

Análisis Y Diseño De Una Aeronave No Tripulada Para Uso Agrícola

Javier Enrique Orna Chávez
Otto Fernando Balseca Sampedro
Jorge Isaías Caicedo Reyes
Diego Fernando Mayorga Pérez
Edwin Fernando Viteri Núñez

Docente – Investigador de la Facultad de Mecánica
Escuela Superior Politécnica de Chimborazo – Ecuador

Catalina Margarita Verdugo Bernal

Docente – Investigador de la Facultad de Recursos Naturales
Escuela Superior Politécnica de Chimborazo – Ecuador

doi: 10.19044/esj.2017.v13n6p135

[URL:http://dx.doi.org/10.19044/esj.2017.v13n6p135](http://dx.doi.org/10.19044/esj.2017.v13n6p135)

Abstract

The present research proposes to diversify the use of unmanned aerial vehicles (UAV) with rotating wings for applications in the agricultural sector. For this we have analyzed and designed an unmanned aircraft. In first instance the applications of this type of aircraft in this sector were reviewed to determine possible design conditions that would aid in the sizing and design of the aircraft. Once the requirements had been determined, aerodynamic analysis was carried out to size up and launch the required power output for the craft. This in order to optimize the weight and autonomous flight time to finally design an aircraft prototype built in carbon fiber with the aid of fault theories as applied to composite materials. At the end of the research, an unmanned aircraft of 6 rotors, each with an installed power supply of 700W was designed. The aircraft has an autonomous flight time of 40 minutes without a payload, 20 minutes with a payload of 3Kg, and 8 minutes with a payload of 5Kg. The commercial application of these aircraft are the monitoring of land and fumigation in inaccessible areas.

Keywords: Unmanned aerial vehicles, hexacopter, carbon fiber, aerodynamic design, mechanical design

Resumen

La presente investigación plantea diversificar el uso de aeronaves no tripuladas de alas giratorias para aplicaciones en el sector agrícola, para ello se analiza y diseña una aeronave no tripulada. En primera instancia se estudia las aplicaciones de este tipo de aeronaves en este sector, para determinar posibles condiciones de diseño que servirán para el dimensionamiento y diseño de la aeronave. Una vez establecidas los requerimientos se procede al análisis aerodinámico para dimensionar y establecer la potencia requerida de la aeronave. Con ello se pretende optimizar el peso y tiempo de autonomía para finalmente diseñar un prototipo de aeronave construido en fibra de carbono con la ayuda de teorías de falla aplicadas a materiales compuestos. Al finalizar la investigación se ha diseñado una aeronave no tripulada de 6 rotores cada uno con una potencia instalada de 700 W, la aeronave obtenida posee una autonomía de 40 minutos sin carga útil, 20 minutos con una carga útil de 3 kg y 8 minutos con una carga útil de 5 kg. La aplicación comercial de estas aeronaves son el monitoreo de terrenos y fumigación en zonas inaccesibles

Palabras claves: Aeronave no tripulada, hexacóptero, fibra de carbono, diseño aerodinámico, diseño mecánico

Introducción

Los UAVs, del inglés Unmanned Aerial Vehicle, o vehículos aéreos no tripulados, han evolucionado en el mundo desde la Primera Guerra Mundial (Johansson, 2011), aunque en anteriores décadas se encontraban muy centrados en entornos militares. Entonces, se utilizaban como una forma de volar más segura ya que no requerían de piloto. Por esta razón, se ha buscado hacer que las aeronaves fueran más pequeñas, aerodinámicas, con menos consumo de combustible y a la vez más ágiles.

Hoy, todas esas características siguen siendo extremadamente útiles, pero además se ha expandido su campo de acción. Como ya se comentó en el párrafo anterior, existen importantes investigaciones en drones militares (como son llamados de forma coloquial), así también en drones civiles. Un UAV, con mayor o menor grado de inteligencia, puede comunicarse con su controlador para devolverle datos de una imagen (térmica, óptica, etc.), así como también información referente a su estado, posición, velocidad del aire, orientación, altitud o cualquier parámetro de su telemetría.

Los drones que se han desarrollado son aeronaves tipo aerodino con motor propulsor, es decir que su vuelo se produce por la generación de fuerzas aerodinámicas. Los más comunes son de ala fija tipo avión y de ala giratoria como los multicopteros.

En los últimos años se han registrado avances exponenciales en el desarrollo de aeronaves no tripuladas, principalmente en lo que se refiere a los multirrotores debido a las diversas aplicaciones que se les puede dar (Sullivan, 2005), muchas universidades y centros de investigación se encuentran desarrollando estas tecnologías para distintos usos como monitoreo de zonas inaccesibles, vigilancia de redes eléctricas, entre otras. (Tang & Shao, 2015)

En el ámbito civil uno de los campos de aplicación de aeronaves no tripuladas es la agricultura, en ésta área existen diversas aplicaciones como el mapeo de campos de una forma rápida y ágil y de esta forma: localizar plagas o enfermedades, evaluar las condiciones del terreno, controlar la productividad, controlar el crecimiento de los cultivos. (G. J. Grenzdörffer, 2008) La información proporcionada por estas aeronaves representa un ahorro significativo en los costos de un agricultor, el detectar enfermedades en el cultivo de forma prematura se refleja en un menor uso de químicos. (R. Ehsani, 2013)

Una aeronave no tripulada se puede utilizar para la distribución de pesticidas, fertilizantes y aditivos con la finalidad de mejorar la calidad del producto, pueden transmitir fotos y video en tiempo real para monitorear el estado de los cultivos. (S. Herwitz, 2002)

En Japón el uso de aviones no tripulados en la agricultura se realiza desde hace más de 2 décadas, por ejemplo Yamaha comercializa helicópteros no tripulados que actualmente controlan 35% de las plagas en campos de arroz.

La agricultura de precisión que pretende obtener una mayor eficiencia y sustentabilidad se alimenta de sistemas de referencia geográfica y mapeo de los cultivos cuyas medidas se pueden adquirir por medio del uso de aeronaves no tripuladas, entre sus principales funciones podemos tener: (Moltoni, 2015)

- Manejo eficiente del agua.
- Tratamiento localizado de herbicidas.
- Uso óptimo de fertilizantes.
- Detección prematura de plagas.
- Supervisión de áreas fumigadas.
- Evolución año en año de las malezas.
- Fallas en emergencia temprana.
- Mapeo de suelos.

Con las consideraciones que se han presentado se puede ver la necesidad de drones para diversas aplicaciones comerciales, entre las más importantes se puede mencionar el monitoreo de terrenos y la fumigación en zonas inaccesibles como aplicaciones comerciales para el dron agrícola.

Análisis aerodinámico de una aeronave no tripulada.

En el presente trabajo se analizará una aeronave no tripulada de ala giratoria, es decir un multicoptero con 6 rotores comúnmente llamado hexacoptero. Para determinar la potencia requerida para el vuelo se utilizarán 2 teorías, las mismas se analizan a continuación:

Teoría de Cantidad de Movimiento

Cada rotor del hexacóptero produce un empuje hacia arriba por la conducción de una columna de aire hacia abajo a través del plano de cada rotor. Una relación entre el empuje producido y la velocidad comunicada al aire se puede obtener por la aplicación de la mecánica de Newton por medio de las leyes de conservación de la masa, cantidad de movimiento - energía, y la energía del proceso global. Este enfoque se conoce comúnmente como la teoría de impulso para helicópteros, la relación entre el empuje y la velocidad es (Seddon, 1990):

$$T = 2\rho A v_i^2$$

O si se conoce el empuje:

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$

Dónde: v_i es la "velocidad inducida" o alternativamente el "flujo descendente", y A es el área de proyección de la hélice.

El trabajo realizado sobre el aire, representada por su cambio en la energía cinética por unidad de tiempo, es $\frac{1}{2}(\rho A v_i) v_\infty^2$ (Bramwell, 2001). Esto se conoce como la potencia inducida del rotor y se escribe como:

$$P_i = T v_i = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}}$$

Teoría de Elemento de Pala

La teoría del elemento de pala es básicamente la aplicación del proceso estándar de la teoría de perfil aerodinámico a la pala giratoria. Aunque en realidad es flexible, la hélice se asume a lo largo como un cuerpo rígido, la justificación de este fenómeno yace en el hecho de que en la rotación normal la fuerza centrífuga hacia el exterior es la mayor fuerza que actúa sobre una hoja y en efecto, es suficiente para sostener la cuchilla en forma rígida. (Abbott, 2006)

Las fuerzas de sustentación y resistencia primaria en la sección son:

$$dL = \frac{1}{2} \rho U^2 c dy C_L$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho U^2 c dy C_D$$

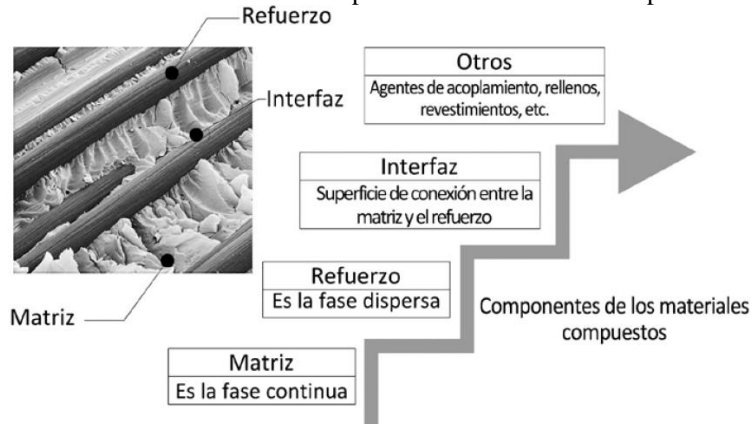
Materiales Compuestos

Un material compuesto es un material multifásico que adopta las propiedades de sus fases constituyentes, de tal manera que presenta mejores características y propiedades. Con respecto a esto, es meritorio mencionar que las propiedades finales obtenidas no son iguales a una simple suma de las propiedades de cada componente, sino que dependen de diferentes parámetros físicos y mecánicos como resistencia y ligereza. (Minguzi, 1998)

Se destaca la composición de un material compuesto fundamentada en dos elementos:

1. La matriz: que puede ser de resina de poliéster o algún otro tipo como epoxi, poliuretano, acrílica, entre otras.
2. Un refuerzo: Fibras o tejidos de vidrio, de carbono, etc.

Gráfico No. 01. Componentes de materiales compuestos



Fuente: (Guerrero, 2011)

Los materiales compuestos no son homogéneos, son anisótropos y quebradizos. Esto determina los diferentes modos de falla del material: falla de los constituyentes y falla de la interfase. A continuación se analizan 2 teorías muy utilizadas para el análisis de fallas (Molinier, 2006), (Arias, 2004):

Teoría de Tsai-Hill

Es una teoría basada en Von Mises, aplicada a materiales isotrópicos, se podría decir que es la extensión de dicha teoría a materiales ortotrópicos, predice que la falla ocurre cuando se cumple que:

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

Esta teoría ofrece muy buenos resultados al compararla con los datos experimentales, cabe recalcar que se toman en cuenta la interacción de esfuerzos.

Teoría de Tsai-Wu

Es una modificación a la teoría de Tsai-Hill, misma que predice que la falla ocurre cuando se cumple la siguiente igualdad:

$$f_1\sigma_1 + f_2\sigma_2 + f_{11}(\sigma_1)^2 + f_{22}(\sigma_2)^2 + 2f_{12}(\sigma_1\sigma_2) + f_{66}(\sigma_6)^2 + f_{44}(\sigma_4)^2 + f_{55}(\sigma_5)^2 - 1 = 0$$

El coeficiente f_{12} , introduce la interacción entre los dos esfuerzos normales, se obtiene mediante un ensayo biaxial, los cuales no son fáciles de realizar, por lo que no es fácil conseguir datos experimentales.

Metodología

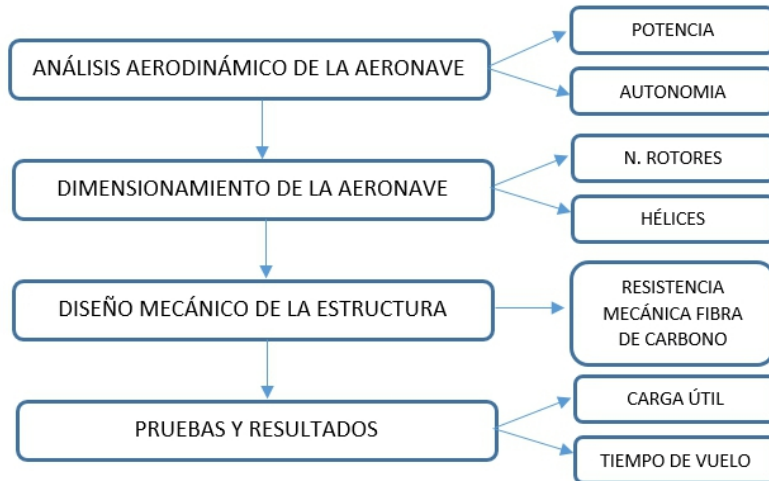
En el presente artículo se usó técnicas de investigación bibliográfica y de campo, para llevar a cabo el diseño de la aeronave no tripulada se ha enfocado en dos aspectos el análisis aerodinámico que nos permitirá determinar la potencia requerida según condiciones de operación y el diseño mecánico en el que se diseñará una estructura que resista las cargas a las que el equipo se someta.

Para el diseño de la aeronave en función de las posibles aplicaciones antes mencionadas se obtienen los siguientes parámetros de diseño:

- Carga máxima (Peso propio + Carga útil) = 13 kg (8 kg de carga muerta y 5 kg de carga útil)
- Tiempo de Autonomía = 40 min sin carga / 20 min a carga máxima
- Número de rotores = 6
- Altura de vuelo = 350 msnt / 3200 msnm

Para el logro de cada uno de los objetivos planteados se empleó la metodología descrita en la siguiente gráfica.

Gráfico No. 02. Metodología de diseño de la aeronave



Fuente: Investigación bibliográfica, 2016

Realizado por: Los autores.

Metodología para el análisis aerodinámico

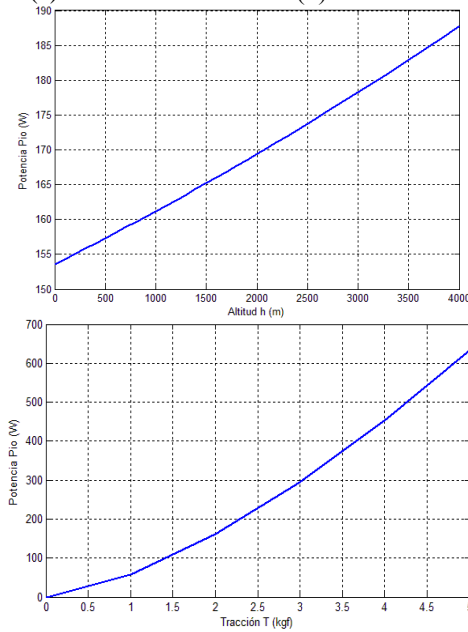
Para el dimensionamiento del hexacóptero primero se determina la potencia requerida, la misma debe ser la suficiente para cumplir con las distintas condiciones (Roger, 2011), (Zhang & Sun, 2010) que se mencionan a continuación:

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

Cálculos según la Teoría de Cantidad de Movimiento

A continuación se presenta la variación de la potencia a distintas alturas. En la gráfica se puede observar 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 a 3200 msnm se requiere de un incremento de 26.66 W. En la gráfica (b) se observa la variación de la potencia requerida a punto fijo para una altitud de 3200 m.s.n.m. Se considera la tracción de cada motor en un intervalo de 0 a 5 kgf.

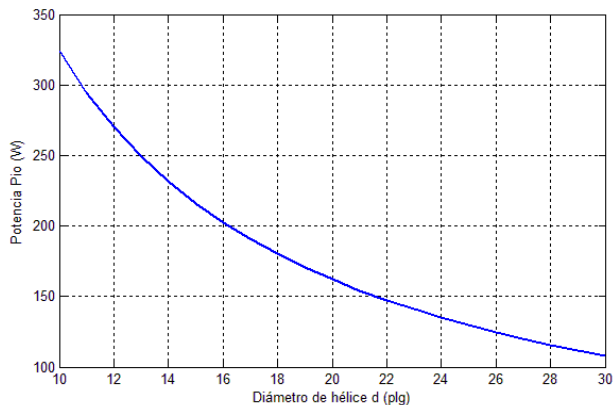
Gráfico No. 03. (a) Potencia vs. Altitud. (b) Potencia vs. Tracción (TCM)



Fuente: Investigación bibliográfica, 2016
Realizado por: Los autores.

Otro parámetro variable es el diámetro de la hélice. En la gráfica 4 se muestra la potencia requerida en vuelo a punto fijo para una variación de diámetros de hélices en un intervalo de 10 a 30 pulgadas a 3200 m.s.n.m. y una carga por motor de 2,16 kgf.

Gráfico No. 04. Potencia en vuelo a punto fijo vs. Diámetro de hélice (TCM).

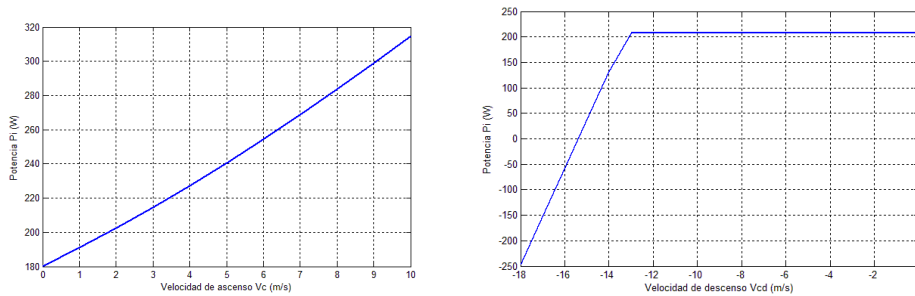


Fuente: Investigación bibliográfica, 2016
Realizado por: Los autores

Potencia en vuelo axial ascendente y descendente

En vuelo axial ascendente existe una velocidad relativa entre la hélice y el aire (Seddon, 1990) lo que implica que $v_c \neq 0$. Se considera una velocidad máxima de ascenso de 6 m/s por lo cual la potencia requerida para este tipo de maniobra es igual a 254.46 W.

Gráfico No. 05. Potencia en vuelo axial vs. Velocidad (a) Ascendente, (b) Descendente(TCM).



Fuente: Investigación bibliográfica, 2016

Realizado por: Los autores

Se puede observar que en vuelo a descenso se obtiene una potencia nula para velocidades de 15,4 m/s, además la potencia requerida es la misma para un descenso de hasta 13 m/s, por seguridad se tomará como velocidad máxima de descenso un valor de 6 m/s.

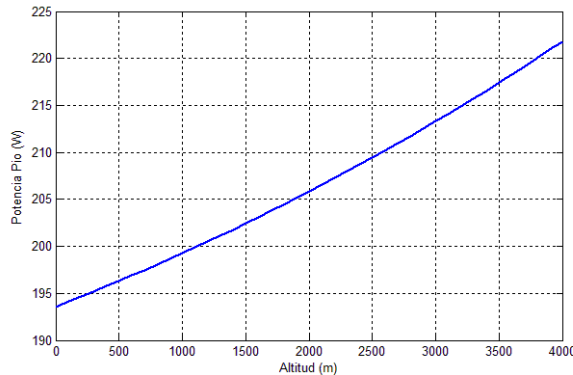
Cálculos según la Teoría de Elemento de Pala

La TEP considera que la sección de la pala tiene un comportamiento bidimensional, para realizar el análisis se requiere de un modelo de velocidad inducida como la TCM, la teoría de vórtices o ajustes experimentales.

La dificultad que presenta esta teoría es que se debe conocer las características geométricas de la hélice, debido a que la fuerza sustentación y arrastre es igual a la sumatoria de los aportes de cada elemento diferencial de la pala.

En el gráfico 6 se muestra la variación de la potencia para distintas alturas. EL intervalo considerado es desde 0 a 4000 m.s.n.m.

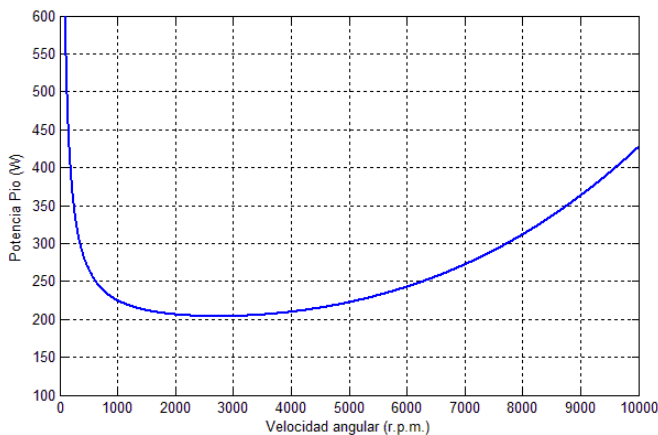
Gráfico No. 06. Potencia en vuelo a punto fijo vs. Altitud. (TEP)



Fuente: Investigación bibliográfica, 2016
Realizado por: Los autores

En el gráfico 7 se puede observar la variación de la potencia al variar las r.p.m. del motor se ha considerado un rango de 100 a 10000 r.p.m. Para reducir la corriente se debe utilizar un voltaje adecuado por lo que se acepta como velocidad angular un valor dentro del intervalo de 4000 a 6500 r.p.m.

Gráfico No. 07. Potencia en vuelo a punto fijo vs. Velocidad angular. (TEP)



Fuente: Investigación bibliográfica, 2016
Realizado por: Los autores

Potencia requerida TCM-TEP.

En la sección anterior se ha determinado la potencia requerida por medio de 2 teorías la TCM y TEP. Se observa que la TCM es mucho más fácil de aplicar pero no tiene en cuenta ciertas consideraciones como la potencia parásita y la geometría de la hélice.

Por esta razón se utiliza un factor de mérito (FM) para corregir los resultados obtenidos, el mismo es la relación que existe entre la potencia calculada y la potencia real, este valor normalmente oscila entre 0,5 a 0,8. Para obtener este factor de mérito se puede tomar datos experimentales, pero en

ausencia de ellos se puede utilizar la TEP para obtener un valor aceptable, el factor de mérito es (Bramwell, 2001):

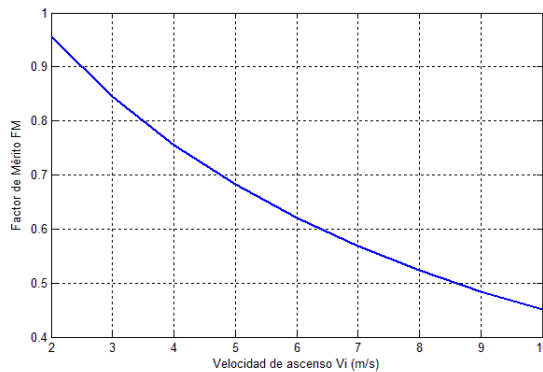
$$FM = \frac{\frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}}}{C_{P_i} + C_{P_o}}$$

Como los factores no son constantes, se procede a calcular el factor de mérito para la velocidad de ascenso de 6 m/s.

$$FM = 0,621$$

En el gráfico 8 se puede observar el factor de mérito para distintas velocidades de ascenso.

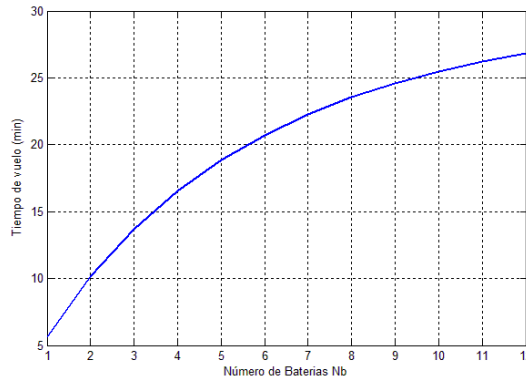
Gráfico No. 08. Factor de Mérito vs. Velocidad de ascenso



Fuente: Investigación bibliográfica, 2016
Realizado por: Los autores

Como la velocidad de ascenso es de 6 m/s y con un factor de servicio de 1.5 se obtiene una potencia requerida en cada motor de 615 W, la autonomía del drone está asociado al número de baterías en operación y la carga útil, en la siguiente gráfica se muestra los tiempos de autonomía para distintos números de baterías, se puede notar que al aumentar el número de baterías también aumenta el peso propio de equipo por lo que la autonomía llega a estabilizarse luego de un cierto valor.

Gráfico No. 09. Tiempo de vuelo vs. Cantidad de baterías



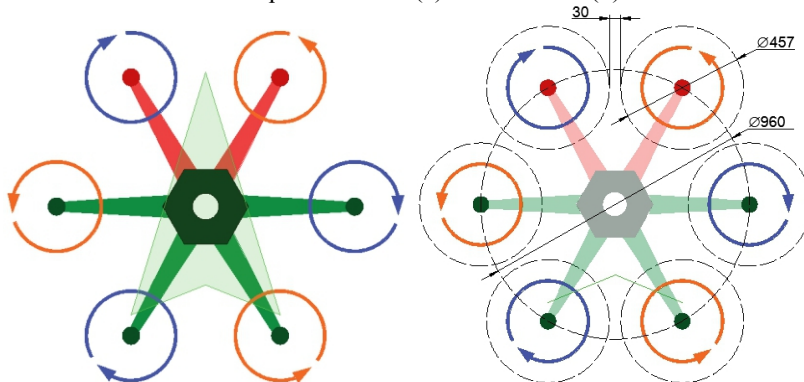
Fuente: Investigación bibliográfica, 2016
Realizado por: Los autores

Metodología para el diseño mecánico

El análisis mecánico se lo realizó con la finalidad de asegurar la resistencia estructural de la aeronave. La misma soporta los esfuerzos generados en las maniobras realizadas para la ejecución del monitoreo, en el capítulo anterior se calculó la potencia requerida para las condiciones establecidas de diseño y se ha determinado varios parámetros que se requieren para el diseño mecánico.

Las dimensiones de la aeronave dependen del tamaño de la hélice que se va a utilizar, en la sección anterior se determinó que las hélices adecuadas para la aplicación tienen un diámetro de 18 pulgadas. En el gráfico 10 (a) se muestra el esquema de distribución de las hélices y su sentido de rotación.

Gráfico No. 10. Esquema básico (a) Distribución (b) Dimensiones



Fuente: Autodesk Autocad, 2016
Realizado por: Los autores

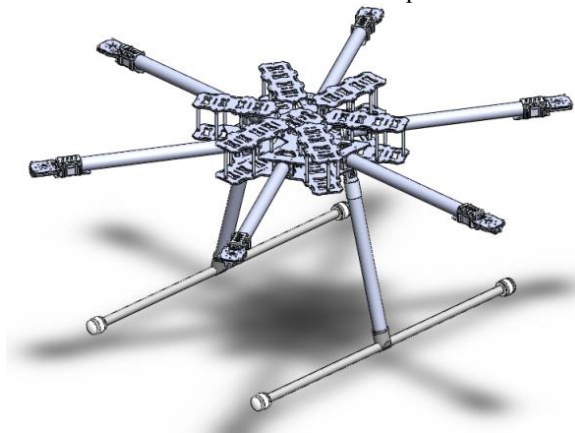
Se puede observar que 3 motores giran en sentido de las manecillas del reloj y los 3 restantes en sentido contrario, con esto se anulan los momentos

generados por el giro de las hélices y no se requiere un rotor anti par. El diámetro debe ser el adecuado para que el área proyectada de cada hélice no ocupe el espacio de su hélice vecina, por lo tanto se consideramos hélices de 18plg en el gráfico 10 (b) se muestra el diámetro del hexacoptero.

En la gráfica se observa que se requiere un diámetro de 960 mm para que las hélices no se crucen, con este diámetro se proporciona 30 mm de espacio entre cada hélice como distancia mínima, que se considera adecuada para el correcto funcionamiento. Con este dato como referencia se puede modelar la estructura del hexacóptero.

Una vez que se ha modelado cada parte del hexacóptero se procede a ensamblar los componentes, para asegurar que no exista interferencia entre ellos y se cumpla con los requerimientos establecidos. En la siguiente figura se muestra el hexacóptero ensamblado.

Gráfico No. 11. Modelado del hexacóptero ensamblado

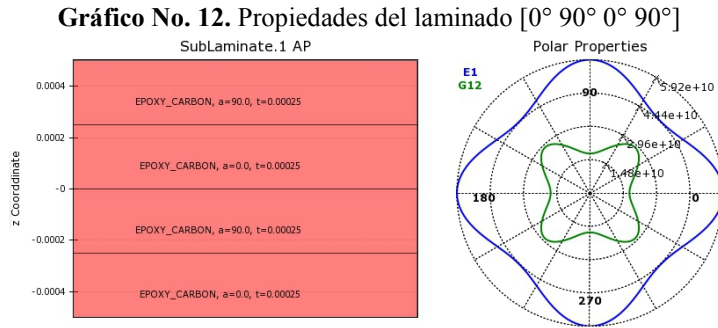


Fuente: Solidworks, 2016
Realizado por: Los autores

Con la configuración presentada en la figura anterior se obtiene un diámetro de 960 mm, por lo que se asegura que las hélices en funcionamiento no se chocarán.

Análisis Mecánico de la Estructura

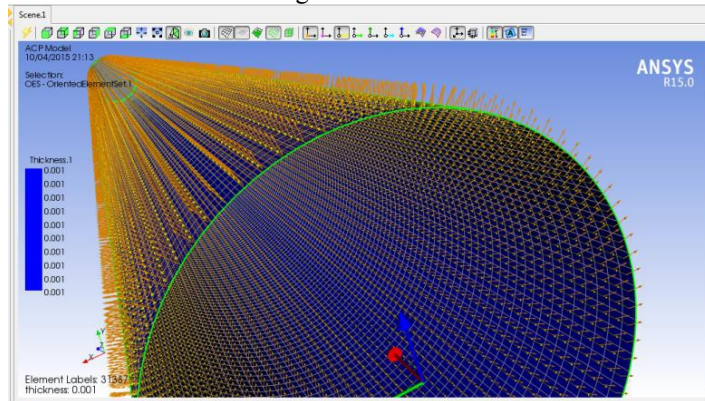
Para ello se utiliza el software ANSYS concretamente el módulo Composite Prepost. En la primera parte se conforma el material compuesto, los brazos están conformados por 4 capas con la orientación $[0^\circ 90^\circ 0^\circ 90^\circ]$ en siguiente gráfica se muestra el conformado del material y sus propiedades.



Fuente: Ansys Workbench, 2016
Realizado por: Los autores

Para obtener una adecuada orientación del laminado se procedió a generar el sistema de referencia y orientación a utilizar. Debido a que el tubo está modelado como una superficie con el diámetro interno la orientación de las capas debe estar hacia afuera y el ángulo de 0° está alineado con el eje del elemento.

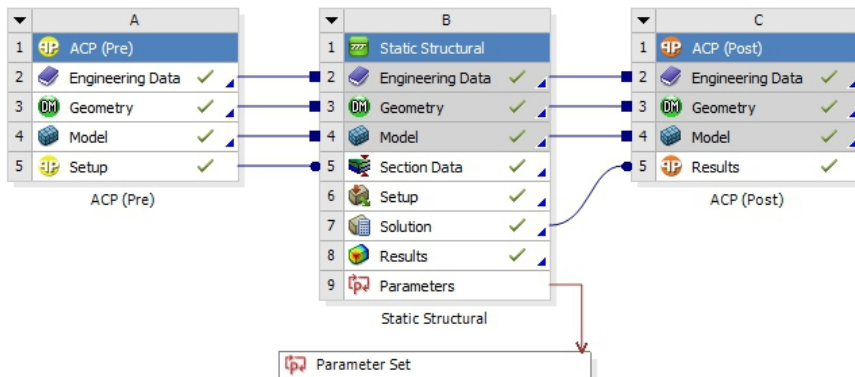
Gráfico No. 13. Configuración del sistema de referencia.



Fuente: Ansys Workbench, 2016
Realizado por: Los autores

Una vez configurado el material se inserta el módulo para visualizar los resultados. En la siguiente figura se muestra el esquema completo de los módulos que se utilizan en el análisis.

Gráfico No. 14. Bloque de análisis en ANSYS

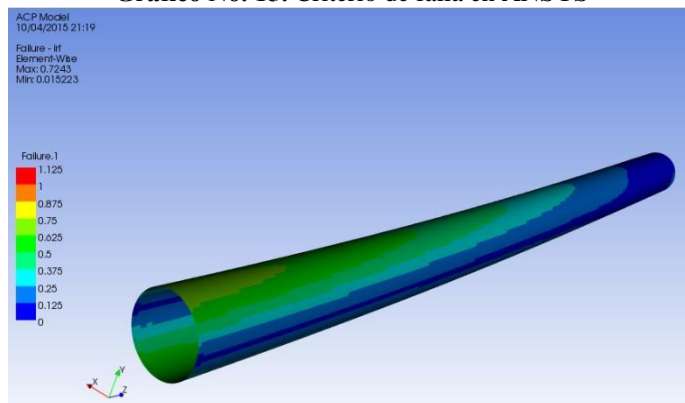


Fuente: Ansys Workbench, 2016

Realizado por: Los autores

Para determinar la resistencia del brazo se utilizó la teoría de Tsai-Hill, con este criterio en la siguiente gráfica se muestran los resultados obtenidos.

Gráfico No. 15. Criterio de falla en ANSYS



Fuente: Ansys Workbench, 2016

Realizado por: Los autores

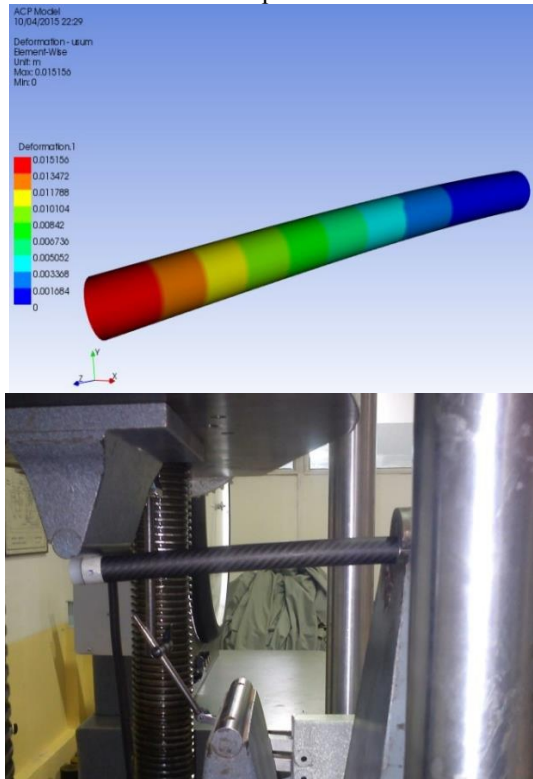
Se puede observar que el estado de tensión alcanza un valor de 0,75 que equivale a un coeficiente de seguridad de 1,33. Se puede observar que la zona crítica corresponde a la de compresión, esto se debe a que la resistencia a la compresión es menor que a tracción.

Resultados

Para validar los resultados obtenidos se comparará 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. La probeta analizada presento falla a una carga de 62 kg (607,6 N) y presento una deflexión máxima de 15,85 mm.

A continuación se realiza en ANSYS un estudio de una viga similar y se aplica sobre ella una carga progresiva hasta los 70 kgf. En el siguiente gráfico se muestra una comparación entre la deflexión real y la deflexión calculada.

Gráfico No. 16. Comparación de deflexiones.



Fuente: Ansys Workbench, 2016
Realizado por: Los autores

La deflexión máxima obtenida con una carga de 62 kg es de 15,156 mm por lo tanto si se compara con la deflexión obtenida experimentalmente se tiene un error del 4,38% que es aceptable.

Las pruebas de vuelo se realizaron sin carga, 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.

- **Pruebas de vuelo sin carga**
-

Cuadro 1: Pruebas de vuelo con 2 baterías sin carga.

Vuelo	Tiempo de vuelo (min)	Velocidad de avance (m/s)
1	15,25	9,1
2	14,51	8,5
3	15,45	8,8
4	15,59	8,4

5	16,48	8,4
Promedio	15,456	8,64

Fuente: Investigación de campo, 2016
Realizado por: Los autores

Cuadro 2: Pruebas de vuelo con 4 baterías sin carga.

Vuelo	Tiempo de vuelo (min)	Velocidad de avance (m/s)
1	26,15	8,6
2	27,54	8,2
3	26,68	8,5
4	27,41	8,3
5	27,35	8,1
Promedio	27,026	8,34

Fuente: Investigación de campo, 2016
Realizado por: Los autores

Cuadro 3: Pruebas de 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

Fuente: Investigación de campo, 2016
Realizado por: Los autores

- **Pruebas de vuelo con 3 kg de carga**

Cuadro 4: Pruebas de vuelo con 2 baterías y 3 kg de carga útil.

Vuelo	Tiempo de vuelo (min)	Velocidad de avance (m/s)
1	10,24	7,2
2	11,25	7,3
3	10,51	7,6
4	10,59	7,3
5	9,84	7,5
Promedio	10,486	7,38

Fuente: Investigación de campo, 2016
Realizado por: Los autores

Cuadro 5: Pruebas de vuelo con 4 baterías y 3 kg de carga útil.

Vuelo	Tiempo de vuelo (min)	Velocidad de avance (m/s)
1	16,25	6,9
2	14,48	6,5
3	16,25	6,8
4	17,85	6,9

5	16,21	6,8
Promedio	16,208	6,78

Fuente: Investigación de campo, 2016
Realizado por: Los autores

Cuadro 6: Pruebas de vuelo con 6 baterías y 3 kg de carga útil.

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

Fuente: Investigación de campo, 2016
Realizado por: Los autores

- **Pruebas de vuelo con 5 kg de carga**

Cuadro 7: Pruebas de vuelo con 2 baterías y 5 kg de carga útil.

Vuelo	Tiempo de vuelo (min)	Velocidad de avance (m/s)
1	6,21	7,1
2	6,15	6,9
3	5,48	6,8
4	7,18	7,05
5	5,49	6,9
Promedio	6,102	6,95

Fuente: Investigación de campo, 2016
Realizado por: Los autores

Cuadro 8: Pruebas de vuelo con 4 baterías y 5 kg de carga útil.

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

Fuente: Investigación de campo, 2016
Realizado por: Los autores

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 se obtienen 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 al momento de llevar 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 multirotor 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.

Conclusiones

Se ha diseñado y construido un hexacóptero para uso agrícola que cumple con los requerimientos establecidos al inicio del presente proyecto, y se han realizado las pruebas requeridas para demostrar la confiabilidad del equipo.

En las pruebas realizadas sin carga se ha obtenido un tiempo de vuelo promedio de 40,94 min, el requerimiento bajo estas condiciones es de 40 min, por lo que se cumple con el objetivo de autonomía en vacío. Además se han realizado pruebas de autonomía con distintas cargas, con 1 kg de carga se obtiene un tiempo de vuelo de 29,76 min para 3 kg de carga se obtiene 20,11 min y con 5 kg de carga un tiempo máximo de vuelo de 8,5 min, los resultados son satisfactorios ya que superan a drones comerciales ya que los mismos no superan un tiempo de vuelo de 20 min sin carga y 7 min con carga máxima de 1 kg.

Inicial, teórica e idealmente se ha apuntado al desarrollo del presente proyecto a una carga útil de (15 Kg) y autonomía de vuelo de una hora, sin

embargo tomando en cuenta condiciones reales de vuelo y eficiencia de motores, se ha llegado a cumplir un tiempo de vuelo de 40 minutos sin carga, y un promedio de 15 minutos con un peso total de 11, 5 Kg (8,5 Kg. Carga muerta, 3 Kg Carga viva), con una carga de vuelo de 5 kg se obtuvo un tiempo de vuelo de 8 min.

La capacidad de carga útil máxima del equipo es de 5 kg cumpliendo con el alcance del proyecto, 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.

Se ha estudiado los tipos y principios de funcionamiento de aeronaves no tripuladas, haciendo hincapié en multirrotores, en el análisis se determina que las principales variables que determinan su funcionamiento son la capacidad de almacenamiento de energía y la carga útil, esto es que a mayor carga útil el tiempo de vuelo disminuye drásticamente debido al consumo de los motores, por ello lo más eficiente en el equipo es que éste tenga el menor peso posible, ya que al aumentar baterías se aumenta su capacidad energética pero también su peso propio por lo que la autonomía no aumenta significativamente.

Para que la estructura sea ligera y resistente se la ha construido en fibra de carbono, este al ser un material compuesto debe ser diseñado como tal, para ello se ha realizado un análisis de elementos finitos del elemento más crítico que es el brazo, el mismo consta de un tubo de 25 mm de diámetro externo y 23 mm de diámetro interno se ha comprobado que resiste las cargas solicitadas con un factor de seguridad 1,33, el mismo que se determina con la teoría de Tsai-Hill y se considera adecuado, para verificar la veracidad de estos resultados se los ha validado comparando con resultados experimentales obteniendo un error del 4,38% que es mínimo por lo que se comprueban los resultados de elementos finitos.

Se ha realizado un análisis aerodinámico para seleccionar los motores, para ello se utiliza dos teorías: Teoría de Cantidad de Movimiento(TCM), y Teoría de Elemento de Pala(TEP), principalmente el análisis se basa en la TCM y se hace una corrección de los resultados utilizando criterios de la TEP para el cálculo del factor de mérito, el análisis determina que se requiere una potencia mínima de 614 W en cada motor, para ello se utiliza en la construcción del equipo motores brushless TAROT 5008 de alta eficiencia con una potencia nominal de 700 W, en las pruebas realizadas se han tenido resultados satisfactorios por lo que se valida los cálculos aerodinámicos realizados.

Con la ejecución de este proyecto se ha construido un hexacóptero de monitoreo, el mismo que su parte mecánica puede ser fabricado en su totalidad

con tecnología existente en el país, esto con la finalidad de reproducir el equipo en el país.

El costo del equipo se encuentra muy por debajo del costo de drones comerciales de capacidades similares, por lo que se aprecia una ventaja económica significativa en fabricar el dron en el país a comparación de importarlo, además se tiene la ventaja de personalización en función de los requerimientos establecidos.

Se puede concluir que el equipo diseñado puede comercializarse para su uso como monitoreo de zonas agrícolas con un tiempo de autonomía de hasta 40 min con una velocidad máxima de 8 m/s, adicional otra aplicación comercial es la de fumigación en zonas inaccesibles con una carga máxima de 5kg, el tiempo de autonomía se reduce a medida que se aumenta la carga útil por ello es recomendable que la carga nominal sea de 3 kg para aplicaciones de fumigación.

References:

1. Abbott. (2006). *Theory of Wing Sections*. New York: Dover Publications.
2. Arias, V. (2004). *Falla de los Materiales Compuestos Laminados*. Scientia el Technica.
3. Bramwell. (2001). *Helicopter Dynamics*. Butterworth-Heinemann.
4. G. J. Grenzdörffler, A. E. (2008). The photogrammetric potential of low-cost uavs in forestry and agriculture. *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. Part B1.*, 1207-1214.
5. Guerrero. (2011). *Nuevos Materiales Aplicaciones Estructurales e Industriales*. Quito: EPN.
6. Johansson, L. (2011). Is It Morally Right to Use Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) in War? *Philosophy & Technology*, 279-291.
7. Minguzi. (1998). *Fiber reinforced Plastics*. Italia: Editorial Alinea.
8. Molinier, M. (2006). Análisis de los Criterios de Falla Aplicados a los Laminados Compuestos. *Universidad de Buenos Aires*.
9. Moltoni. (2015). Conveniencia del uso de drones en aplicaciones sitio- específicas de herbicidas. *INTA*, 01-18.
10. R. Ehsani, J. M. (2013). The raise of small UAVs in Precision Agriculture. *American Society of Agricultural and Biological Engineers*.
11. Roger. (2011). *Diseño de helicópteros y aeronaves diversas*. ETSEIAT – UPC.
12. S. Herwitz, L. J. (2002). Precision Agriculture as a Commercial Application for Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicles. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*.

13. Seddon. (1990). *Basic Helicopter Aerodynamics*. 3ra Edición. Blackwell Science Ltd.
14. Sullivan, J. (2005). Revolution or evolution? The rise of the UAVs. *Technology and Society*.
15. Tang, L., & Shao, T. (2015). Drone remote sensing for forestry research and practices. *Journal of Forestry Research*, 791–797.
16. Zhang, Y., & Sun, M. (2010). Wing kinematics measurement and aerodynamics of free-flight maneuvers in drone-flies. *Acta Mechanica Sinica*, 371–382.