

Artículo Científico

**DESARROLLO DE UN DRON PARA APLICACIONES DE TELEMETRÍA****A DRONE DEVELOPMENT FOR TELEMETRY APPLICATIONS**

Univ. Alan Mihael Escalera Torrico 1  
 Ing. M.Sc. Edgar Roberto Ramos Silvestre 2

**RESUMEN**

El estudio y desarrollo del dron fue investigado desde su modelo matemático. Fue posible observar que es dinámicamente inestable. Se realizó la simulación de su comportamiento mediante sistemas de ecuaciones diferenciales y uso de Matlab Simulink donde se observó el movimiento y desplazamiento que realiza.

El hardware tiene diferentes características que permite al operador manipular al dron con libertad. Éste tiene un rango de vuelo de aproximadamente un kilómetro de distancia, un peso total de 2,4 kg, y su tiempo de autonomía de vuelo alcanza hasta 10 min. Además puede ser controlado a distancia, así como también la transmisión de video en tiempo real.

El desarrollo del software fue programado en C#, la interfaz es sencilla y amigable fácil de entender, en ésta se puede observar los controles para la toma de imagen y video. Presenta también un espacio donde se puede observar los valores de monóxido de carbono, temperatura y humedad en una gráfica, y son almacenados con fecha y hora para después estudiarlos exportando los valores desde la base de datos.

**Palabras clave:** Dron. Telemetría. Robótica. Visión artificial.

**ABSTRACT**

The study and development of drone was investigated from the mathematical model which was dynamically unstable. A behavior simulation was performed using systems of differential equations using Matlab and Simulink where movement and displacement was observed.

The hardware has different features that allows the operator to manipulate the drone freely, has a range of about a kilometer away to be controlled as well as the transmission of video in real time, with a total weight of 2,4 kg and its runtime flight reaches up to 10 min.

The development of the software was programmed in C#, the interface is simple and user friendly to understand, and in this it is possible to see the controls for picture taking and video. It also has a space where can be observed the values of carbon monoxide, temperature and humidity in a graph, and are stored with date and time for study after exporting the values from the database.

**Keywords:** Drone. Telemetry. Robotics. Artificial vision.

**INTRODUCCIÓN**

Vivimos en una época donde tenemos las herramientas necesarias para innovar y también implementar nuevas tecnologías. Si no contamos con alguna de ellas, existen diferentes alternativas para adquirirlas a un precio relativamente económico, por lo cual no hay excusa para decir que nuestro país no tiene las herramientas para obtener nuevas tecnologías y así realizar proyectos nuevos e innovadores.

Para brindar un buen servicio en una determinada área, se requieren nuevas herramientas. En el área de la telemetría donde se demanda tomar mediciones de variables, un dron aéreo (UAV) se controla de forma automática o manual, según el gusto del usuario.

Páginas 21 a 31

Fecha de Recepción: 31/11/16

Fecha de Aprobación: 02/12/16

1) Estudiante de ingeniería electrónica. Univalle Cochabamba. amet.net@gmail.com

2) Ingeniero Electrónico. Maestría en Tecnología de Cómputo. Director de Departamento de Ingeniería en Telecomunicaciones. Univalle Cochabamba. eramoss@univalle.edu

En el presente proyecto se plantea desarrollar un dron aéreo para aplicaciones de telemetría utilizando diferentes componentes necesarios para su implementación.

**MATERIALES Y MÉTODOS**

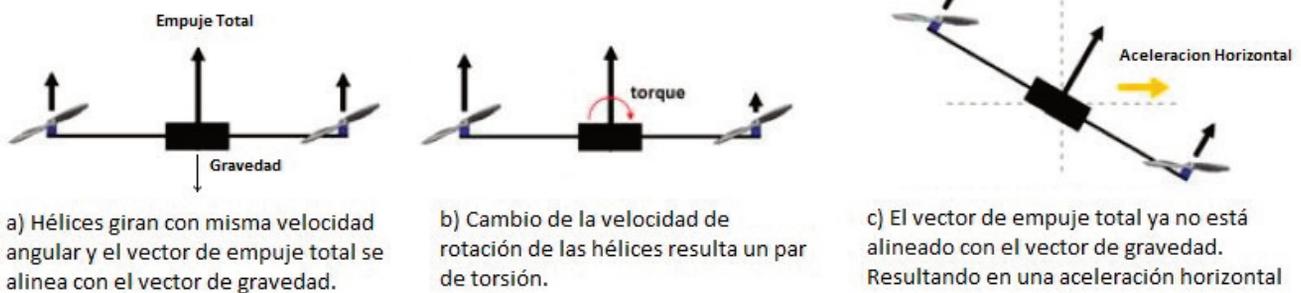
**Fundamentos del Multirotor**

Un hexacóptero es un vehículo aéreo multirotor de seis motores. Este multirotor es dinámicamente inestable, tiene seis grados de libertad, es un sistema con gran necesidad de control. Los seis grados de

libertad constan de movimientos de traslación y rotación en tres dimensiones, el movimiento de traslación es creado por el cambio de dirección y la magnitud de empuje de las hélices hacia arriba (1).

Para el movimiento de rotación es necesario inclinar el vector de empuje, se lleva a cabo cambiando la velocidad en las hélices individualmente para crear pares de torsión alrededor del centro de rotación. El movimiento del multirotor en dos dimensiones está representado en la Figura N°1.

**Figura N° 1. Movimientos en 2d**



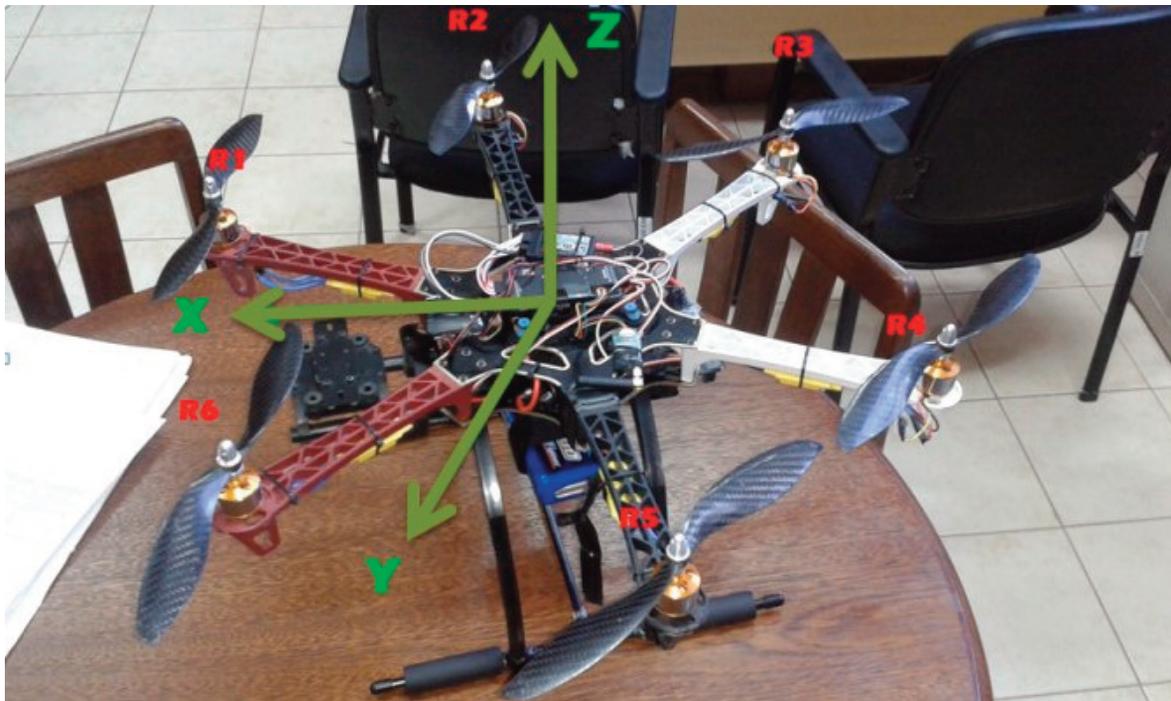
Fuente: Elaboración propia. 2015.

**Coordenadas de la estructura**

Para realizar un seguimiento del hexacóptero se utilizan dos coordenadas para representar la posición, y para la orientación se hace en tres dimensiones. En

este proyecto la estructura se define teniendo el eje X apuntando hacia adelante indicado por los brazos rojos, el eje Y apunta a la izquierda y el eje Z apuntando hacia arriba (Figura N° 2)

**Figura N° 2. Ejes y Rotores**



Fuente: Elaboración propia. 2015.

### Cinemática

Con el fin de transformar cualquier cantidad lineal con respecto a tierra, se utilizan matrices. Simplificando la notación  $\sin()$  y  $\cos()$  se abrevian como  $s()$  y  $c()$  respectivamente. El primer giro es correspondiente al ángulo Roll, la relación entre B y B<sup>1</sup>, después del Roll (Balanceo), se lo realiza alrededor del eje x<sub>B</sub>, puede ser descrito por:

$$\begin{bmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_B^1 \\ y_B^1 \\ z_B^1 \end{bmatrix}$$

Donde la rotación de la matriz se denota  $R(x, \phi)$ . El segundo giro se realiza alrededor del eje y a partir del nuevo eje y<sub>B</sub><sup>1</sup> con el ángulo pitch  $\theta$  para dejar el eje z<sub>B</sub><sup>2</sup> en su posición final.

$$\begin{bmatrix} x_B^1 \\ y_B^1 \\ z_B^1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & -s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_B^2 \\ y_B^2 \\ z_B^2 \end{bmatrix}$$

Con la rotación la matriz  $R(y, \theta)$ . El tercer giro y última rotación correspondiente al ángulo yaw  $\psi$ , se realiza alrededor del eje z a partir del nuevo eje z<sub>B</sub><sup>2</sup> para dejar en su posición final. Finalmente Yaw B<sup>2</sup> y  $\epsilon$  son relacionados por:

$$\begin{bmatrix} x_B^2 \\ y_B^2 \\ z_B^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix}$$

Usando la rotación matriz  $R(z, \psi)$ . La matriz rotacional total, se obtiene multiplicando  $R(x, \phi)$ ,  $R(y, \theta)$  y  $R(z, \psi)$ . Entonces:

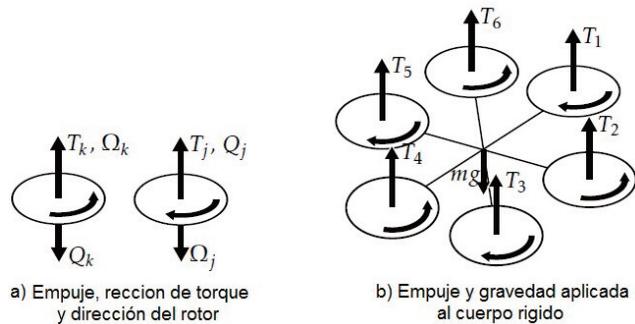
$$R_L = \begin{bmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix}$$

Fuente: (2).

### Aplicando fuerzas y torques

Las fuerzas y torques que actúan en el hexacóptero (Figura N° 3) son: la gravedad, la fricción aerodinámica y fuerzas de torque producida por las hélices y los efectos giroscópicos de la rotación de las hélices. El torque causado por la aceleración angular de las hélices ha sido despreciado.

Figura N° 3. Fuerza y torques producidos por los rotores



Fuente: (1).

### Empuje y torque de las hélices

El empuje producido por la aerodinámica de las hélices y la reacción del torque de la rotación de los rotores se muestra en la Figura N° 3. La sumatoria del empuje de las hélices es la fuerza total de elevación en dirección al eje z<sub>B</sub>. Si el empuje de la hélice i es llamado T<sub>i</sub> entonces la fuerza de elevación F<sub>w</sub> es:

$$F_w = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 + T_5 + T_6$$

Ya que la fuente de los empujes de las hélices no está posicionada en el centro de gravedad, estos crean torques alrededor de los diferentes ejes de rotación. Usando geometría básica (Figura N° 4), es fácil encontrar el torque producido. Alrededor del eje x<sub>B</sub> el torque M<sub>p</sub> de las hélices es:

$$M_p = -\frac{l}{2}T_1 - lT_2 - \frac{l}{2}T_3 + \frac{l}{2}T_4 + lT_5 + \frac{l}{2}T_6$$

Donde l es la longitud del brazo del hexacóptero. Alrededor del eje y<sub>B</sub> el torque M<sub>q</sub> es:

$$M_q = \frac{\sqrt{3}l}{2}T_1 - \frac{\sqrt{3}l}{2}T_3 - \frac{\sqrt{3}l}{2}T_4 + \frac{\sqrt{3}l}{2}T_6$$

El torque alrededor del eje z<sub>B</sub> es un resultado de la tercera ley de Newton. Cuando el motor acelera y mantiene la hélice rotando, ejerce un torque en el eje de la hélice. El motor está sujeto a un torque del mismo tamaño en dirección opuesta de las hélices.

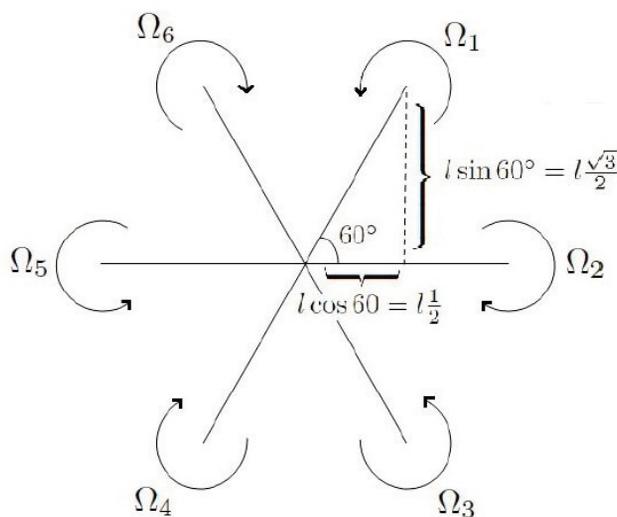
Desde que el motor es montando en la estructura el torque se propaga en el hexacóptero. Este torque es llamado reacción de torque. Si la reacción de la hélice i es llamada  $\tau_i$  el torque total alrededor del eje z<sub>B</sub> llamado M<sub>r</sub> es:

$$M_r = -\tau_1 + \tau_2 - \tau_3 + \tau_4 - \tau_5 + \tau_6 \quad (3.21)$$

El torque es producido por dos diferentes fuentes. Cuando los motores y las hélices aceleran, estos ejercen un torque en el hexacóptero.

También propulsando la hélice a través del aire crea fricción. Esta fricción es llamada torque aerodinámico. La aceleración de la hélice se desprecia porque es muy rápida, por lo tanto, el torque de reacción es igual al torque aerodinámico [3].

**Figura N° 4. Hexacóptero rotor y distancias del centro de gravedad**



Fuente: (1).

El empuje y el torque aerodinámico producido por una hélice pueden ser relacionados con la velocidad de rotación de las hélices. Si la velocidad de rotación de una hélice es llamada  $\Omega_i$ , entonces el empuje generado  $T_i$  es:

$$T_i = b\Omega_i^2$$

Donde  $b$  es una constante de empuje. El torque aerodinámico  $Q_i$  de las hélices  $i$  llega a ser:

$$Q_i = d\Omega_i^2$$

Donde  $d$  es la constante de factor de arrastre.

El torque total  $M_A$  de los efectos aerodinámicos de las hélices puede ser escritos como:

$$M_A = \begin{bmatrix} -bl(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_5^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2)) \\ bl \frac{\sqrt{3}}{2} (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \end{bmatrix}$$

Y el total de la fuerza  $F_A$  llega a ser:

$$F_A = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \end{bmatrix}$$

### Sistemas de entrada

En este modelo la velocidad rotacional de las hélices son elegidos como entradas, más adelante se elige las entradas por torques para Matlab Simulink.

$$F_w = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2)$$

$$M_p = -bl(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_5^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2))$$

$$M_q = bl \frac{\sqrt{3}}{2} (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2)$$

$$M_r = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2)$$

$$W_G = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 - \Omega_5 + \Omega_6$$

Donde  $F_w$  corresponde al tercer componente de la fuerza aerodinámica  $F_A$  de las hélices definido por la ecuación de la Fuerza y  $M_p$ ,  $M_q$  y  $M_r$  a los componentes del torque aerodinámico  $M_A$  definido por los totales de su correspondiente ecuación, y donde  $W_G$  es la entrada de perturbación causada por los torques giroscópicos (3).

### Sistema de modelado total

El sistema es escrito en componentes donde las entradas han sido incluidas.

$$\dot{x} = c\theta c\psi u + (s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi)v + (c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi)w$$

$$\dot{y} = c\theta s\psi u + (s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi)v + (c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi)w$$

$$\dot{z} = -s\theta u + s\phi c\theta v + c\phi c\theta w$$

$$\dot{u} = rv - qw + s\theta g - \frac{a_T}{m}u$$

$$\dot{v} = pw - ru - s\phi c\theta g - \frac{a_T}{m}v$$

$$\dot{w} = qu - pv - c\phi c\theta + \frac{1}{m}F_w - \frac{a_T}{m}w$$

$$\dot{\phi} = p + s\phi t\theta q + c\phi t\theta r$$

$$\dot{\theta} = c\phi q - s\phi r$$

$$\dot{\psi} = \frac{s\phi}{c\theta}q - \frac{c\phi}{c\theta}r$$

$$\dot{p} = \frac{J_{yy} - J_{zz}}{J_{xx}}qr + \frac{1}{J_{xx}}M_p - \frac{J_{p,zz}}{J_{xx}}qW_G - \frac{a_R}{J_{xx}}p$$

**Simulación**

La simulación en Matlab Simulink permite ver el comportamiento del dron utilizando los parámetros físicos según los siguientes puntos:

- Se usa la longitud de los brazos de un extremo a otro.

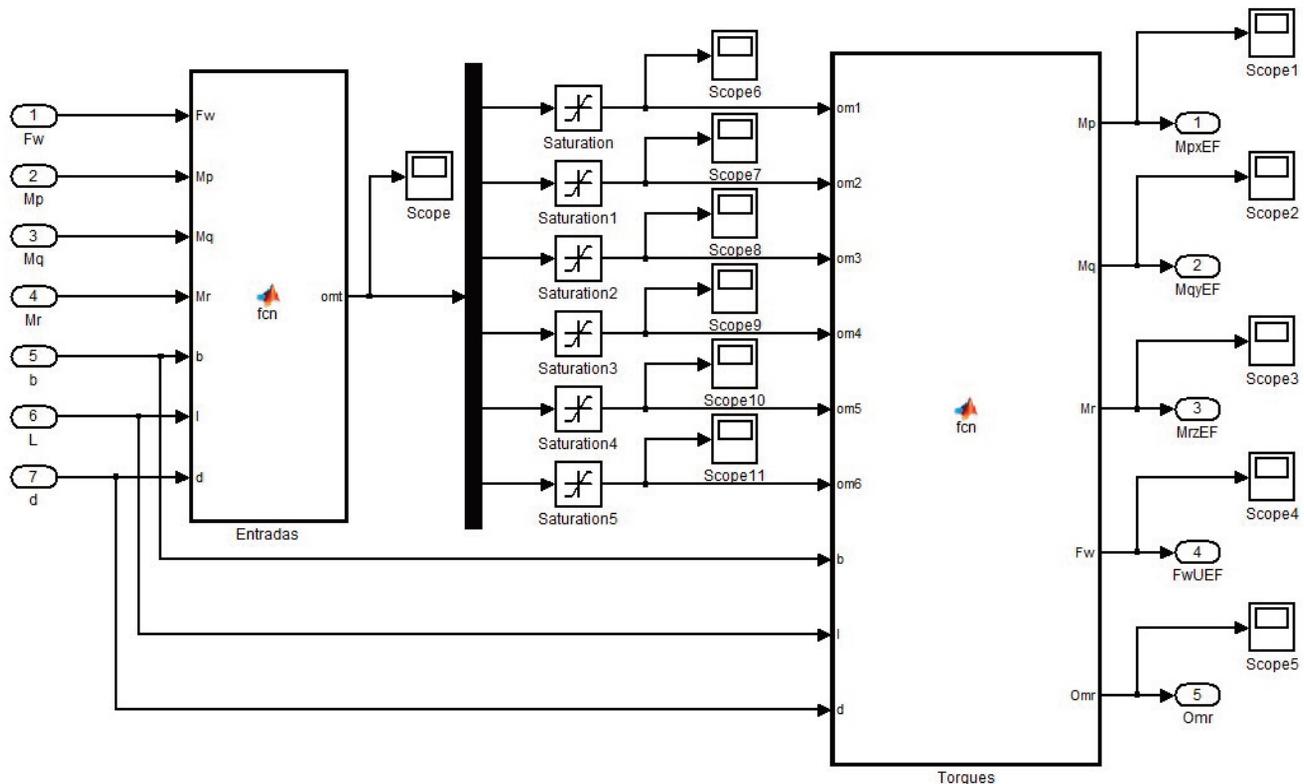
- Se toma en cuenta la masa de la estructura completa.
- La constante de gravedad.
- Constante de empuje y factor de arrastre.
- Posición inicial del multirrotor.

**Tabla N° 1. Parámetros**

Nombre	Descripción	Valor
L	Longitud de brazos	0,5 [m]
m	Masa de la estructura	2,35 [Kg]
g	Gravedad	9,81 [m/s]
b	Constante de empuje	4,19e-3 Vs/rad
d	Constante de arrastre	4,19e-3 Nm/A

Fuente: Elaboración propia. 2015.

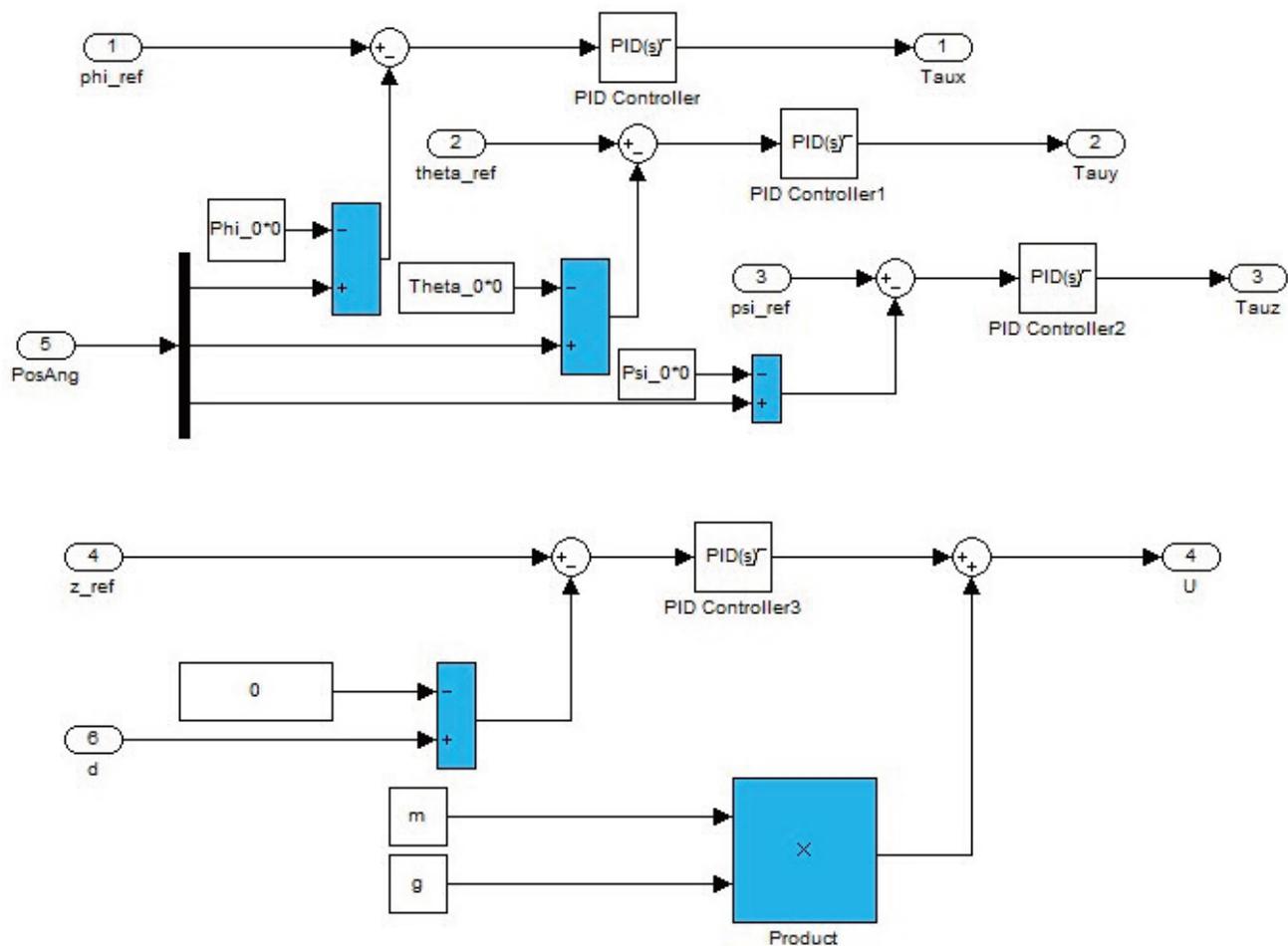
**Figura N° 5. Bloques entradas y torques**



Fuente: Elaboración propia. 2015.

**Entradas** contiene las ecuaciones de entradas para el simulador aplicando la matriz pseudoinversa, que se encuentra en función de los torques del controlador PID. Mientras que **Salida de torques** concentre las ecuaciones de entradas del modelo matemático.

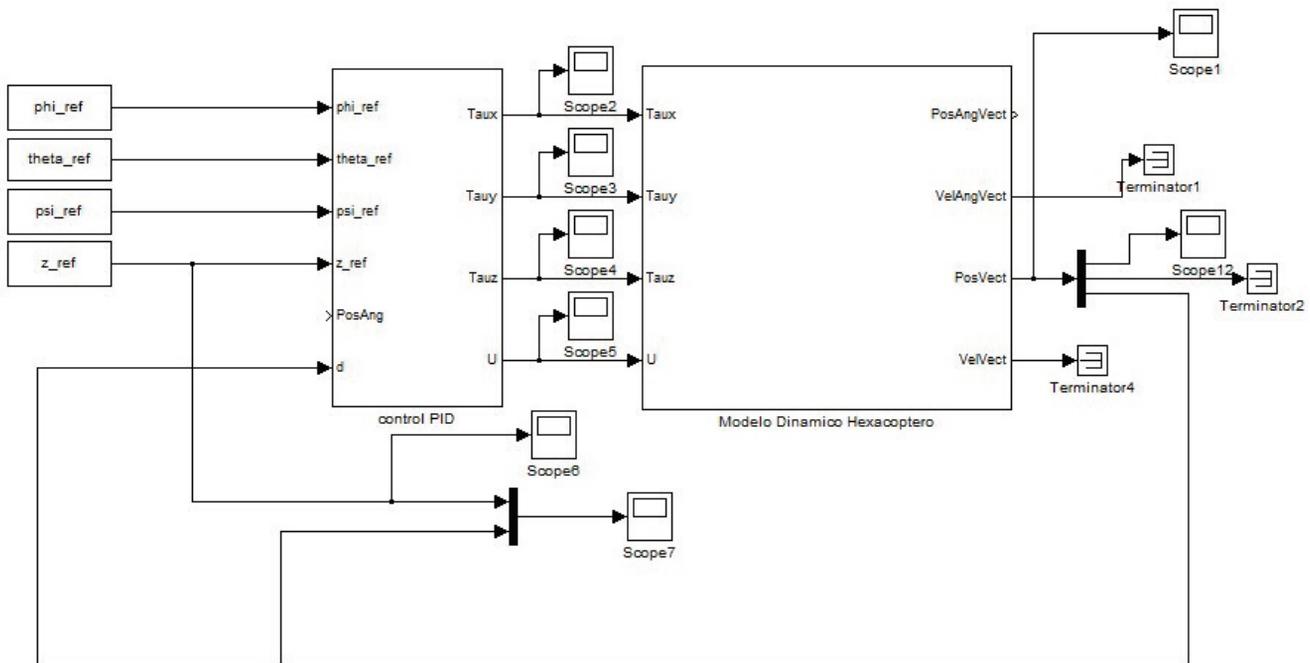
Figura N° 6. Sistema de control PID



Fuente: Elaboración propia. 2015.

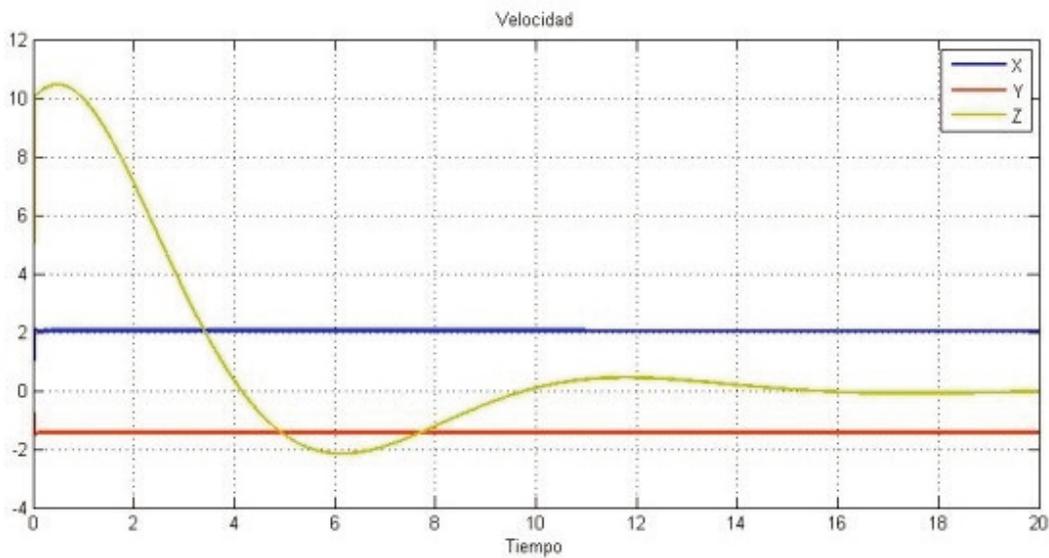
Como salida del controlador PID, están los torques en los ejes x,y,z como  $T_{aux}$ ,  $T_{auy}$ ,  $T_{auz}$ , que ingresan directamente al sistema del modelo matemático.

Figura N° 7. Sistema completo de control y modelado



Fuente: Elaboración propia. 2015.

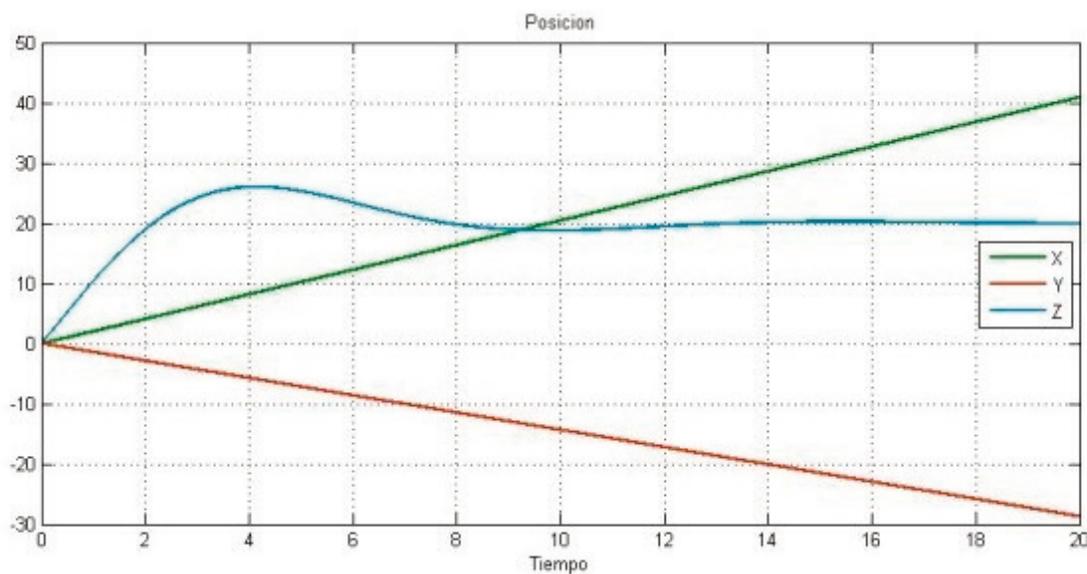
Figura N° 8. Salida Velocidad Lineal



Fuente: Elaboración propia. 2015.

En la Figura N° 8 se puede observar que la velocidad lineal en el eje z tiende a 0 y la velocidad del eje x y el eje y son constantes. Estas variables van moviéndose en dicha posición tal como se muestra en la Figura N° 9.

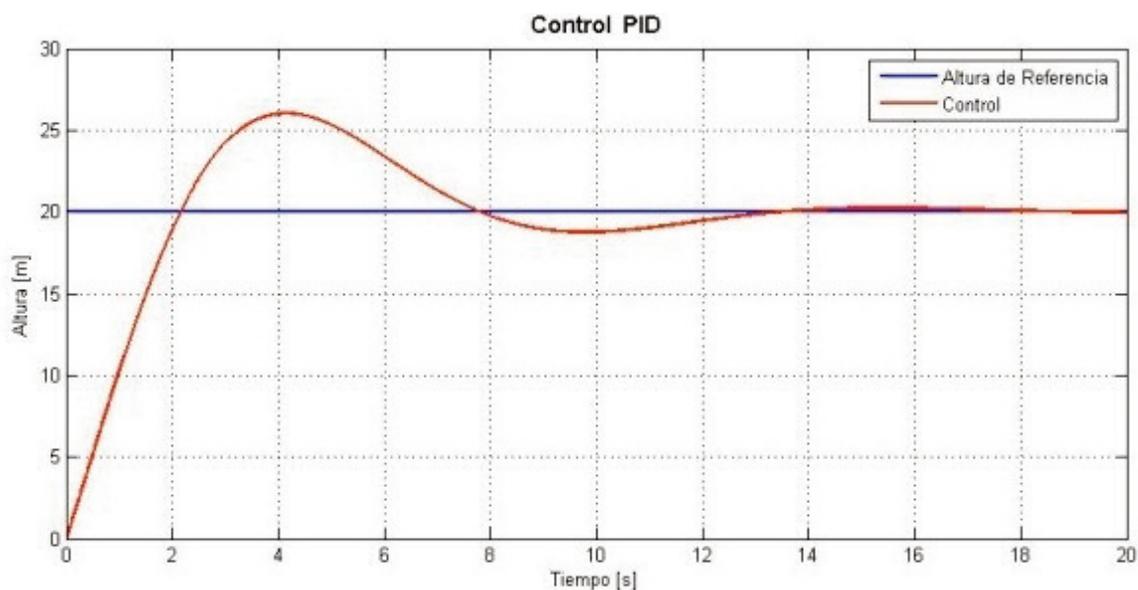
Figura N° 9. Salida Posición Lineal



Fuente: Elaboración propia. 2015.

En la Figura N° 10 se puede observar la salida del sistema en el eje Z donde la variable es controlada a un valor determinado. También se grafica la altura de referencia.

Figura N° 10: Salida del Control PID



Fuente: Elaboración propia. 2015.

### Estructura final

Se montaron los motores, con las hélices, controladores de velocidad, controlador, transmisor, el receptor del radio control, GPS, el modulo RF, y se soldó lo necesario a la estructura listo para iniciar el primer vuelo tal como se ve en la Figura N° 11.

**Figura N° 11. Estructura Final**

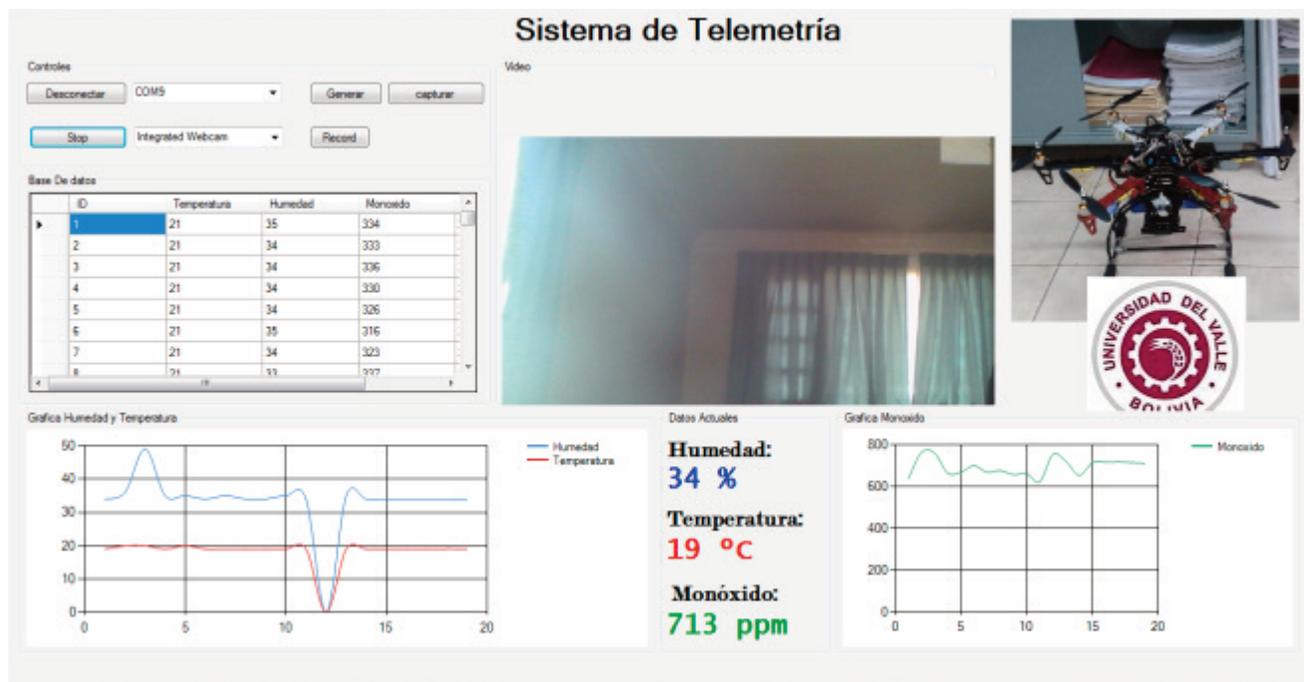
*Fuente: Elaboración propia. 2015.*

## **APLICACIÓN Y TELEMETRÍA**

### **Programación del software**

Para la toma de variables se programó el software en C# donde se recibe las variables, almacenándolas en una base de datos, y mostrándolas mediante una gráfica.

Figura N°12. Software sistema de telemetría

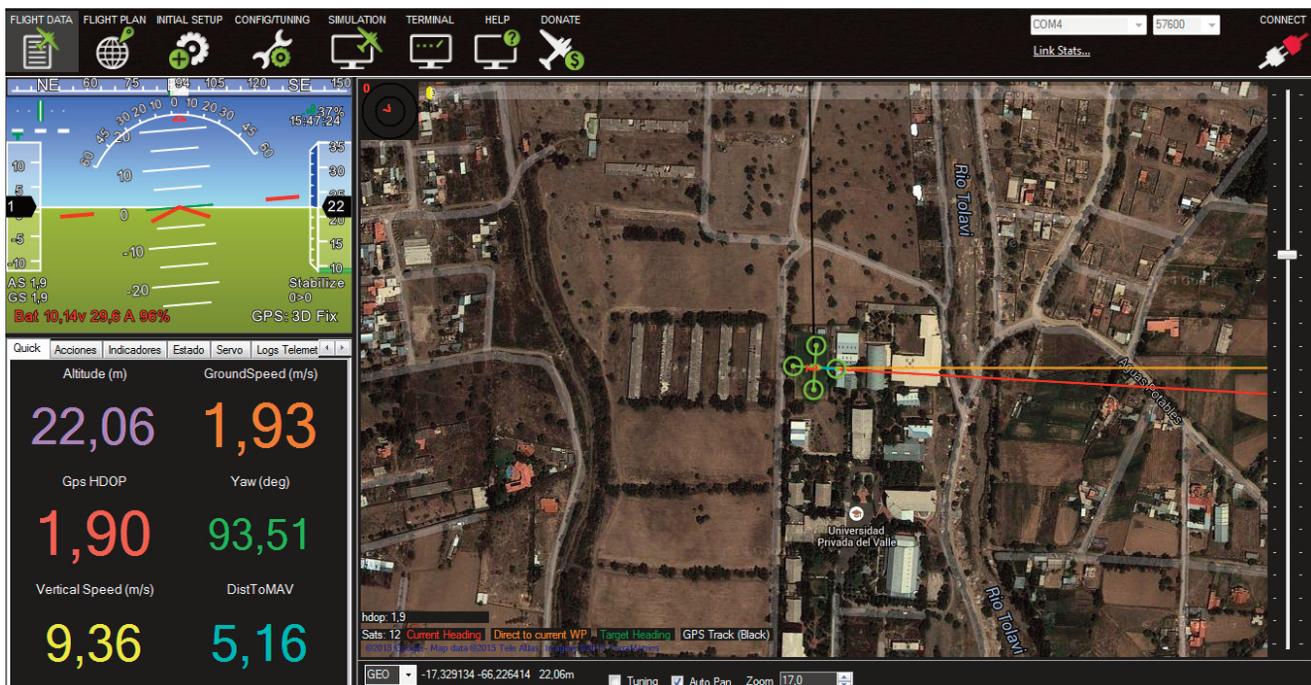


Fuente: Elaboración propia. 2015.

### Estación de tierra

Como estación de tierra se tiene al software Mission Planner, donde se muestra los datos básicos en el HUD que se necesita saber del dron, estos pueden ser, Altura, Velocidad, Punto de partida, HDPO (valor del GPS), posición del dron, variación del acelerómetro.

Figura N° 13. Interfaz Estación de tierra



Fuente: Elaboración propia. 2015.

## CONCLUSIONES

En el desarrollo del proyecto en lo práctico y en la búsqueda de información se llegó a las siguientes conclusiones:

- Se estudió el modelo matemático de un hexacóptero, y se lo implemento mediante MatLab Simulink para comprobar las ecuaciones. De esta manera se implementó un control PID para controlar las torques ejercidas en cada uno de los ejes, así por simulación se demostró mediante el modelo matemático el comportamiento de un hexacóptero.
- Se desarrolló el dron teniendo en cuenta la fuerza de los motores y el peso que era necesario levantar, se ensambló la estructura y se montó el controlador. Para el primer vuelo se estudió el funcionamiento del controlador y después se configuró y calibró los sensores. También se hizo varias pruebas de vuelo para encontrar los parámetros adecuados para su estabilidad.
- Para el monitoreo de las variables de humedad, temperatura y contaminación en el aire se realizó la programación en el controlador así también en la computadora con una interfaz gráfica.
- Se realizó pruebas de comunicación y transmisión de video en tiempo real, mediante una cámara que

permite transmitir video. Se pudo notar que el ruido y las vibraciones influyen mucho en la transmisión.

- Se concluye que en el presente proyecto pudo tomar datos de las variables de humedad temperatura y monóxido de carbono junto con la toma de video y su captura en tiempo real.

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- (1) FOGELBERG, J. (2013). Modelado del Sistema. En J. Fogelberg, Navigation and Autonomous (págs. 25-27). Sweden: Media-Tryck.
- (2) RODRÍGUEZ, P. D. (2014). Modelado. En P. D. Rodriguez, Verificación y sistemas de control de vuelo para MAV-VTOL basadas en MATLAB Stateflow (págs. 36-37). Sevilla.
- (3) MAGNUSSON, T. (2014). System Modelling. En T. Magnusson, Attitude Control of a Hexarotor (págs. 16-21). Linköping.