

Diseño, construcción de la estructura mecánica y pruebas de vuelo de un hexacóptero de monitoreo para aplicaciones militares

Dávila Paúl¹; Orna Javier¹; Rosales Andres²; Ávalos Eduardo²

¹Escuela Politécnica Nacional, Facultad de Ingeniería Mecánica, Quito, Ecuador

²Escuela Politécnica Nacional, Facultad de Ingeniería Electrónica, Quito, Ecuador

Resumen: La presente investigación tiene por objeto el diseño bajo el concepto de elementos finitos y construcción de un hexacóptero de monitoreo para áreas inaccesibles. La estructura del hexacóptero se ha construido con fibra de carbono para obtener el menor peso posible en la estructura y brindar resistencia a la misma.

En el diseño aerodinámico se realizan los cálculos para determinar la potencia requerida en los rotores, para ello se comparan dos teorías, la teoría de cantidad de movimiento y la teoría de elemento de pala, este análisis determina que cada motor requiere una potencia de 614,64 W. Para cumplir con los requerimientos de autonomía se han utilizado 6 baterías LiPo de 5000 mAh de 6 celdas de almacenamiento con un voltaje de salida de 22,2 V. Con esta configuración se logran tiempos de vuelo continuo sin carga de 40 minutos.

Palabras clave: Dron, hexacóptero, fibra de carbono.

Design, construction of the mechanical structure and flight tests of a monitoring hexacopter for military applications

Abstract: The present research aims to perform the design and construction of a monitoring hexacopter. The drone has been made of carbon fiber, in order to obtain the lightest structure possible and increase the aircraft payload.

In the design, the aerodynamic calculations were made in order to determine the required power for the rotors. For this reason, two theories were compared, the momentum theory and the propeller theory. After performing this analysis it was possible to determine which each engine required a power equal to 614,64 W. In order to fulfill the autonomy requirements, six LiPo batteries of 5000 mAh with six cells in order to get an output voltage of 22,2 V, have been used. This configuration has been allowed to obtain a continuous flight without load during 40 minutes.

Keywords: Drone, hexacopter, carbon fiber.

1. INTRODUCCION

Saska M. (2014) explica que en los últimos años se han registrado avances exponenciales en el desarrollo de aeronaves no tripuladas (UAVs, del inglés Unmanned Vehicle aerial), principalmente en lo que se refiere a los multirrotores, debido a las diversas aplicaciones que se les puede dar como; monitoreo de zonas inaccesibles, vigilancia de redes eléctricas, entrega de paquetes, entre otras.

Los UAVs, con mayor o menor grado de inteligencia, pueden comunicarse con el controlador para devolver datos de una imagen o vídeo, así como información referente a su estado,

posición, parámetros meteorológicos, altitud o telemetría, tal como le explica Monzón I. (2013).

Además, estos vehículos suelen estar armados con sistemas de seguridad que en caso de fallo de cualquiera de sus componentes o programas, toman medidas correctivas o alertan al operador. Es decir pueden tomar medidas propias para afrontar un problema no esperado.

Hoy, estas características siguen siendo extremadamente útiles, pero además se ha expandido su campo de acción a otras áreas. Actualmente se ha realizado importantes investigaciones en drones militares (como son llamados de forma coloquial), cuyas principales características son: vigilancia y recolección de información a través del transporte

de cámaras especializadas, que son el objetivo general es el de este proyecto.

Los drones autónomos normalmente tienen un mayor consumo y una mecánica más compleja. Pero tienen un mejor manejo, pueden operar en lugares inhóspitos, en pequeños espacios y rutas complejas, esto lo explica claramente Saska M. (2014) y Monzón I. (2013). En este grupo, un miembro especial es el helicóptero multi-rotor.

La principal desventaja de un multirrotor es el consumo energético, debido a que la capacidad de almacenamiento de sus baterías no duran demasiado, pero supera a los otros UAVs en maniobrabilidad, simplicidad mecánica e incluso en facilidad de manejo.

En la Figura 1 se observa una clasificación de los UAVs tomando en cuenta la física de vuelo empleada. Los drones de ala fija tienen la ventaja de un consumo de energía moderado, una mecánica simple y un mayor sigilo en operación, ya que pueden volar sin partes móviles y planear. Por otro lado, su movilidad no es demasiado buena. Son buenos para volar desde un punto hasta otro, pero no gestionan bien maniobras rápidas o en espacios pequeños.

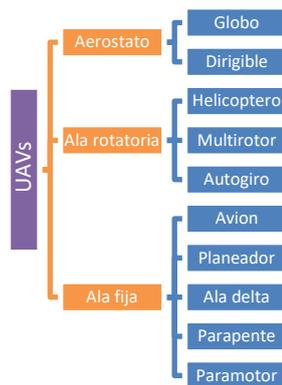


Figura 1. Clasificación UAVs por la física de vuelo empleada. Monzón I. (2013).

A partir de este punto, el presente proyecto se centrará en los UAVs de ala rotatoria por su alto potencial de crecimiento, específicamente en un hexacóptero.

En este trabajo se modeló la estructura soporte del hexacóptero bajo el concepto de elementos finitos, cuyo principal aporte es el incremento de la carga útil que puede llevar, además poseer una autonomía de vuelo superior a cualquier dron comercial que se pueda adquirir en territorio nacional. Posteriormente se ha construido un prototipo de este modelo para verificar que la selección de los componentes electrónicos sea la correcta y cumpla con un vuelo satisfactorio bajo las condiciones requeridas, por medio de un control remoto a distancia.

2. DESARROLLO

2.1 Fundamento Teórico

En un multirrotor el control del movimiento se logra variando la velocidad angular de cada uno de los motores. La combinación de giro de los ejes de los motores permite que un multirrotor posea tres tipos de movimientos: alabeo (Roll), cabeceo (Pitch) y guiñada (Yaw).

- *Movimiento de Alabeo (Roll)*

El movimiento de alabeo permite al hexacóptero realizar movimientos a la izquierda o derecha. Este movimiento está definido por el ángulo de giro (ϕ).

- *Movimiento de cabeceo (Pitch)*

El movimiento de cabeceo permite al hexacóptero realizar movimientos hacia adelante y atrás. Este movimiento está definido por el ángulo de giro (θ).

- *Movimiento de guiñada (Yaw)*

El movimiento de guiñada permite al hexacóptero girar su eje vertical. Este movimiento está definido por el ángulo de giro (ψ).

El hexacóptero estudiado consta de seis rotores, con tres pares de hojas de paso fijo contra-rotación. El dron se controla ajustando las velocidades angulares de los rotores que se hacen girar mediante motores eléctricos. Se asumió como un cuerpo rígido, por lo que el análisis de control se realiza por medio de un sistema de ecuaciones diferenciales que obedecen a la dinámica de Newton-Euler y de Euler-Lagrange.

La estructura esquemática del hexacóptero se ilustra en la Figura 2, con el fin de describir el movimiento del hexacóptero, tal como lo señala Rtales V. (2014) se precisan dos sistemas de referencia: sistema fijo a tierra y el sistema de cuerpo.

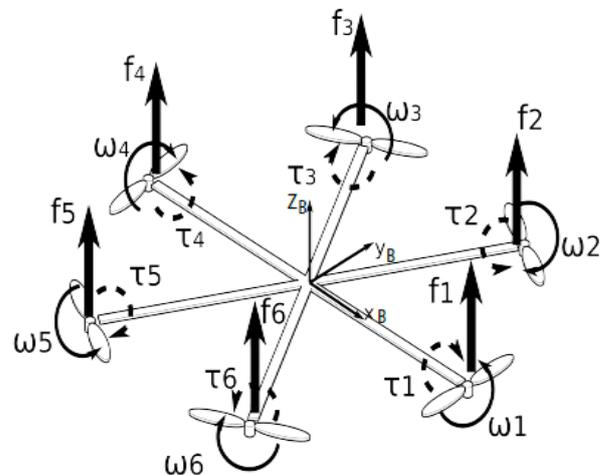


Figura 2. Estructura esquemática del hexacóptero

2.2 Metodología

2.2.1 Análisis aerodinámico

Se asume al Hexacóptero como un cuerpo rígido y por lo tanto las ecuaciones de Newton-Euler y Euler-Lagrange aplicadas al diseño del prototipo corresponden al siguiente análisis.

Con el fin de describir la dinámica del hexacóptero, se toman en cuenta las ecuaciones de Newton-Euler, que rigen el movimiento lineal y angular.

En primer lugar, la fuerza que actúa sobre la Hexacóptero está definida por la Ecuación (1):

$$F = \frac{d(m \cdot V_B)}{dt} + v(m \cdot V_B) \quad (1)$$

Dónde:

F = fuerza que actúa sobre el hexacóptero.

m = masa del hexacóptero

V_B = velocidad de traslación del hexacóptero

v = velocidad de rotación del hexacóptero

La masa *m* se asume como constante. Cada motor *i* tiene una velocidad angular *W_i* que genera una fuerza *f_i* en la dirección de Z_B, estas variables se definen en la Ecuación (2) y (3):

$$f_i = kW_i^2 \quad (2)$$

$$f_i = [0 \ 0 \ W_i^2] \quad (3)$$

Siendo "k" la constante de elevación.

Por la suma de *f_i*, obtenemos el empuje total del cuerpo T_B. La Ecuación (4) representa el empuje total del cuerpo:

$$T_B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} \quad (4)$$

El empuje total junto con la fuerza gravitacional representa la fuerza total que actúa en el hexacóptero (F), esta fuerza está expresada en la Ecuación (5):

$$F = Q^T F_g + T_B \quad (5)$$

Como consecuencia, el componente de conversión del movimiento referida a la estructura del cuerpo está expresada en la Ecuación (6) como:

$$m \cdot \dot{V}_B + v(m \cdot V_B) = Q^T F_g + T_B \quad (6)$$

Con el fin de obtener la misma ecuación con respecto al marco inercial, teniendo en cuenta que la fuerza centrífuga es anulada debido a que el marco de inercia no gira, por lo tanto la Ecuación (6) queda expresada en la Ecuación (7) como:

$$m\ddot{\epsilon} = F_g + Q \cdot T_B \quad (7)$$

Dónde:

$\ddot{\epsilon}$ = vector de aceleración inercial.

F_g = fuerza gravitacional.

T_B = empuje total del cuerpo

En forma matricial se tiene la Ecuación (8):

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{T}{m} \begin{bmatrix} 2(q_0q_2 + q_1q_3) \\ 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

Ahora, al ser I la matriz de inercia, el hexacóptero tiene una estructura simétrica con respecto al eje X_B, Y_B y Z_B, por lo tanto la matriz de inercia es la diagonal I = diag(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}). Esta matriz es expresada en la Ecuación (9).

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (9)$$

Como el momento externo total M, la tasa de cambio del momento angular es expresada como (Ecuación (10)):

$$H = I \cdot v \quad (10)$$

El momento que actúa sobre el hexacóptero está dado por la siguiente Ecuación (11):

$$M = \frac{d(Iv)}{dt} + v(Iv) \quad (11)$$

Por otra parte, la velocidad angular y la aceleración del rotor crean un par de torsión expresado en la Ecuación (12) así:

$$\tau_{M_i} = bW_i^2 + I_{M_i}W_i \quad (12)$$

Alrededor del eje del rotor, donde b es la constante de arrastre, I_M es el momento de inercia del rotor i. De la estructura geométrica del hexacóptero y de los componentes del *f_i* y *τ_{M_i}* sobre el bastidor de carrocería (sistema de cuerpo), es posible obtener la información del momento en balanceo (Roll), cabeceo (Pitch) y de guiñada (Yaw), a partir de la Ecuación (13), expresada por la matriz:

$$\begin{bmatrix} T_\theta \\ \tau_\theta \\ \tau_\varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{3}{4}kl(W_2^2 + W_3^2 - W_5^2 - W_6^2) \\ kl \left(-W_1^2 - \frac{W_2^2}{4} + \frac{W_3^2}{4} + W_4^2 + \frac{W_5^2}{4} - \frac{W_6^2}{4} \right) \\ b(-W_1^2 + W_2^2 - W_3^2 + W_4^2 - W_5^2 + W_6^2) + I_M(W_1 + W_2 + W_3 + W_4 + W_5 + W_6) \end{bmatrix} \quad (13)$$

Aquí "l" es la distancia entre el rotor y el centro de gravedad del Hexacóptero y \dot{W}_i denota la derivada de *W_i*(t) con

respecto al tiempo, es decir, $\frac{dW_i(t)}{dx}$. Por lo tanto, la Ecuación (14) que gobierna la dinámica de rotación se puede resumir como:

$$I\dot{v} + v(Iv) + \Gamma = \tau_B \quad (14)$$

En el que Γ representa las fuerzas giroscópicas y τ_B el par externo están expresados en la Ecuación (15) y (16):

$$\tau_B = [\tau_\phi \quad \tau_\theta \quad \tau_\varphi]^T \quad (15)$$

Después de un poco de álgebra, da lugar:

$$\dot{v} = I^{-1} \left(\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx}p \\ I_{yy}q \\ I_{zz}r \end{bmatrix} - I_r \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) W_\Gamma + \tau_B \quad (16)$$

En el que $W_\Gamma = W_1 - W_2 + W_3 - W_4 + W_5 - W_6$. Por lo tanto la Ecuación (16) puede escribirse como (17):

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_{yy} - I_{zz})qr/I_{xx} \\ (I_{zz} - I_{xx})pr/I_{yy} \\ (I_{xx} - I_{yy})pq/I_{zz} \end{bmatrix} - I_r \begin{bmatrix} q \\ p \\ 0 \end{bmatrix} W_2 + \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ I_{xx} \\ \tau_\theta \\ I_{yy} \\ \tau_\varphi \\ I_{zz} \end{bmatrix} \quad (17)$$

Finalmente, una vez se ha evaluado la velocidad angular, la aceleración angular en el marco inercial puede deducirse fácilmente como muestra la Ecuación (18):

$$\ddot{q} = \frac{d(Sv)}{dt} \quad (18)$$

2.2.2 Cálculo de potencia requerida

Para el dimensionamiento del hexacóptero primero se determina la potencia requerida, la misma fue la suficiente para cumplir con las distintas condiciones que se mencionan a continuación:

- Vuelo a punto fijo.
- Vuelo de ascenso.
- Vuelo de descenso.
- Vuelo en avance.

Para el cálculo de la potencia requerida se utilizó dos teorías como se puede analizar en Rtales V. (2014), se tiene:

- Teoría de la Cantidad de Movimiento (TCM)
- Teoría del Elemento de Pala (TEP)

En el diseño del hexacóptero se ha considerado como carga muerta al peso de los componentes mecánicos, eléctricos, electrónicos, que tienen un valor de 8 kg para este caso. Se definió como requerimiento del sistema, el transporte de una carga útil de 5 kg, es decir se puede adaptar cualquier tipo de instrumento a la estructura soporte, para realizar el monitoreo, como cámaras o sistemas de vigilancia.

La potencia depende de la altitud, ya que la densidad del aire disminuye a mayor altitud y por lo tanto se requiere mayor potencia, los cálculos se realizaron para pruebas de vuelo en la ciudad de Quito a una altura máxima de 350 m, por lo tanto la altura de vuelo de prueba es 3200 m.s.n.m. (metros sobre el nivel del mar).

La tracción que debe generar el hexacóptero es igual al peso propio más la carga útil, la suma total es igual a 13 kgf, por lo que cada motor debe proporcionar una tracción de 2,16 kgf (21,17 N). En vuelo a punto fijo no existe una velocidad relativa entre las hélices con respecto al aire, por lo que la velocidad de ascenso es nula.

Seddon J. (1990) explica que la potencia requerida para vuelo a punto fijo, según la TCM se define con la Ecuación (19):

$$P_{i0} = Tv_{i0} \quad (19)$$

Dónde:

P_{i0} = potencia requerida a punto fijo (W)

T = Torque neto generado (N.m)

v_{i0} = velocidad inducida inicial del aire ($\frac{m}{s}$)

Seddon J. (1990) también explica que la velocidad inducida es la velocidad del aire a la salida de la hélice, la misma es calculada con la Ecuación (20):

$$v_{i0} = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (20)$$

Dónde:

ρ = densidad del aire ($\frac{kg}{m^3}$)

A = área de salida del aire (m²)

En vuelo axial ascendente existe una velocidad relativa entre la hélice y el aire lo que implica que $v_c \neq 0$. En este caso por medio de la Ecuación (21) la potencia requerida para realizar dicha maniobra es igual a:

$$P_i = T(v_c + v_i) \quad (21)$$

Seddon J. (1990) argumenta que la velocidad de ascenso es la velocidad con la que el hexacóptero se desplaza verticalmente, según la TCM se puede obtener una relación entre la velocidad inducida en vuelo a punto fijo y en vuelo axial ascendente, la misma se determina por la Ecuación (22):

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = -\frac{1}{2} \left(\frac{v_c}{v_{i0}} \right) + \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{v_c}{v_{i0}} \right)^2 + 1} \quad (22)$$

Dónde:

v_i = Velocidad inducida final (m/s)

v_c = velocidad inducida en vuelo axial ascendente ($\frac{m}{s}$)

Se consideró, tomando en cuenta valores de velocidad y carga de drones comerciales, una velocidad adecuada de 6 m/s,

Además Seddon J. (1990) argumenta que la TEP considera que la sección de la pala tiene un comportamiento bidimensional. Para realizar este análisis se requiere de un modelo de velocidad inducida como en la Teoría de la cantidad de movimiento (TCM), o también la teoría de vórtices o ajustes experimentales. La potencia requerida para vuelo a punto fijo utilizando la TEP, se calcula con la siguiente Ecuación (23):

$$P_{i0} = (C_{P_{i0}} + C_{P_o})\rho\pi \frac{D^2}{4} w^3 R^3 \quad (23)$$

Dónde:

P_{i0} = Potencia requerida para vuelo a punto fijo (W)

$C_{P_{i0}}$ = Coeficiente de potencia inducida

C_{P_o} = Coeficiente de potencia parásita

Finalmente Seddon J. (1990) señala que una vez que ambas teorías son utilizadas, se ensamblan por el concepto del factor de mérito, es decir se corrige los resultados obtenidos por la TCM al relacionarla con la TEP, el factor de mérito se lo calcula de la siguiente manera, Ecuación (24):

$$FM = \frac{\frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}}}{C_{P_i} + C_{P_o}} \quad (24)$$

Dónde:

FM: Factor de mérito

C_T = Coeficiente de tracción

2.2.3 Fabricación de paneles de material compuesto

Para la fabricación de los paneles que formaron la estructura soporte del hexacóptero se conformó un material compuesto de base resina poliéster y como refuerzo fibra de carbono.

Minguzi G. (1998) afirma que en un material compuesto la función estructural está desarrollada principalmente por el refuerzo constituido por las fibras, mientras que la matriz de resina, desarrolla tareas estructurales complementarias, absorbiendo y distribuyendo los golpes y/o empujes.

Para determinar la resistencia del brazo, tomando en cuenta que este elemento es el más crítico en la estructura soporte, se utilizó la teoría de Tsai-Hill, esta teoría es basada en Von Misses, aplicada a materiales isotrópicos, se puede decir que es la extensión de dicha teoría a materiales ortotrópicos, predice que la falla ocurre cuando se cumple que la Ecuación (25) es igual a la unidad, este criterio de diseño se explica ampliamente en Arias L.(2004) y Guerrero V. (2011).

$$\frac{(\sigma_1)^2}{(F_1)^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{(F_1)^2} + \frac{(\sigma_2)^2}{(F_2)^2} + \frac{(\sigma_6)^2}{(F_6)^2} + \frac{(\sigma_4)^2}{(F_4)^2} + \frac{(\sigma_5)^2}{(F_5)^2} = 1 \quad (25)$$

2.2.4 Dimensionamiento de la aeronave

Las dimensiones de la aeronave dependen del tamaño de la hélice que se va a utilizar, tomando en cuenta la potencia de vuelo requerida y su distribución en cada motor se determinó que las hélices adecuadas para vuelo tienen un diámetro de 18 pulgadas. En la Figura 3 se muestra sus dimensiones, el esquema de distribución de las hélices y su sentido de rotación.

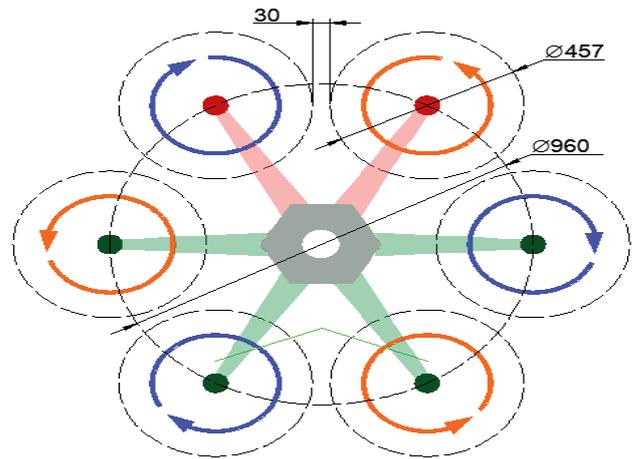


Figura 3. Esquema básico del hexacóptero

Para contrarrestar el torque producido por el giro de cada motor 3 motores giran en sentido de las manecillas del reloj y los 3 restantes en sentido contrario, con esto se anulan los momentos generados por el giro de las hélices y se produce la fuerza de sustentación para la elevación del dron.

Una vez que se ha modelado cada parte del hexacóptero se procede a ensamblar los componentes. En la Figura 4 se muestra el hexacóptero ensamblado.

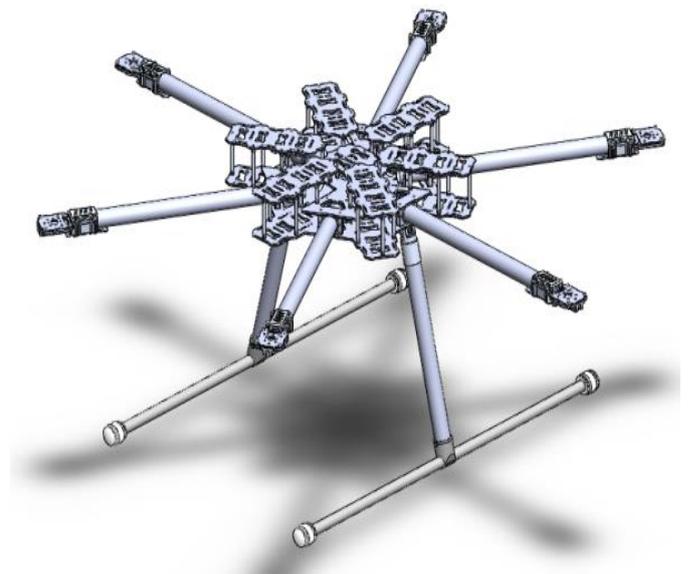


Figura 4. Modelado del hexacóptero ensamblado

3. RESULTADOS

Los resultados obtenidos se dividen en las subsecciones de potencia requerida, corrección por el factor de mérito, actuaciones de vuelo, anatomía del hexacóptero, análisis mecánico, validación experimental, construcción del prototipo y pruebas de vuelo.

3.1 Potencia requerida

En la Figura 5 se puede observar la variación de la potencia requerida a punto fijo a distintas alturas, calculada por medio de la ecuación (1). Se observa que la potencia requerida a nivel del mar es de 153,5 W, por lo que se puede determinar que para que el hexacóptero opere normalmente en la ciudad de Quito se requiere de un incremento de 26.66 W. a este valor.

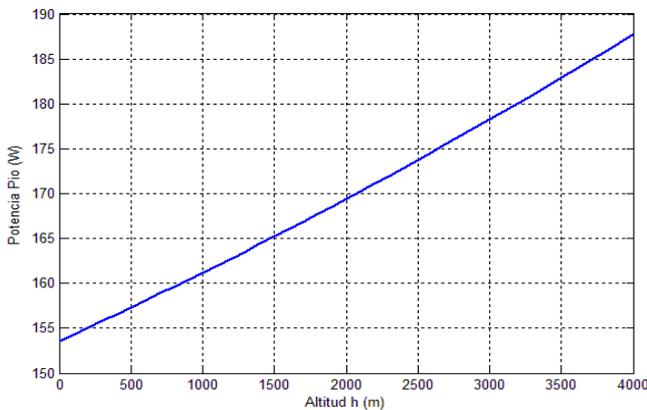


Figura 5. Potencia en vuelo a punto fijo vs. Altitud. (TCM)

En la Figura 6 se puede observar la variación de la potencia en vuelo axial ascendente, calculada por medio de la ecuación (3). Se considera un intervalo de velocidades de 0 a 10 m/s. Los valores obtenidos corresponden a una altitud de 3200 m.s.n.m. y una carga por motor de 2,16 kgf, el valor de potencia requerido de 315 W para una velocidad de desplazamiento del dron de 10 m/s.

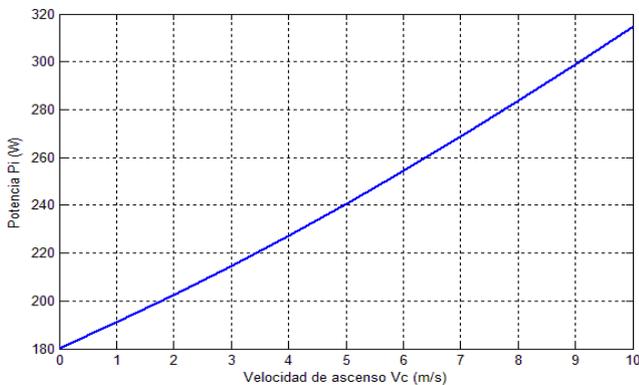


Figura 6. Potencia en vuelo axial ascendente vs. Velocidad ascendente (TCM).

En la Figura 7 se muestra la variación de la potencia en modo a punto fijo para distintas alturas, calculada por la Ecuación (1). El intervalo considerado va desde 0 a 4000 m.s.n.m; el máximo valor requerido de potencia es 222 W.

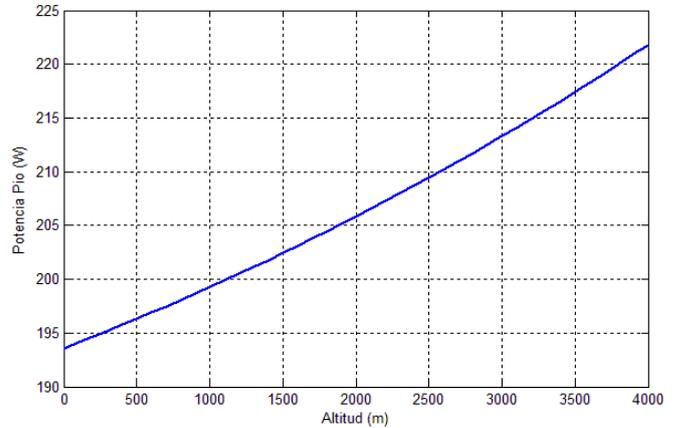


Figura 7. Potencia en vuelo a punto fijo vs. Altitud. (TEP)

3.2 Corrección por el factor de mérito

Con las ecuaciones (19)-(24) se determinó que la potencia requerida para maniobrar el hexacóptero en sus distintos tipos de vuelo tiene un valor de 614,64 W, sin embargo resguardando la funcionalidad de cada motor se consideró como potencia instalada un valor correspondiente al 70 % del valor nominal, el mismo que según el fabricante de motores no debe superarse. Por lo tanto, se establece como potencia instalada el valor de 420 W.

3.3 Actuaciones de vuelo

El techo de vuelo a punto fijo es la altura máxima a la que el equipo puede elevarse, la misma es una altura ideal y se define en 3850 m, esto tomando en cuenta una altura menor del valor promedio de altura de vuelo de aviones en Ecuador que es 30000 pies.

La velocidad máxima en vuelo axial se determinó experimentalmente al medir el espacio que recorre el dron en un tiempo a través de una trayectoria recta y tiene un valor de 6,35 m/s. En la Figura 8 se determina que la velocidad máxima de avance horizontal es de 4,83 m/s, que corresponde a un 76 % de la potencia requerida, por lo tanto se comprobó que los motores se encuentran trabajando de manera segura.

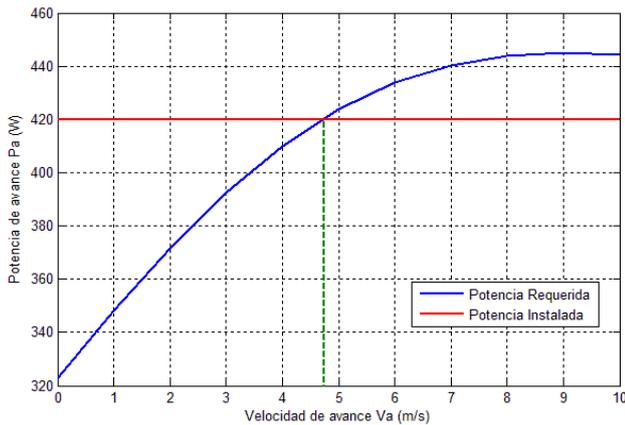


Figura 8. Potencia requerida en vuelo de avance.

3.4 Autonomía del Hexacóptero.

La autonomía del hexacóptero se refiere al tiempo que este puede estar en el aire, prácticamente depende de las baterías y el consumo energético de las mismas, en la operación del hexacóptero se puede diferenciar 3 maniobras con sus respectivas potencias requeridas:

Mediante las ecuaciones (1)-(4) se ha obtenido los resultados de potencia para cada tipo de vuelo:

- Potencia en vuelo a punto fijo: $P_{i0} = 214,84 W$
- Potencia en vuelo axial ascendente: $P_i = 411,428 W$
- Potencia en vuelo de avance horizontal: $P_{av} = 409,99 W$

Se hicieron pruebas prácticas de vuelo con distinto número de baterías a bordo (sin carga útil), para determinar los tiempos de vuelo obtenidos, los valores se muestran en la Figura 9.

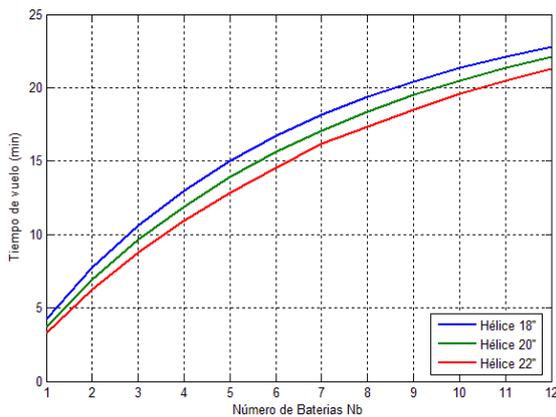


Figura 9. Tiempo de vuelo vs. Cantidad de baterías

Se comprobó que con la colocación de 10 baterías a bordo de la estructura soporte del hexacóptero y probando diferentes diámetros de hélice, el tiempo de vuelo tiende a ser constante, es decir el tiempo de vuelo de 10 a 12 baterías solo cambia en dos minutos aproximadamente, por lo tanto se ha definido el número de baterías a bordo en seis tomando en cuenta que

adicional a este peso se debe levantar una carga útil, cumpliendo de esta manera con el objetivo de vuelo requerido por el presente proyecto.

En la Figura 10 se muestran los resultados del tiempo de vuelo con distintos números de baterías con una carga útil a bordo de 3 kg. Se puede observar que con 6 baterías se obtiene un tiempo de vuelo de 20,72 min, la carga a bordo de 3 Kg comprueba una capacidad de levantamiento aceptable tomando en cuenta que el peso de cualquier equipo profesional de monitoreo se encuentra bajo este valor.

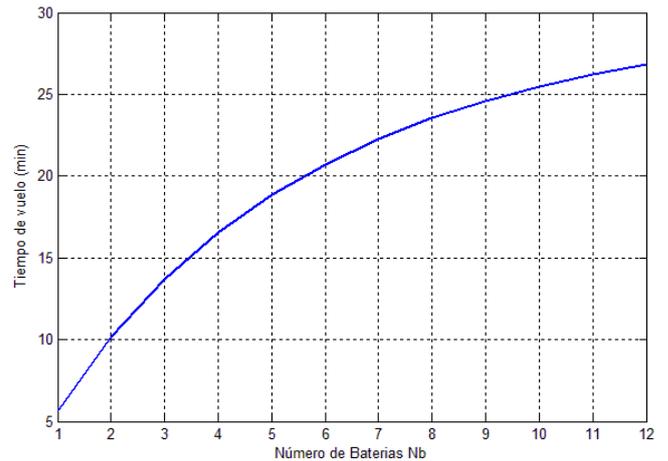


Figura 10. Tiempo de vuelo vs. Cantidad de baterías – 3kg carga

3.5 Análisis Mecánico

Se realizaron varios ensayos mecánicos para determinar las propiedades de la fibra de carbono utilizada como refuerzo en el material compuesto, esto fue basado en el procedimiento explicado en Guerrero V. (2011). En la Figura 11 se muestra la gráfica esfuerzo deformación del ensayo a tracción a 0° realizado en el laboratorio de resistencia de materiales de la EPN – Facultad de Mecánica.

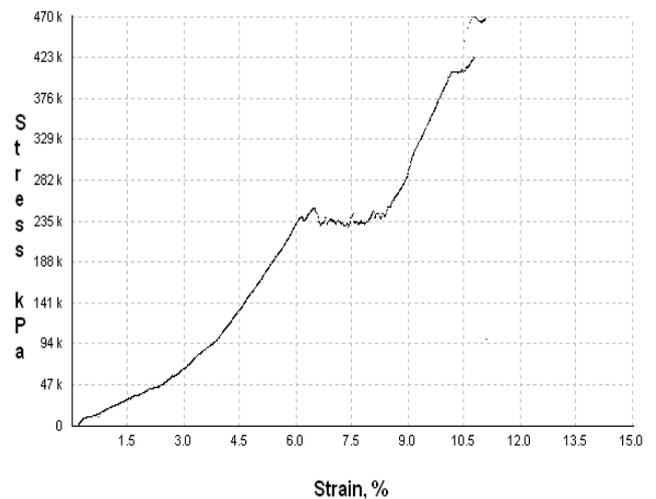


Figura 11. Ensayo de tracción a 0°.

En la Figura 11 se puede observar que el material compuesto conformado tiene un límite de fluencia de 240 KPa (2.4×10^5 N), y un límite a la ruptura de 450 KPa (4.5×10^5 N), este es un valor aceptable considerando que los límites de fluencia y ruptura del aluminio promedio son respectivamente 200 y 260 KPa; esta comparación es válida sabiendo que el aluminio es un material comúnmente usado en aeromodelismo según lo explica Rodríguez H. (n.d).

Los paneles para la estructura del dron y los tubos para los brazos están conformados por 4 capas de material compuesto reforzadas con fibra de carbono dispuestas en la orientación $[0^\circ 90^\circ 0^\circ 90^\circ]$, en la Figura 12 se muestra el conformado del material y sus propiedades.

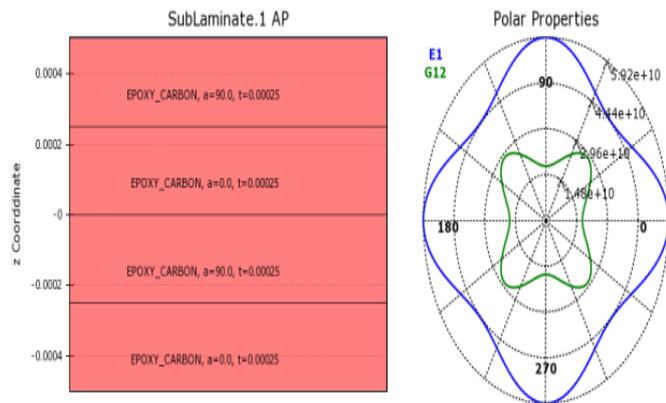


Figura 12. Propiedades del laminado $[0^\circ 90^\circ 0^\circ 90^\circ]$

Con la finalidad de formar una estructura que soporte los requerimientos de carga definidos en el alcance del presente proyecto, se definió al compuesto conformado por resina epoxy como matriz, reforzado con fibra de carbono como el material idóneo para la construcción de la estructura soporte del sistema.

Al final del proceso de conformación del material compuesto se coloca una manta térmica sobre cada plancha fabricada para realizar el proceso de curado o gelado de la resina que sigue una curva de tratamiento propia de cada material, para el presente caso se eleva la Temperatura a 45°C en dos minutos, y se mantiene durante cincuenta minutos, para la segunda etapa la temperatura sube a 60°C en cinco minutos y se mantiene durante una hora, y finalmente en la tercera etapa se eleva a 80°C y se mantiene durante una hora a dicha temperatura, para luego descender a la temperatura ambiente, este proceso permite uniformizar los esfuerzos y aumentar la resistencia del material.

En la Figura 13 se muestra el ciclo térmico de curado del material compuesto.

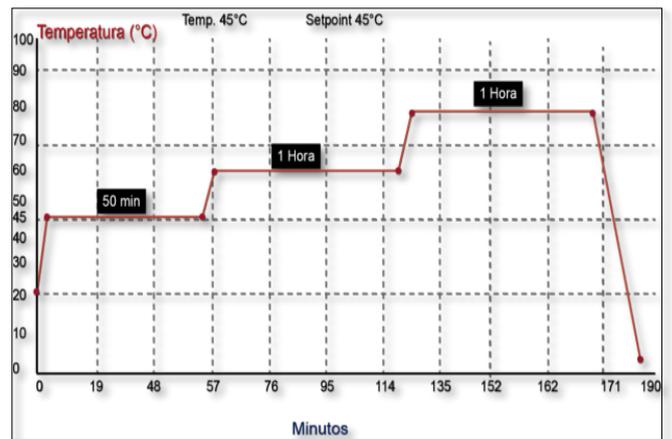


Figura 13. Curva del proceso para curación de una material compuesto.

Con las propiedades establecidas se realizó un análisis del brazo, considerándolo como el elemento crítico de la estructura, se lo analizó como una viga en voladizo sujeta a una carga 358,6 N. La misma corresponde a una carga amplificada de la tracción que asegura la resistencia mecánica del elemento.

Se procedió a realizar los cálculos, como resultado se obtiene una variación en los resultados, para mitigar esto se varía el tamaño del elemento de malla que se utiliza. Como se puede observar en la Figura 14 a partir de elementos de diámetro 0,6 mm, los resultados empiezan a converger a una solución, por lo tanto se utiliza un elemento de malla de 0,9 mm de diámetro.

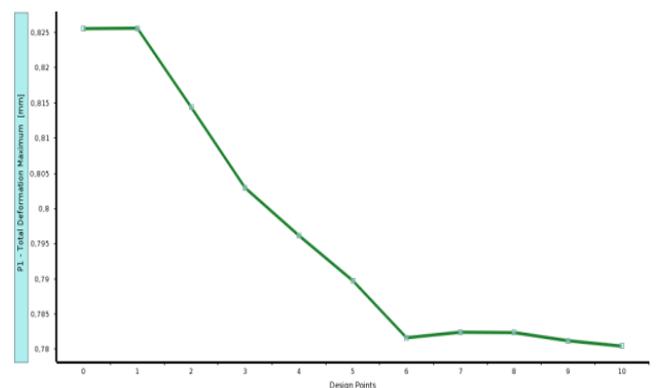


Figura 14. Análisis de convergencia en ANSYS

Con la aplicación de la Teoría basada en Von Mises para materiales isotrópicos se define que el punto crítico ocurre en la zona a compresión y tiene un valor de 0,75 por lo que se asegura la resistencia del elemento en la Figura 15 se muestran los resultados obtenidos.

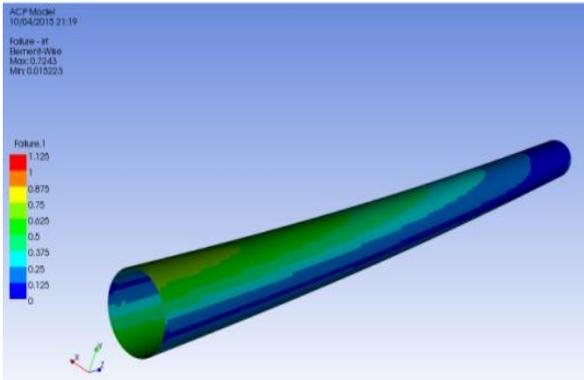


Figura 15. Criterio de falla en ANSYS

3.6 Validación experimental

Para validar los resultados obtenidos se comparó la deflexión y carga de falla obtenido experimentalmente con un análisis en ANSYS. Las pruebas se realizan con un tubo de 28 cm de largo.

Experimentalmente la probeta analizada presentó falla a una carga de 62 kg (607,6 N) y presentó una deflexión máxima de 15,85 mm.

A continuación se realizó en ANSYS un estudio de una viga similar y se aplica sobre ella una carga de 62 kgf. En la Figura 16 se muestra una comparación entre la deflexión real y la deflexión calculada.

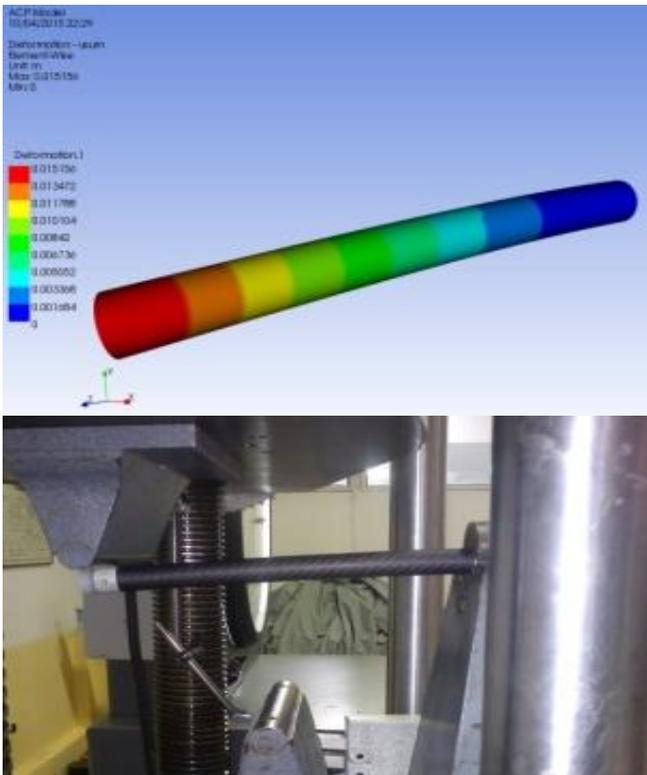


Figura 16. Comparación de deflexiones.

La deflexión máxima obtenida con una carga de 62 kgf es de 15,156 mm por lo tanto al comparar este valor con la deflexión obtenida experimentalmente se tiene un error del 4,38%, el mismo que se considera aceptable. Una vez alcanzado este valor la viga está próxima a fallar según el criterio de falla y fatiga del diseño mecánico de vigas, por lo cual estos resultados se consideran válidos.

3.7 Construcción del prototipo

3.7.1 Diagrama del Sistema Electrónico

En la Figura 17 se muestra la conexión de los componentes electrónicos. El controlador de vuelo utilizado es el NAZA V2.

El sistema electrónico está dispuesto como lo explica DJI corporation. (n.d).

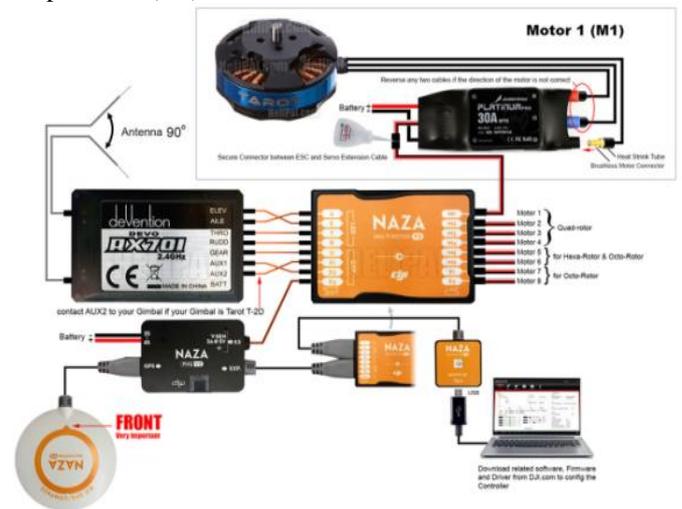


Figura 17. Conexión de componentes electrónicos

3.7.2 Ensamblado final

Finalmente se procede a realizar el ensamblado de la estructura mecánica y de los componentes eléctricos. En la Figura 18 aparece una imagen del hexacóptero listo para operar.



Figura 18. Hexacóptero ensamblado

3.8 Pruebas de vuelo

Las pruebas de vuelo se realizaron sin carga y con una carga útil de 1 kg, 3 kg y 5 kg. Las variables a medir son el tiempo de vuelo y la velocidad de avance.

Tabla 1. Prueba de vuelo; 6 baterías, sin carga

Vuelo con 6 baterías - Sin carga		
Vuelo	Tiempo de vuelo (min)	Velocidad de avance (m/s)
1	41,25	8,1
2	39,78	7,9
3	40,25	7,6
4	42,68	8,2
5	40,74	8,4
Promedio	40,94	8,04

Tabla 2. Prueba de vuelo; 6 baterías, 3 Kg. carga útil

Vuelo con 6 baterías - 3 kg de carga		
Vuelo	Tiempo de vuelo (min)	Velocidad de avance (m/s)
1	19,78	7,4
2	18,95	6,5
3	20,87	6,3
4	22,25	6,7
5	18,68	6,5
Promedio	20,106	6,68

Tabla 3. Prueba de vuelo; 4 baterías, 5 Kg. carga útil

Vuelo con 4 baterías - 5 kg de carga		
Vuelo	Tiempo de vuelo (min)	Velocidad de avance (m/s)
1	8,75	6,2
2	8,82	6,3
3	9,15	6,2
4	7,65	5,9
5	8,15	6,1
Promedio	8,504	6,14

El tiempo máximo de vuelo se obtiene con el aporte de 6 baterías y sin carga útil obteniendo un tiempo de vuelo de 40,95 min, con 1 kg de carga se obtiene un tiempo máximo de vuelo de 29,46 min, con una carga de 3 kg se obtiene un tiempo máximo de vuelo de 20,1 min y con una carga de 5 kg 8,5 min.

4. DISCUSIÓN DE RESULTADOS

El tiempo máximo de vuelo se obtiene con el aporte de 6 baterías y sin carga obteniendo un tiempo de vuelo de 40,95 min, con 1 kg de carga se obtiene un tiempo máximo de vuelo

de 29,46 min, con una carga de 3 kg se obtiene un tiempo máximo de vuelo de 20,1 min y con una carga de 5 kg 8,5 min. El tiempo de vuelo de la aeronave sin carga (15,45 minutos) sobrepasa sin dificultad el tiempo de vuelo de un dron comercial (6 a 8 minutos), tomando en cuenta que este valor es tomado cuando solo aportan energía dos baterías, es decir un dron comercial con una cámara sencilla y con una batería de similar aporte cumple con la mitad del tiempo de vuelo del dron desarrollado en este proyecto.

El tiempo de vuelo del hexacóptero cuando lleva 1 kg. de carga con 6 baterías conectadas es de 29 minutos en promedio, esto demuestra que está preparado para levantar una cámara sencilla y brindar un tiempo de autonomía provechoso.

La velocidad de desplazamiento horizontal no se ve gravemente afectada por llevar un kilogramo de peso, es decir fluctúa entre 7 – 8 m/s.

El multirrotor garantiza un tiempo de vuelo aceptable (11 minutos) y mayor que un dron comercial al disminuir al mínimo su aporte de energía almacenada (2 baterías) con un peso de carga útil de 3 kg.

Se proporciona un tiempo de vuelo y una velocidad aceptable con un aporte de energía de 4 baterías y 3 kg de carga útil, 16,2 minutos y 6,8 m/s.

La carga útil máxima para el equipo es de 5 kg, sin embargo se aprecia muy favorablemente que el tiempo de vuelo con 4 baterías es de 8,5 minutos; en otras palabras el hexacóptero está levantando en total: 13 kilogramos, 8 kg de baterías y peso muerto y 5 kg de carga útil.

No se recomienda sobrecargar al dron construido, pues no se garantiza ni su elevación ni su desempeño eficiente en el aire, sin embargo se brinda la sugerencia de ser el caso, aumentar mayor carga útil, disminuyendo gradualmente el número de baterías.

5. CONCLUSIONES

El tiempo de autonomía y capacidad de carga útil del dron construido es satisfactorio ya que superan a drones comerciales, cuyo tiempo de vuelo es 20 minutos máximo sin carga y 7 min con carga máxima de 1 kg.

El elemento más crítico de la estructura mecánica del dron es el brazo, su simulación en ANSYS comprueba que este elemento resiste las cargas solicitadas con un factor de seguridad de 1,33, dicho valor ha sido validado experimentalmente por medio del ensayo de flexión, obteniendo un error del 4,38 %; por lo que se comprueba la teoría de Tsai-Hill de diseño mecánico.

La capacidad de carga útil máxima del equipo es de 5 kg, para ello se debe cargar al hexacóptero con 4 baterías, ya que con 6 baterías se excede el 70% de carga de los motores y esto puede

recalentarlos, con 6 baterías instaladas se recomienda una carga máxima de 3 kg.

Es importante la aplicación del factor de mérito en el análisis aerodinámico realizado para la selección de motores tipo Brushless en la Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM), y Teoría de Elemento de Pala (TEP) pues permite tomar en cuenta todos los parámetros que afectan a la potencia real requerida de vuelo.

6. REFERENCIAS

- Arias L.; Vanegas L. (2004). Falla de los Materiales Compuestos Laminados. *Scientia el Technica*, 1, 114-116.
- DJI corporation. (n.d). Controlador de vuelo tipo Naza Modelo V2. Obtenido de: <http://www.dji.com/product/naza-m-v2/feature> (Julio 2014)
- Guerrero V. (2011). *Nuevos Materiales Aplicaciones Estructurales e Industriales*. Quito- Ecuador. Española.
- Minguzi G. (1998). *Fiber reinforced Plastics*. Florencia - Italia: Alinea. 8-12.
- Monzón I. (2013). Desarrollo de un cuadricóptero operado por ROS. *Publicación Universidad Zaragoza*, Capítulo1, 6-7.
- Rtale v. Milazzo C. (2014). Simulation of hexacopter flight. *University of Enna. University of Enna, Italia*, 1, 2.
- Rodríguez H. (n.d), *Ingemecánica.com*. (2014). Propiedades Mecánico – Químicas del Aluminio Obtenido de: <http://ingemecanica.com/tutorialesemana/tutorialn110.html#seccion4>, (Julio 2014)
- Saska M.; Lang J. (2014). Preucil. Plume Tracking by a Self-stabilized Group of Micro Aerial Vehicles. . In *Modelling and Simulation for Autonomous Systems*, cap. 1, 5-8.
- Seddon J. (1990). *Basic Helicopter Aerodynamics*. USA: Blackwell Science Ltd.



Paúl Dávila Aldás. Nacido en Ambato-Ecuador el 9 de Enero de 1988. Realizó sus estudios secundarios en el “Colegio Nacional Bolívar”, en el año 2012 se graduó como Ingeniero Mecánico en la Escuela Politécnica del Ejército. Obtuvo su masterado en la Maestría de Diseño, Producción y Automatización Industrial de la Escuela Politécnica Nacional. Se ha desempeñado como diseñador, Jefe de calidad, Analista técnico en el Instituto Nacional de Eficiencia Energética y Energías Renovables (INER) y como

docente en la Escuela Politécnica Nacional, actualmente se encuentra cursando su doctorado en fluidos y motores térmicos en la Universidad Rovira I Virgili en la ciudad de Tarragona – España.



Javier Orna. Nacido en Riobamba-Ecuador el 25 de agosto de 1988. En el año de 2006 obtuvo su título de Bachiller en Ciencias especialidad Físico-Matemático en el Colegio Experimental “Cap. Edmundo Chiriboga G”. En el año 2012 se graduó como Ingeniero Mecánico en la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo ESPOCH. En ese año ingresó a la Facultad de Mecánica de la Escuela Politécnica Nacional EPN, en la Maestría de Diseño, Producción y Automatización Industrial. Trabajó como ingeniero de producto diseñando recipientes a presión y equipos de la industria petrolera en la empresa Acero de los Andes. Actualmente se desempeña como Docente en la Escuela de Ingeniería Mecánica de la Escuela Superior Politécnica de Chimborazo.



Andrés Rosales. Ingeniero en Electrónica y Control (Escuela Politécnica Nacional – EPN, Ecuador, 2001), y Doctor en Ingeniería en Sistemas de Control (Universidad Nacional de San Juan – UNSJ, Argentina, 2009). Investigador invitado (Universidad de Hannover, Alemania, 2007-2008). Actualmente, es Asesor del Vicerrector de Investigación y Proyección Social de la EPN. Es el Coordinador de Investigación de la Red Ecuatoriana de Universidades y Escuelas Politécnicas para Investigación y Posgrados – REDU. Ocupa el cargo de Profesor Principal del Departamento de Automatización y Control Industrial de la EPN.



Eduardo Ávalos. Ingeniero en Electrónica y Control (Escuela Politécnica Nacional – EPN, Ecuador, 2001), y Doctor en Ingeniería en Electrónica. Investigador y director del centro de investigación de vehículos no tripulados de la Escuela Politécnica Nacional, Docente a tiempo completo e investigador. Colaborador del Departamento de Automatización y Control Industrial de la EPN.