ , y  $\tau_z$  es el torque de guiñada aplicado alrededor del eje  $B_z$ . Si se asigna de manera arbitraria los rotores  $m_1$  y  $m_3$  paralelos al eje  $B_y$ , tal que

$$\tau_x = f_1 - f_3 = \ell(k\omega_{m_1}^2 - k\omega_{m_3}^2)$$

Donde  $\tau$  es la distancia del centro de masa del Quadrotor con respecto a los ejes de cada uno de los rotores. De forma correspondiente se asignan los rotores  $m_2$  y  $m_4$  paralelos al eje  $B_x$ , tal que

$$\tau_y = f_2 - f_4 = \ell(k\omega_{m_2}^2 - k\omega_{m_4}^2)$$

Para calcular el torque de guiñada alrededor del eje  $B_z$ , es necesario considerar los torques de arrastre que se producen en los cuatro rotores montados en el extremo de cada brazo del Quadrotor. El torque de arrastre (drag) de cada rotor depende de la componente de fuerza aerodinámica paralela a la dirección del movimiento relativo entre el objeto y la corriente de aire (Ollervides et al., s.f.). Esta fuerza se opone al avance del cuerpo. Los torques reactivos de cada uno de los rotores son producidos por las fuerzas de arrastre, mientras que los motores brushless montados en cada rotor, se encargan de producir el torque eléctrico aplicado a cada una de las hélices. Es importante notar que la velocidad angular  $\omega_{m_i}$ , de la  $i$ -ésima, hélice, depende de forma directa del torque eléctrico generado por el  $i$ -ésimo motor, mientras que el  $i$ -ésimo torque reactivo de arrastre, es producido por la resistencia del aire al impactar con la sección lateral de la hélice, el cual depende de forma cuadrática de la velocidad angular de la  $i$ -ésima hélice (Ollervides et al., s.f.). Este torque reactivo de arrastre puede ser expresado como

$$\tau_{d_i} = b\omega_{m_i}^2, i = 1, \dots, 4$$

Si los servoamplificadores de cada motor son configurados para generar el torque eléctrico de dos rotores en sentido horario, y los otros dos en sentido anti horario, entonces de esta forma se evitan los efectos giroscópicos del torque de guiñada  $\tau_z$  alrededor del eje  $z$ . Para tal caso se define el torque de guiñada por la siguiente ecuación

$$\tau_z = b(\omega_{m_1}^2 - \omega_{m_2}^2 + \omega_{m_3}^2 - \omega_{m_4}^2)$$

De tal forma que el vector de los torques aplicados al Quadrotor en el marco del cuerpo se describe como

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ell k(\omega_{m_1}^2 - \omega_{m_3}^2) \\ \ell k(\omega_{m_2}^2 - \omega_{m_4}^2) \\ b(\omega_{m_1}^2 - \omega_{m_2}^2 + \omega_{m_3}^2 - \omega_{m_4}^2) \end{bmatrix}$$

En el marco inercial, la aceleración del Quadrotor es debida a: la fuerza total de empuje producida por las hélices de cada rotor, la fuerza de gravedad de la tierra, y la fricción traslacional. Es posible calcular el vector de empuje en el marco inercial utilizando la matriz de rotación  $R(\theta)$  para mapear el vector de empuje  $T_B$  del marco del cuerpo al marco inercial. Entonces el movimiento traslacional del Quadrotor puede ser expresado por la siguiente ecuación

$$m\ddot{p}_x = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + R(\omega)T_B + F_D$$

Donde la constante  $g$  representa la aceleración de la gravedad, y la constante  $m$  representa la masa del Quadrotor. Es conveniente tener las ecuaciones de movimiento traslacional expresadas con respecto al marco inercial. Para poder expresar los movimientos de rotación del Quadrotor alrededor de su centro de gravedad, en lugar de su centro inercial, entonces las ecuaciones de movimiento rotacional se definen con respecto al marco de referencia del cuerpo. Para obtener las ecuaciones de movimiento rotacional, se utilizan las ecuaciones de Euler definidas para la dinámica de un cuerpo rígido. Expresando las ecuaciones de Euler en forma vectorial, se escriben como

$$I\dot{\omega} + \omega \times (I\omega) = \tau$$

Donde  $I$  es la matriz de inercia, y  $\tau$  es el vector de los torques externos, mencionado anteriormente. Reescribiendo la ecuación anterior, tenemos

$$\dot{\omega} = \frac{d}{dx} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = I^{-1}(-\omega \times I\omega + \tau)$$

Donde el operador  $\times$  denota el producto cruz. Considerando que la estructura mecánica del Quadrotor está conformada por dos barras que se cruzan en el origen con un punto de masa definido en el extremo de cada barra (masa de motor montado en el rotor), es claro que debido a esta simetría geométrica, la matriz de inercia puede ser considerada como diagonal, tal como se expresa a continuación

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

Entonces se obtiene el vector de las ecuaciones de movimiento rotacional respecto al marco del cuerpo:

$$\dot{\omega} = \begin{bmatrix} (\frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}})\omega_y\omega_z \\ (\frac{I_{xx}-I_{zz}}{I_{yy}})\omega_x\omega_z \\ (\frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}})\omega_x\omega_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (\frac{1}{I_{xx}})\tau_x \\ (\frac{1}{I_{yy}})\tau_y \\ (\frac{1}{I_{zz}})\tau_z \end{bmatrix}$$

El propósito de obtener el modelo matemático del Quadrotor, nos permite tener un mejor soporte con respecto a la estabilidad y el desempeño del Quadrotor, y en lo particular para el diseño de controladores que utilicen la realimentación de las variables de estado físicas de Quadrotor. Considerando el siguiente vector de estados para la ecuación de estados vectorial del Quadrotor

$$x = [p_x \ p_y \ p_z \ v_x \ v_y \ v_z \ \theta_x \ \theta_y \ \theta_z \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$$

Se obtiene la siguiente ecuación de estado para el quadrotor

$$\dot{x} = \frac{d}{dx} \begin{bmatrix} p \\ v \\ \theta \\ \omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + \frac{R(\theta)}{m} T_B + \frac{1}{m} F_D \begin{bmatrix} W(\theta)\omega \\ I^{-1}(-\omega \times I\omega - \tau) \end{bmatrix}$$

### Control PID

El control para un quadrotor no es para nada trivial debido a la interacción que tiene con el mundo externo, el propósito del control será dar órdenes de entrada para poder controlar los ángulos del Quadrotor (pitch, roll, yaw), es decir, Los comandos que se envían a los motores se basan en el error entre el ángulo que queremos y el ángulo que tiene, según lo medido por la IMU (Barreno, 2015).

Los tres componentes del control PID son:

- Proporcional (P) : El comando es proporcional a la cantidad de error angular que tenemos. Ayuda a devolver el Quadcopter al ángulo deseado (Barreno, 2015).

- Integral (I) : El comando es proporcional al error acumulado con el tiempo. Puede ayudar a combatir trastornos tales como el viento o el rendimiento del motor asimétrica (Barreno, 2015).

- Derivada (D) : El comando es proporcional a la tasa de cambio del error. Se resiste el movimiento y mantiene el ángulo de rebasamiento del objetivo (Barreno, 2015).

Las constantes Kp y Ki se calcularon experimentalmente, es decir con varios vuelos de prueba que nos ayudaron a encontrar las mejores valores para las constantes también teniendo en cuenta que:

- El aumento de Kp empuja la Quadcopter hacia el ángulo deseado más rápido, pero también puede tener más sobreimpulso y oscilación.

- El aumento Ki es proporcional a la magnitud del error y la duración del error. Si el término integral es demasiado alta, la multicopter comenzará a oscilar.

El Quadrotor se vuelve inestable para ciertos valores de la ganancias. Cuando tenemos valores de Kp, Ki que son demasiado altos el prototipo se vuelve muy ruidoso y tiende a generar oscilaciones y la inestabilidad (Barreno, 2015).

### Metodología

El primer paso para construir un quadrotor es decidir el tamaño y los elementos que tendrá el prototipo (dependiendo de la aplicación que se le vaya a dar), para nuestro caso tendrá aplicaciones totalmente académicas como desarrollo de control más robustos y nuevas estrategias de vuelo. Después de definir el tamaño y los elementos pasaremos a implementarlos en el chasis o frame del prototipo de una forma que quede con un peso balanceado para no afectar su vuelo.

Las conexiones de los motores a los ESC'S y de los ESC'S al conector de la batería se omitieron y se soldaron, con el propósito que el prototipo no tenga pérdidas en esos puntos. Antes de proceder a conectar los ESC'S a la tarjeta de control es definir la dirección de los motores (giro) y darles un número a cada uno en un orden siguiendo las manecillas del reloj para poder reconocer en la pantalla LCD de la tarjeta.

### Instalación y programación tarjeta control de vuelo

- Para realizar la primera instalación es mejor retirar las hélices de los motores para prevenir un accidente, ya que uno de los motores se puede energizar al hacer una mala programación en la tarjeta de control (Hobbyking, s.f.).

- Se instala la tarjeta de control sobre el chasis separado por una espuma que hace disminuir las vibraciones producidos por los motores hacia la tarjeta.

- Conectar los pines en la parte izquierda de la tarjeta de vuelo al receptor teniendo en cuenta el pin de la señal, la alimentación de 5V y la masa o tierra, de arriba hacia abajo el orden es:

- Roll
- Pitch
- Throttle
- Yaw
- Aux

- Para los canales desde el Pitch hasta el Aux solo fue suficiente utilizar el pin de la señal, ya que el canal del Roll proporciona la alimentación al receptor, los demás son comunes.

- El canal AUX puede ser controlado por un interruptor de la emisora, y de esta manera cambiar a modo de estabilización en pleno vuelo. Este modo permite a la tarjeta mantener el prototipo estable oponiéndose a las órdenes que se den en los ejes del Roll y pitch, pero deja el YAW y el THROTTLE libres.

- Conectar los ESC'S en los pines de la parte derecha de la tarjeta, estos pines están ordenados de motor 1 a motor 8, el cable blanco corresponde a la señal, el rojo a la alimentación de 5V y el negro la masa o tierra.

- La tarjeta de control tiene dos pines en la parte superior izquierda el cual se conecta un buzzer, con el fin de

programar en la tarjeta de control una alarma para cuando la batería ya este descargada.

- Calibrar los sensores que incorporan la tarjeta por medio de la opción *MENU - ACC CALIBRATION*, esta calibración debe realizarse estrictamente en un lugar plano y la pantalla mostrará unos valores cercanos entre ellos, lo que da a entender que esta bien calibrado.

- Una vez calibrado los sensores se procede a configurar el quadcopter en modo equis (x) el cual fue indicado en la tarjeta de control, esta configuración es muy importante al igual que la correcta instalación de la tarjeta de control en el chasis del prototipo para tener bien en claro los ejes positivos y negativos del Roll y Pitch.

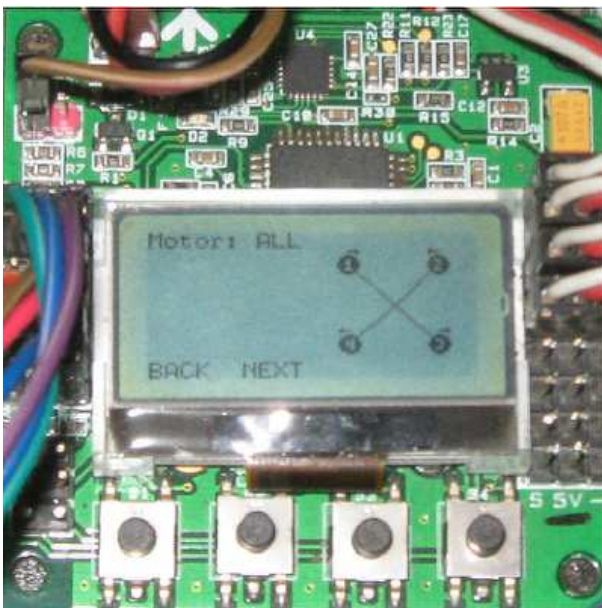


Figura 6. Configuración modo equis (X).

La emisora TURNIGY 9X al no disponer de un manual de usuario se empezó a probar con sus valores por defecto de fábrica, se evidenció que no hubo ningún resultado en el prototipo, con base en estos resultados se opto por buscar vía internet un manual de usuarios para la emisora.

- En la emisora en la opción *MENU/SYSTEM SETTING/TYPE SELE* se crea un modelo de tipo avión ACRO (multicopteros)
- En la opción *MODEVAT* se selecciona *PPM* (modulación por posición de pulso).
- En la opción *STICK SET* se elige *MODE 2* para tener compatibilidad con los canales de la tarjeta de vuelo.
- Luego de haber configurado *SYSTEM SETTING*, se configura *FUNC SETTING*, se hizo una configuración básica, como por ejemplo que los canales no estén invertidos, es decir al mover las palancas se confirmaba en la tarjeta *KK2.1.5* (controlador de vuelo) en la opción *Receiver test*



Figura 7. Emisora Turnigy 9X.

que correspondieran a la dirección en que se ejercía en la palancas (Throttle, Roll, Yaw, Pitch).

- Como medida de seguridad tanto para el prototipo como para el usuario la emisora cuenta con una función *THR HOLD* el cual permite apagar instantáneamente el prototipo por medio de la palanca *Corte acelerador*, teniendo en cuenta en no accionar esta palanca en grandes alturas ya que se apagaría y los daños serian muy grandes.

- En la pantalla de la tarjeta *kk2.1.X* en la opción *receiver test* se ven unos números bien sean negativos o positivos, lo ideal para un buen vuelo es dejar esos valores en cero (0) y se puede modificar mediante los *TRIMS* de la emisora, ya que si no son modificados el prototipo tiende a moverse de una manera incontrolada en cada uno de sus ejes.

- Al llevar a cabo los anteriores pasos, se procede a realizar el primer vuelo, pero antes se deben balancear las hélices, esta operación se realizó en una base plana tal que cuando se fijen en su eje deben permanecer completamente horizontales, de lo contrario se usa un trozo de cinta aislante para dar peso en la pala y así conseguir su balance.

Para la opción *PI EDITOR* se dejarán los valores establecidos de fábrica, de igual forma en la evaluación de desempeño se explicará que cambios fueron necesarios en cada eje (Roll, Pitch, Yaw). Aún así se explicarán las demás funciones del *MENU* de la tarjeta de vuelo.

### Motores *Brushless*

La parte más importante del prototipo son los rotores, ya que estos son los encargados de dar la propulsión al quadrotor, encontramos adecuado usar motores trifásicos sin escobillas (*brushless*) ya que presentan mejores características que los motores con escobillas. Los motores *brushless* tienen muchas ventajas, la principal es que no hay partes con fricción, excepto los rodamientos, por lo que



su desgaste es mínimo y muy adecuado para una aeronave que va tener un uso muy extenso, el aprovechamiento de la potencia, rendimiento, temperatura, además los motores sin escobillas son más livianos en comparación con un motor con escobillas de la misma potencia, estas escobillas son reemplazadas por un dispositivo electrónico que mejora la durabilidad del motor.



Figura 8. Motor D2822/14 Brushless Outrunner 1450 kV.

Una de las desventajas de los motores DC sin escobillas, es que requieren de un sistema electrónico por aparte para poder operar, normalmente denominado como *controlador electrónico de velocidad* (ESC por sus siglas en inglés), utiliza una entrada de sensores que indican la posición del rotor, para energizar las bobinas del estator en el momento correcto.

Antes de comprar un motor brushless debemos conocer dos características importantes estas son :

Revoluciones por voltio (Kv) este dato es importante porque dependiendo del voltaje de la batería que vayamos a emplear, el motor alcanzará unas revoluciones u otras.

Voltaje y amperaje máximo admitido, cada motor, dependiendo del tamaño y bobinado que tenga, podrá soportar una cantidad máxima de voltaje (V) e intensidad (A).

Sabiendo lo anterior decidimos escoger un motor D2822/14 Brushless Outrunner 1450kV, que tiene las siguientes características:

- kV (rpm/v): 1450
- Peso (g): 38
- Voltaje Max (V): 11
- Potencia (W): 160

## Controladores electrónicos de Velocidad (ESC'S)

Los Controladores Electrónicos de Velocidad (ESC'S por sus siglas en inglés) son los dispositivos encargados de coordinar y dar paso a la rotación y control de los motores sin escobillas. Estas unidades se encargan de generar la secuencia de pulsos trifásicos que son requeridos para provocar el movimiento de los motores sin escobillas.



Figura 9. Controlador electrónico de velocidad.

Los ESC'S se dimensionan por la intensidad de corriente que son capaces de proveer al motor. En particular, para los motores utilizados en este trabajo, el fabricante recomienda utilizar controladores de 20A. Los ESC utilizados son los HobbyKing 20A ESC 3A UBEC, con las siguientes especificaciones:

- Corriente constante: 20A
- Corriente de estallido: 25A
- Batería : 2-4S Lipoly / 5-12s NiXX
- BEC: 5v / 3A
- Tipo de motor: Brushless
- Tamaño: 54 x 26 x 11 mm
- Peso: 30g

## Hélices

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, el número de aspas que escogimos para nuestro modelo fue de 2 aspas, la diferencia de rendimiento en una hélice de 2 palas comparado con una de una hélice 3 palas es muy poco. Una hélice de 3 ó 4 palas le dará más empuje.

Las hélices de 2 palas son más eficientes pero también más ruidosas y producen más vibraciones que las de tres en el interior de la nave, en un quadrotor las vibraciones son importantes para la tarjeta de control de vuelo. Una hélice de 2 palas produce dos pulsos de presión por revolución, donde una hélice de 3 palas producirá tres pulsos más pequeños por revolución (para la misma cantidad de empuje total) que es inherentemente más suave y por lo tanto más tranquilo y menos ruidosa.

Las hélices para el prototipo no son las mismas para los cuatro motores, solo para los motores del mismo giro corresponde la misma hélice, es decir dos y dos, ya que al colocar una hélice de diferente dirección no empleará el vuelo y se mantendrá estacionario el prototipo. Para saber que hélice colocar en cada motor se mira dependiendo del giro que la hélice corte el viento para abajo.

Como se menciona anteriormente se escogió hélices de 2 aspas de 8 x 4.5 con las siguiente características:



Figura 10. Hélices Multirotor 8X4.5, 4 Hélices 2CW Y 2CCW.

- Longitud: 8 pulgadas
- Paso: 4.5

### Baterías

Existen en el mercado varias baterías recargables y las que no es posible darles uso de nuevo, para nuestro prototipo es mucho mejor tener baterías recargables, una de las baterías más utilizadas en los sistemas aéreos o móviles, son las baterías Li-Po, estas baterías tienen un tamaño reducido con respecto a otras.

Las baterías de Polímero de Ión de Litio, también conocidas como baterías de Polímero de Litio o LiPo por su abreviatura en inglés, son un tipo de baterías recargables de alto rendimiento, las cuales normalmente se encuentran compuestas de una o varias celdas que se disponen tanto en serie (para aumentar la tensión de salida de la batería) como en paralelo (para aumentar la capacidad y la corriente de descarga de la batería). Se caracterizan porque permiten niveles altos de descargas de corriente eléctrica, motivo por el cual, estas serán las baterías seleccionadas para el desarrollo del presente proyecto.

Para proporcionar una rápida aceleración y duraciones considerables, las baterías de cualquier sistema autónomo tiene que proporcionar una gran potencia y energía. Además, han de ser de bajo precio, fáciles de mantener, seguras bajo condiciones de funcionamiento externo y tolerantes a las consecuencias en donde los vehículos aéreos están expuestos (aire libre, caídas, etc.).

Como todas las demás partes, la batería también tiene características que debemos tener en cuenta para escoger la apropiada para nuestro modelo, lo primero es la duración o capacidad este parámetro viene dado en mAh, también es importante saber el número de celdas (2,3,etc.) y conexión de las celdas (S para serie y P para paralelo) y la última que es el voltaje o tensión en voltios(V).



Figura 11. Batería LiPo.

La batería escogida y sus características son las siguientes:  
KINGMAX 2200mAh 2S 35C Lipo

- Capacidad: 2200mAh
- Configuración: 2S / 7.4 v / 2 Cell
- Constante de descarga : 35C
- Peso : 120g
- Dimensiones : 110 x 15 x 15mm

### Controlador de vuelo

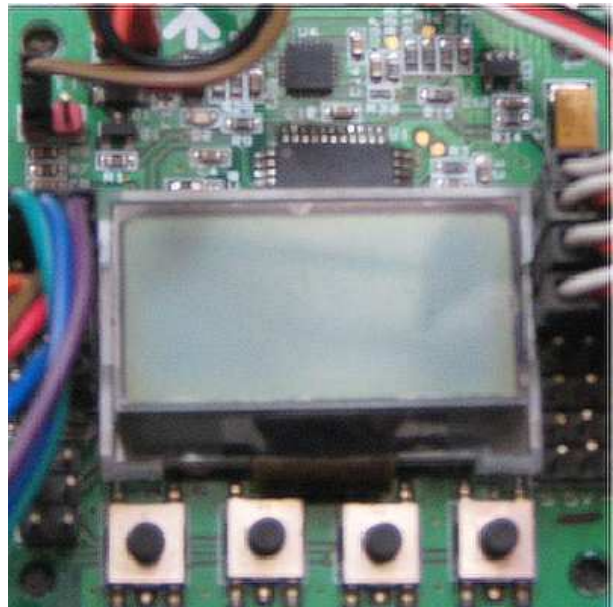


Figura 12. Controlador de vuelo.

Se instaló en la aeronave una placa Hobbyking KK2.1.X versión 1.19S1 Pro Stevies Multi-rotor LCD Flight Control Board With 6050MPU And Atmel 644PA. Funciona bajo una tensión de 5V alimentada por los tres cables del ESC del motor uno, gracias al BEC que incorporan cada variador de velocidad los cuales son el blanco que proporciona la señal,

el rojo alimentación de 5 voltios y el negro la tierra o el negativo.

La misma cuenta con los sensores necesarios para la estimación de la orientación del quadrotor y un procesador para computar las acciones de control. Los sensores disponibles en la placa son: 3 acelerómetros, 3 giróscopos, 3 magnetómetros y un barómetro. El procesador instalado en la placa es un Atmega644 PA. La placa cuenta con una conexión de puerto serie UART disponible para la telemetría y la comunicación, además de salidas PWM para el control de los ESC.

### Sistema de comunicación

Las redes inalámbricas (Wireless network en inglés) se diferencian de las convencionales principalmente en la capa física (conexión de nodos sin necesidad de una conexión física mediante cable) y en la capa de enlaces de datos (La transmisión y la recepción se realizan a través de puertos), según el modelo de OSI.

La capa Física (PHY) indica cómo son enviados los bits de una estación a otra. La capa de Enlace de Datos (MAC Medium Access Chanel) se encarga de describir cómo se empaquetan y verifican los bits de manera que no tengan errores. Los dos métodos que se emplean para reemplazar la capa física en una red inalámbrica son la transmisión de Radio Frecuencia y la Luz Infrarroja.

La comunicación inalámbrica por medio de sistemas de banda estrecha (narrow band) o de frecuencia dedicada, trabajan de una forma similar a las ondas de una estación de radio. Esta señal puede atravesar paredes por lo que puede alcanzar una red bastante amplia, sin embargo tienen problemas con las reflexiones que sufren las ondas de radio, para establecer esto hay que evitar las posibles interferencias.

**Componente RF.** Los sistemas RF complementan a las redes por cable, extendiéndolas.

- Las antenas son el componente más crítico de cualquier sistema RF porque convierten las señales eléctricas en ondas de radio y viceversa.
- Los amplificadores hacen la señal mucho más grande. La señal aumentada o ganancia se mide en decibeles (dB). Los amplificadores pueden ser clasificados en tres categorías: bajo ruido, alto poder, y otros.

Tanto el emisor como el receptor se deben sincronizar de esta forma, el receptor está siempre escuchando en la frecuencia del transmisor.

**Tecnología ZIG-BEE.** Es el nombre de la especificación de un conjunto de protocolos de alto nivel de comunicación inalámbrica para su utilización con radiodifusión digital de bajo consumo, basada en el estándar IEEE 802.15.4 de redes inalámbricas de área personal. Su

objetivo son las aplicaciones que requieren comunicaciones seguras con baja tasa de envío de datos y maximización de la vida útil de sus baterías.

Como características principales se pueden detallar:

- Bajo consumo
- Tipología de red en malla.
- Fácil integración en placas electrónicas.

Nacido para convertirse en un sistema estándar de comunicaciones inalámbrico y bidireccional, pensado especialmente para aplicaciones en el campo de la domótica, control industrial, periféricos de PC y otros sensores. Este sistema puede transmitir con un simple protocolo de 20 kbps hasta 250 kbps, a una frecuencia de 2,4 GHz con una tecnología GSSS, bajo consumo y un rango de 10 a 75 metros (aunque actualmente han salido dispositivos de mayor alcance), influyendo notablemente las circunstancias ambientales de trabajo.

Una vez que el transmisor y receptor están funcionando, el siguiente paso es comunicarle a la tarjeta controladora de vuelo la señal que está saliendo del receptor e interpretarla para obtener información significativa de lo que está comandando el piloto. Para lograr esto primero hay que entender qué señal está saliendo del receptor. La señal que sale de la mayoría de los receptores se usa de manera estándar en servos de radio control, y es una clase de señal PWM.

El cuadricóptero tiene que seguir instrucciones, ya sea de un algoritmo pre-programado o de un operario humano a través de control remoto. Para esto es necesario un sistema que transmita las instrucciones y otro que las reciba y se las comunique al controlador de vuelo. La forma más factible por el rango que se debe manejar es la comunicación por radiofrecuencias.

**Características sistema de comunicación inalámbrica bidireccional.** Para poder tener control constante del quadrotor debe haber una comunicación constante entre este y el terminal, en este caso un control remoto (Turnigy 9X), desde el cual el operador humano, recibirá la información del móvil y le enviara instrucciones. La comunicación entre el móvil y el control remoto debe ser una comunicación inalámbrica bidireccional.

La principal características de este sistema de comunicación es que tanto el quadrotor y el control remoto son capaces de transmitir y recibir datos por el mismo canal.

### Parte 1: hardware y construcción física

Se requiere un sistema de transmisor y receptor capaz de comunicarse a una distancia aproximada de 100m y que tenga un precio accesible. Se encontró un sistema de transmisor y receptor que dan un buen funcionamiento por su precio: el transmisor Turnigy 9X 9Ch Transmitter w/ Module y 8ch Receiver (Mode 2) (v2 Firmware). Este sistema tiene un rango de entre 100m y 1000m dependiendo de las

condiciones. Además, el receptor es muy ligero pesando sólo 18 g.



Figura 13. Turnigy 9X 9Ch Transmitter w/ Module y 8ch Receiver.

### Marco o estructura de soporte

Una de las partes más importantes para el vuelo estable de un quadrotor es el marco, que debe ser ligero y rígido para que tenga características de vuelo óptimas, pero al mismo tiempo resistente para que no se rompa en aterrizajes duros o en caso de colisiones.

Para el desarrollo del marco de nuestro quadrotor elegimos como programa de diseño Sketch Up Pro 2015, es un programa que permite diseños en 3D y es de fácil manejo, por medio de este programa realizamos el diseño de cada parte del marco del modelo. Para el cual se diseñó cuatro brazos de un medida de 18.3 cm de largo, 3.11 cm de ancho y 0.3 cm de espesor, la parte central tiene unas medidas de 10 cm x 10 cm, y se le adaptó un tren de aterrizaje similar al de los helicópteros. Todas las partes van a ser aseguradas con tornillos y tuercas de un diámetro de 5 mm.

Los brazos tienen un diseño especial en los extremos para asegurar los motores de manera precisa, evitando complicaciones a la hora de instalarlos y sin peligro a que se vayan a desajustar en las pruebas de vuelo.

El material elegido para el quadrotor fue acrílico, es un material que se acerca a lo que queríamos, además es un material que proporcionó la universidad y el diseño fue cortado en la universidad.

### Evaluación de desempeño

Las pruebas iniciales se realizaron con el menor peso posible para el quadcopter (estructura del chasis sencilla, figura 15), con el fin de poder evidenciar que altura toma y que rendimiento alcanza a tener en un determinado tiempo.

En el primer vuelo los valores de PI EDITOR se dejaron por defecto de fábrica, con los cuales realizó un vuelo

estable pero con una dirección en diagonal *Pitch Positivo*. Se evidenció que en el primer vuelo cuando los motores alcanzan su máxima potencia, los brazos tienden a doblarse hacia arriba, bien sea por el largo o por lo delgado que pueden llegar a ser los brazos, al evidenciar esto no fue posible dejar el prototipo así, ya que no es posible realizar una correcta sintonización en la tarjeta de control, en la Figura 16 se muestra en el software como es el chasis o frame.

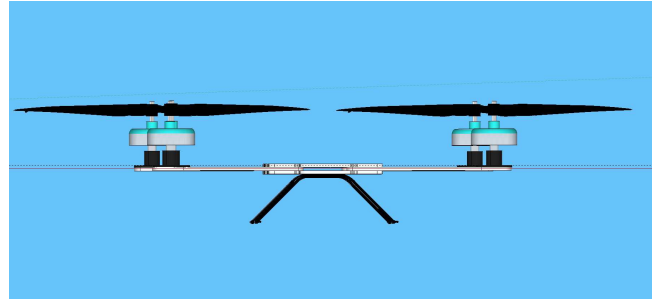


Figura 16. Diseño original.

Como primera solución se optó en buscar un acrílico con un mayor espesor para reducir la flexión, al llegar a obtener los brazos más gruesos se evidenció una mejora en su despegue pero no fue del todo exitosa, es decir aún se doblan los brazos del prototipo. Como solución final se decidió usar brazos dobles, es decir uno encima del otro para cada brazo, separados por tubos de 1 cm de largo y con diámetro de 6 mm, en donde se pudo ajustar con tornillos y tuercas como se observa en la Figura 17 y 18.

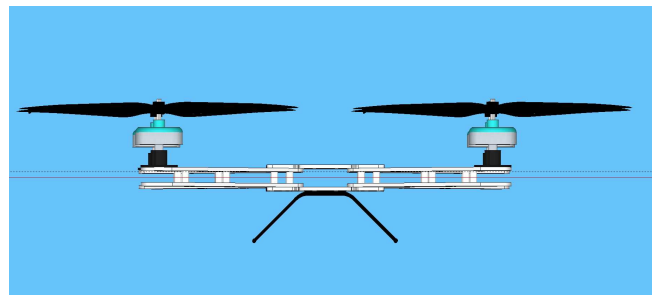


Figura 18. Diseño reforzado vista lateral.

El resultado fue el esperado el prototipo es 100 por ciento rígido, pero con un peso mayor en su chasis cosa que hace menor el rendimiento en su vuelo. Para obtener un prototipo final se modificó cada sub-menú de la tarjeta de control, apoyándonos de un manual de usuarios y de varios vuelos realizados en donde se explicará cada uno con sus respectivos valores finales.

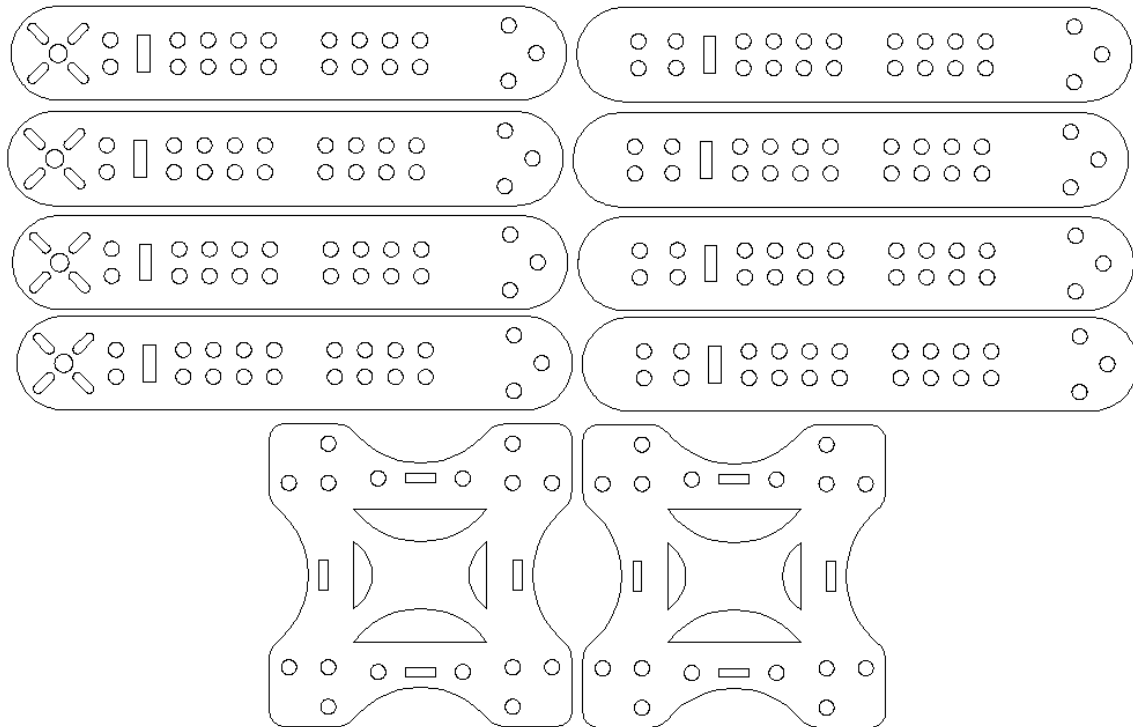


Figura 14. Diseño para corte en acrílico.

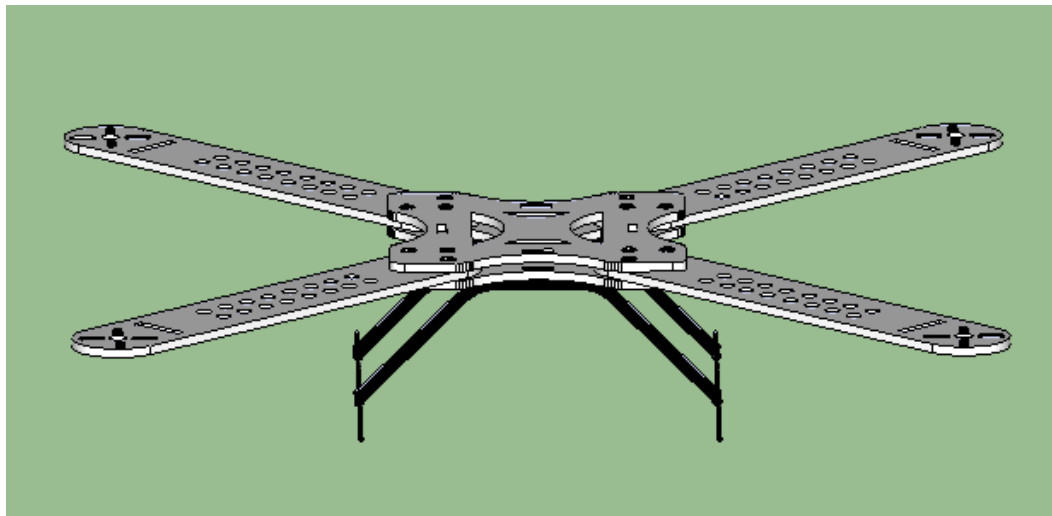


Figura 15. Estructura chasis sencilla, SketchUp 2015.

### Sintonización

El proceso de sintonización es un método ensayo-error, este proceso termina cuando se ha obtenido la mayor aproximación en la respuesta del prototipo. La sintonización se ajusta por medio de la tarjeta de vuelo, donde se van cambiando las constantes de cada eje (Roll, Pitch, Yaw).

Para llevar a cabo una sintonización sin tanta dificultad se realizó un primer vuelo con sus valores por defecto, con el fin que poder evidenciar su respuesta inicial y poder mejorarla para obtener una modelo final.

Para el primer vuelo el prototipo fue muy brusco en su despegue y no se mantuvo estable (tiende hacia adelante y hacia los lados), para ello se aumento la constante  $P Gain$  y  $I Gain$  de los ejes Roll y Pitch en un orden de 5 en 5 para

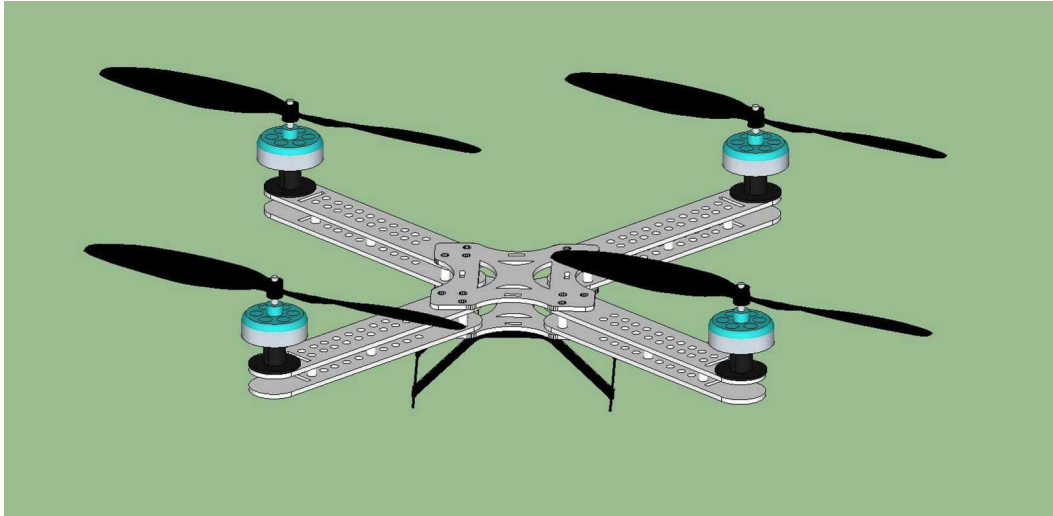


Figura 17. Diseño reforzado vista superior.

El aeromodelo tiende a girarse a un lado	Verifique las conexiones. Si utiliza una mezcla personalizada, verifique todos los valores
El aeromodelo oscila y alcanza una altitud de manera incontrolada después del despegue	Reduzca la ganancia P sobre los ejes Roll y Pitch
El aeromodelo no es estable y cabecea hacia un lado	Aumente la ganancia P sobre los ejes Roll y Pitch
El aeromodelo deriva y no queda estacionario	Es un tanto normal que el aeromodelo derive por la acción del viento. Ajuste mediante los Trims correspondiente para controlar la deriva. Si debe trimar en exceso para mantener un estacionario, verifique los ángulos y la horizontalidad de los brazos así como de los motores
El aeromodelo tiende a ir hacia adelante o retrocede al finalizar la traslación	Aumente la ganancia I sobre los ejes Roll y Pitch

Figura 21. Tabla comportamientos anómalos (Hobbyking, s.f.).



Figura 19. Sintonización quadcopter (Jaramillo y Gómez, 2013).

conseguir una mejor respuesta, se decide configurar primero estas ganancias gracias a una tabla disponible del manual de usuarios (Fig. 22).

Después de ver una mejora en el segundo vuelo, se opta por configurar *P GAIN* de los tres ejes nuevamente en un orden de 5 en 5, de tal forma que el prototipo mejore su despegue en diagonal (Fig. 23).



Figura 20. Eje de ROLL, PITCH y YAW valores por defecto. (Hobbyking, s.f.)

Como tercera prueba el prototipo se comporto adecuadamente en sus ejes de Roll y Pitch pero se evidencio

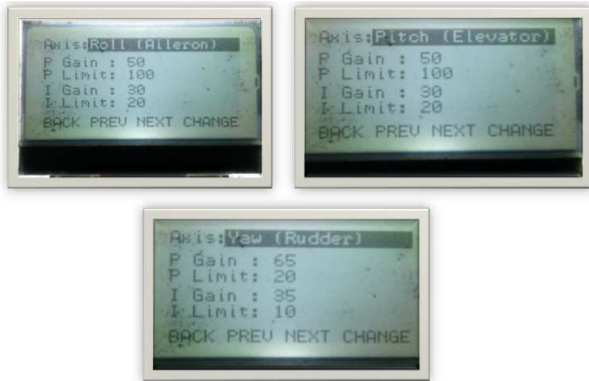


Figura 22. Eje de ROLL, PITCH y YAW segunda prueba (Hobbyking, s.f.).

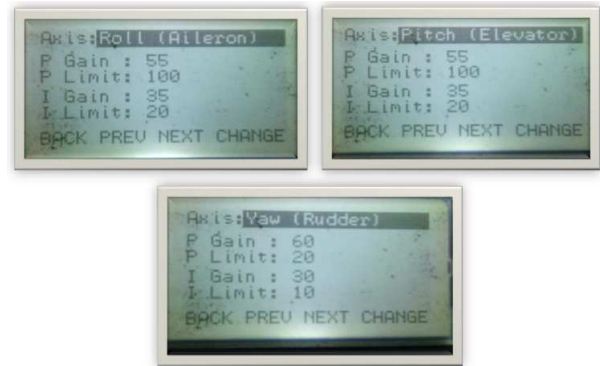


Figura 25. Eje de ROLL, PITCH y YAW ajuste final (Hobbyking, s.f.).

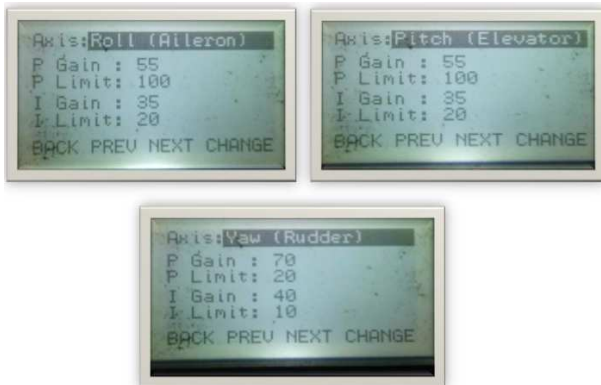


Figura 23. Eje de ROLL, PITCH y YAW tercera prueba (Hobbyking, s.f.).

que giraba entorno a su eje Z (YAW) sin ejercer ninguna orden en la emisora , para ello solo se redujo P GAIN del eje YAW, es decir se dejo este eje en sus constantes por defecto de fábrica (Fig. 24).

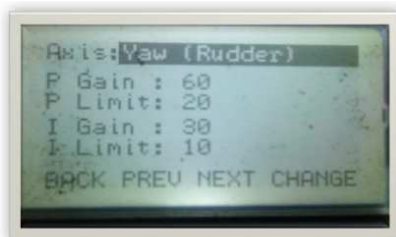


Figura 24. Eje de YAW cuarta prueba (Hobbyking, s.f.).

Al realizar estas cuatro pruebas se obtuvo un prototipo que se ajusta a nuestras necesidades para un vuelo estable y seguro. Las constantes finales de cada eje son (Fig. 25):

Se puede evidenciar mejor esta metodología de sintonización con un vídeo del aeromodelo en (<http://youtu.be/X6xkeaDdqIM>).

## PI EDITOR

Los valores *PLimit* definen que proporción de la potencia debe ser aplicada a los motores para un ajuste automático. La constante 100 representa el 100 por ciento, es decir sin límite *ILimit* es conocido como anti wind-up en los cálculos de PID. La limitación es importante en el YAW ya que sin limite la tarjeta podría obtener una corrección importante y excesiva sobre el YAW hasta el punto de saturar los motores, esto se debe por los captadores (acelerómetros y giroscopios) (Hobbyking, s.f.).

Como por ejemplo, si se establece un 30 por ciento ( $PLimit = 20 + ILimit = 10$ ) de la potencia de los motores que será utilizada para una corrección de YAW. Esto permitiría un 70 por ciento de potencia para los ejes de ROLL y PITCH, los más importantes. Si se establece un *PLimit* elevado del Yaw puede volver al aeromodelo más sensible sobre este eje y su reacción más rápida (Hobbyking, s.f.).

En la Fig. 21 se presenta una tabla la cual ayuda a modificar las constantes de cada eje.

Al realizar varios vuelos (sintonización) se optó por dejar las constantes finales del *PI EDITOR* y son:

### ROLL

- P GAIN : 55
- I GAIN : 100
- P LIMIT : 35
- I LIMIT : 20

### PITCH

- P GAIN : 55
- I GAIN : 100
- P LIMIT : 35
- I LIMIT : 20

### YAW

- P GAIN : 60
- I GAIN : 20
- P LIMIT : 30
- I LIMIT : 10

## MODE SETTINGS

- SELF LEVEL : Como activar el modo estabilización, para nuestro prototipo se dejo para el canal auxiliar 5.
- LINK ROLL PITCH : Los valores de las ganancias de los ejes Roll y Pitch toman automáticamente los mismos valores para el modo YES y para el modo NO los valores de las ganancias se pueden modificar independientemente, para el Dron se establecio *YES*.
- AUTO DISARM : Para la opción *YES*, el aeromodelo cuando se activa y no se ejerce ninguna acción en la emisora, se desarmará automaticamente después de 20 segundos y emitirá una alarma constante al desarmarse.
- RECEIVER : Se estableció *std*, de tal manera que concuerde con la configuración de la emisora PPM.
- CHANNEL MAP : Con un receptor estandar, no se debe asignar ningun canal.
- LOST MODEL ALARM : Cuando la tarjeta se auto desarma, sonará el buzzer en modo "YES"(Steveis, s.f.).

## STICK SCALING

Estos ajustes permiten ajustar la sensibilidad de la palanca de mando, un número elevado da una respuesta mas sensible, al evidenciar una buena respuesta en el prototipo se dejaron los valores por defecto (Hobbyking, s.f.).

- Roll : 30
- Pitch : 30
- Yaw : 45
- Throttle : 90

## MISC. SETTINGS 1

- Minimum Throttle: Permite ajustar que todos los motores arranquen al mismo tiempo, un valor mayor permitirá una mejor respuesta en el arranque.
- Height Dampening: Se establece en cinco, pues esta opción controla el comportamiento del estabilizador de altitud e intenta compensar los movimientos que aparecen tras una traslación o un golpe de viento, basándose en los valores que proporciona el acelerómetro en el eje Z.
- Height D. Limit: Utiliza un porcentaje de la potencia del motor para aplicar la corrección que necesite en su vuelo, para el nuestro se estableció el 30 porciento al ver una respuesta adecuada al variar sus ejes.
- Alarm 1/10 Volts: La tarjeta cuenta con un sistema de alarma el cual ayuda a prevenir la descarga total y es necesario para no disminuir la vida útil de la batería, para este caso se ingreso 69, es decir al detectar la tarjeta los 6.9 voltios el emitirá una alarma haciendo indicar que cada celda

esta por debajo de los 3.7 voltios normales de cada celda. Al realizar un pequeño vuelo en un determinado tiempo la tarjeta empezó a pitar de forma continua para dar a entender que la batería se descargó, si se hace caso omiso a esto, el prototipo seguirá volando pero se dañara la batería hasta que se caiga el Dron. Lo más óptimo es aterrizar el quadrotor y realizar la carga de la batería (Steveis, s.f.).

- Acc SW Filter: El valor predeterminado es 8, este valor se puede aumentar para disminuir las vibraciones.

## SELF-LEVEL SETTINGS

Configura el comportamiento del estabilizador, se usaron valores muy bajos para empezar y se fue aumentando según el comportamiento del aeromodelo.

- P GAIN: "75", Un número superior provocará oscilaciones y un número inferior reduce el control del stick.
- P LIMIT: "20", limita la potencia con la que la estabilización tomará el mando sobre los motores.

Los demás contenidos del MENU se dejaron por defecto de fábrica y por recomendación del manual de usuarios (Hobbyking, s.f.).

## ESC'S CALIBRATION

Esta operación se realizó con la batería conectada y desconectando el conector del ESC de la salida del motor 1.

- Apagar la tarjeta
- Encender la emisora y posicionar la palanca del Throttle al máximo.
- Mantener los pulsadores 1 y 4 de la tarjeta de control de vuelo hasta el último paso.
- Encender la tarjeta
- Esperar hasta que los ESC'S piten para confirmar que la palanca del Throttle se encuentra en su máximo.
- Baje la palanca del Throttle a cero
- Espere hasta que nuevamente los ESC'S emitan un pito para confirmar la correcta calibración (Hobbyking, s.f.).

## Normas de seguridad

- Antes de realizar el vuelo, situar el aeromodelo en el suelo en un área amplia y retirarse al menos cinco metros.
- Para armar la tarjeta situar la palanca de THROTTLE a cero y desplazarla a la derecha , la tarjeta emitirá un Bip y ahora estará armada.
- Para acercarse al aeromodelo como medida de seguridad desarme la tarjeta, situé la palanca de THROTTLE a cero y desplazar a la izquierda durante unos segundos y la tarjeta emitirá un Bip y ahora la tarjeta está desarmada (Hobbyking, s.f.).





Figura 26. Prototipo final.

### Conclusiones

El desarrollo de este proyecto de investigación busco diseñar, construir e implementar un quadrotor basándonos en investigaciones actuales, que permita futuras investigaciones específicas en control y planeación de movimiento. Se espera que el prototipo final tenga un impacto directo sobre la comunidad universitaria que genere investigación alrededor de los diferentes sistemas de control y monitoreo de diferentes ambientes. El prototipo final podrá ser utilizado por los estudiantes para tener una mejor comprensión en lo que se refiere a sistemas de control, también va ser de gran importancia para aquellos estudiantes que deseen desarrollar proyectos de investigación con el mismo campo.

La estructura o *frame* es sobre la cual se soportan todas las partes que hacen posible el vuelo del prototipo y es prescindible que sea lo suficientemente rígido, resistente y del menor peso posible teniendo claro lo anterior, decidimos utilizar un material (acrílico) proporcionado por la universidad, pero para darle mayor rigidez decidimos colocar en los brazos una estructura doble. Los sensores incluidos en el sistema medición inercial (IMU por sus siglas en inglés) fueron de vital importancia para la estabilización y orientación del prototipo, pero se apreció en las pruebas de vuelo que las vibraciones de los motores alteran las mediciones que realizan los sensores, por eso se llegó a la solución de implementar una espuma que absorba las vibraciones.

En ambientes interiores donde hay mínima interferencia por los fuertes vientos, los vuelos son menos bruscos y el pilotaje del quadrotor sea más fácil, ahora para ambientes donde el aire se convierte en un factor importante para el desempeño del quadrotor, el prototipo final se comportó de un manera confiable.

Durante los vuelos realizados fue de gran ayuda obtener un prototipo final y a su vez desarrollar la habilidad para pilotear el prototipo, la integración de componentes del quadrotor fueron de gran cuidado, ya que una mala elección provocaría el daño permanente de cualquier pieza. Hemos logrado realizar el objetivo principal del proyecto en diseñar, construir y evaluar un quadrotor de comunicación inalámbrica bidireccional.

### Referencias

- Achtelik, M., Zhang, T., Kuhnlenz, K., y Buss, M. (2009). Visual tracking and control of a quadcopter using a stereo camera system and inertial sensors. En *Mechatronics and automation, 2009. icma 2009. international conference on* (pp. 2863–2869). Descargado de [http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs\\_all.jsp?arnumber=5246421](http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=5246421)
- Achtelik, M. C., Stumpf, J., Gurdan, D., y Doth, K.-M. (2011). Design of a flexible high performance quadcopter platform breaking the mav endurance record with laser power beaming. En *Intelligent robots and systems (iros), 2011 ieee/rsj international conference on* (pp. 5166–5172). Descargado de [http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs\\_all.jsp?arnumber=6094731](http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=6094731)
- Barreno, Y. (2015, MAYO). *Diseño construcción e implementación de banco de pruebas para sistemas de control, implementado pid's*.
- Chen, M. Y., Edwards, D. H., Boehmer, E. L., Eller, N. M., Slack, J. T., Speck, C. R., y cols. (2013). Designing a spatially aware and autonomous quadcopter. En *Systems and information engineering design symposium (sieds), 2013 ieee* (pp. 213–218).

- Descargado de [http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs\\_all.jsp?arnumber=6549521](http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=6549521)
- Fatan, M., Sefidgari, B. L., y Barenji, A. V. (2013). An adaptive neuro pid for controlling the altitude of quadcopter robot. En *Methods and models in automation and robotics (mmar), 2013 18th international conference on* (pp. 662–665). Descargado de [http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs\\_all.jsp?arnumber=6669989](http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=6669989)
- Gaponov, I., y Razinkova, A. (2012). Quadcopter design and implementation as a multidisciplinary engineering course. En *Teaching, assessment and learning for engineering (tale), 2012 ieee international conference on* (pp. H2B–16). Descargado de [http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs\\_all.jsp?arnumber=6360335](http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=6360335)
- Gupte, S., Mohandas, P. I. T., y Conrad, J. M. (2012). A survey of quadrotor unmanned aerial vehicles. En *Southeastcon, 2012 proceedings of ieee* (pp. 1–6). Descargado de [http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs\\_all.jsp?arnumber=6196930](http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=6196930)
- Hobbyking. (s.f.). Manual kk2.0 multi-rotor lcd flight control board [Manual de software informático].
- Jaramillo, F., y Gómez, A. (2013). *Sistema de control para la estabilidad y orientación de un helicóptero quadrotor*.
- Morar, I., y Nascu, I. (2012). Model simplification of an unmanned aerial vehicle. En *Automation quality and testing robotics (aqtr), 2012 ieee international conference on* (pp. 591–596). Descargado de [http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs\\_all.jsp?arnumber=6237779](http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=6237779)
- Ollervides, E. J., Dzul, A., Sáenz, A., y Santibáñez, V. (s.f.). Diseño de una plataforma para el control embarcado de un quadrotor.
- Sa, I., y Corke, P. (2012). System identification, estimation and control for a cost effective open-source quadcopter. En *Robotics and automation (icra), 2012 ieee international conference on* (pp. 2202–2209). Descargado de [http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs\\_all.jsp?arnumber=6224896](http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=6224896)
- Steveis. (s.f.). Kk2.1.x instruction manual v1.19s1 pro [Manual de software informático].

