

# Análisis, diseño estructural y construcción de un dron para la detección de minas antipersona

Cristian Serrano Cordero, Omar Pérez Curutchet

Grado en Ingeniería Mecánica

Universidad Politécnica de Catalunya

[cristian.seco1994@gmail.com](mailto:cristian.seco1994@gmail.com) , [omarr.26@hotmail.com](mailto:omarr.26@hotmail.com)

**Resumen-** Este proyecto se basa en el diseño desde la fase inicial hasta la construcción de un vehículo aéreo no tripulado, que pueda albergar el equipamiento necesario para la detección de minas antipersona de manera que ofrezca una alternativa segura de detección de minas antipersona. Para la realización de dicho diseño es necesario un análisis mecánico y estructural, el propósito de dicho análisis es determinar si el prototipo es viable para su construcción y utilización.

Uno de los principales sistemas de detección de minas antipersona utilizados es el georadar, basado en un sistema GPR. Para la incorporación de dicho sistema georadar en el hexacóptero es necesario llevar a cabo una serie de análisis previos que garanticen la validez del diseño escogido.

Para la selección de los motores se lleva a cabo una serie de estudios aerodinámicos, los cuales confirman que los motores seleccionados son aptos para la incorporación en el prototipo.

La estructura principal y los brazos del UAV deben ser analizados para verificar que son capaces de soportar tanto el peso del georadar como la fuerza que generan los motores.

El análisis de los brazos se basa en un primer análisis teórico, el cual es validado mediante un análisis de elementos finitos (FEM), con la utilización del software de CAD (NX Siemens), que corroboran el estudio anterior. Finalmente, se trata de confirmar dichos valores gracias a la utilización de galgas extensiométricas en un puente de Wheatstone y amplificando dicha señal para la obtención de la deformación del brazo.

La estructura es analizada tanto analíticamente como con el software CAD. Dicho software proporciona unos resultados difícilmente extraíbles analíticamente debido a la complejidad de la estructura.

Como la compra del sistema georadar es inviable, se realiza un prototipo con su geometría y peso que simulan dicho instrumento. La geometría del mismo hace necesario modificar el tren de aterrizaje del dron. También se diseña la fijación del sistema GPR al dron mediante cuatro escuadras que se anclan en dos ejes del UAV.

Finalmente, se incorporan todos los componentes electrónicos necesarios en la estructura aprovechando el espacio disponible, de manera que el centro de gravedad del hexacóptero se encuentra en el centro del mismo.

## **Palabras Clave-**

UAV: Unmanned Aerial Vehicle (Vehículo Aéreo No Tripulado).

FEM: Finite Element Method (Método de los elementos finitos).

CAD: Computer-Aided Design (Diseño asistido por ordenador).

Hexacopter: Hexacóptero.

GPR: Ground Penetrating Radar (radar de penetración terrestre).

## **I. INTRODUCCIÓN**

En esta última década se han ido incorporando en muchos ámbitos de uso civil la utilización de vehículos no tripulados. Las aplicaciones donde se emplean este tipo de vehículos son muy dispersas: control de calidad del aire, extinción de incendios nocturnos, operaciones de rescate, cartográficas... El desarrollo de diversos sistemas para poder llevar a cabo todas estas aplicaciones ha sido posible gracias al desarrollo de los micros controladores, a la miniaturización de los sensores (MEMS - Micro Electromechanical Systems) y a mejoras en los sistemas de almacenamiento de energía.

La funcionalidad principal de este proyecto se centra en un aspecto de vital importancia en muchos países afectados gravemente por temas bélicos, es la detección de minas antipersona. En estos lugares es un problema de gran importancia ya que se encuentran enterradas un gran número de minas antipersona aun sin estallar, lo que hace que se cobre muchas víctimas a lo largo del año.

## **II. OBJETIVOS**

Mediante la realización de este proyecto se pretenden conseguir una serie de objetivos de distinto tipo: académicos, sociales y de diseño.

Primeramente, los objetivos académicos se centran en la realización de un proyecto ingenieril basado en el análisis, diseño y construcción de un dron para la detección de minas antipersona. Este estudio alberga la conjunción de conocimientos mecánicos y electrónicos, dos campos relacionados entre sí en cualquier tipo de industria actual.

Por otro lado, los objetivos sociales se basan en poder solventar la necesidad de desminado de las minas antipersona mediante un UAV y el acoplamiento de un sistema georadar. El desminado se cobra muchas vidas de civiles y militares por la activación de dichos artefactos a la hora de la detección de los mismos. Utilizando un dron no habría pérdidas humanas, ya que este aparato sobrevuela la zona de rastreo sin estar en contacto con la superficie, y en su defecto, en caso de fallida la pérdida sería únicamente material.

Finalmente, la capacidad de poder modificar la estructura para incorporar todos los componentes electrónicos, el sistema georadar y su anclaje en la estructura supone un objetivo de diseño primordial para el correcto funcionamiento del dron de detección de minas antipersona.

Es necesario realizar un estudio minucioso de todos y cada uno de los componentes para conseguir lograr los diversos objetivos de la manera más económica posible.

### III. ESTADO DEL ARTE

Este apartado se centra en la búsqueda de dispositivos en el mercado actual que dispongan de la misma funcionalidad que el prototipo de este proyecto.

Uno de los principales dispositivos que existen actualmente en el mercado es el *Proyecto Mineos*. El proyecto Mineos está desarrollado por la empresa catalana CATUAV. Dicha empresa ha diseñado un dron capaz de sobrevolar Bosnia para detectar las minas olvidadas de la Guerra de los Balcanes mediante varias cámaras térmicas y multispectrales capaces de detectar los artefactos. En la figura 1 se puede visualizar la aeronave Mineos:



Figura 1. Prototipo Mineos para la detección de minas

A parte de esta aeronave, existen otros dispositivos que tienen la misma funcionalidad, como por ejemplo, el *Mine Maker Drone*. Este dispositivo está diseñado por Massoud Hassani, un diseñador de Afganistán que intenta solventar los problemas de mortalidad en su país debido a las minas. Este dispositivo se trata de un dron (UAV) que dispone de un detector de minas basado en un sistema GPR unido a un brazo robótico, el cual hace mover el sensor en diferentes direcciones. En la figura 2 se puede visualizar el dispositivo *Mine Maker Drone*:



Figura 2 Prototipo del proyecto Mine Maker Drone

### IV. DRON: DEFINICIÓN Y COMPOSICIÓN DE UN UAV

Un dron puede definirse como cualquier máquina pilotada por control remoto que pueda sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

#### • Composición de los UAV

Los componentes más utilizados en el montaje de un dron son los nombrados a continuación:

##### - Estructura/Frame.

Se trata del esqueleto del multirrotor y la que le da forma. En ella se acoplan los diferentes mecanismos y sensores.

##### - Motores.

Los motores más utilizados son del tipo brushless (sin escobillas). Son los encargados de generar la fuerza necesaria para que el dispositivo se eleve de la superficie terrestre.

##### - ESC (control de velocidad del motor)

Una ESC se trata de un circuito electrónico con el propósito de variar la velocidad de un motor eléctrico y para actuar como un freno dinámico.

##### - Batería.

Las baterías proporcionan la energía necesaria para que el dron pueda funcionar correctamente. La unidad de medida de las baterías es mAh.

##### - Hélices:

Se trata de un aspa que al girar con fuerza alrededor de un eje desplazan el fluido en el que están.

##### - Controladora de vuelo:

Este componente es el cerebro del dron. Se encarga de sensar y controlar todo lo que sucede con el multirrotor.

### V. GROUND PENETRATING RADAR

El georadar (Ground Penetrating Radar) se basa en la emisión de impulsos electromagnéticos de muy corta duración y a una alta frecuencia y en el principio de reflexión de ondas electromagnéticas que se propagan en el medio.

#### A. Composición y funcionamiento

Un sistema GPR se compone básicamente de una antena emisora, otra antena receptora, una unidad de control para el procesamiento y tratamiento de los datos y un display o pantalla para visualizar los perfiles de onda generados. El principio de funcionamiento se basa en:

- Mediante la unidad central se programa un pulso electromagnético generado por la antena emisora una onda electromagnética con una frecuencia característica.
- La onda electromagnética se va propagando por el medio hasta que alcanza una zona cuyas propiedades son diferentes a las propiedades de la onda electromagnética enviada.
- Parte de la energía electromagnética de la onda sigue transmitiéndose y parte se refleja hacia la superficie, mientras que el resto de energía sigue propagándose por el medio.
- La onda electromagnética reflejada se recibe a través de la antena receptora y es analizada y registrada por la unidad central para su posterior tratamiento e interpretación.

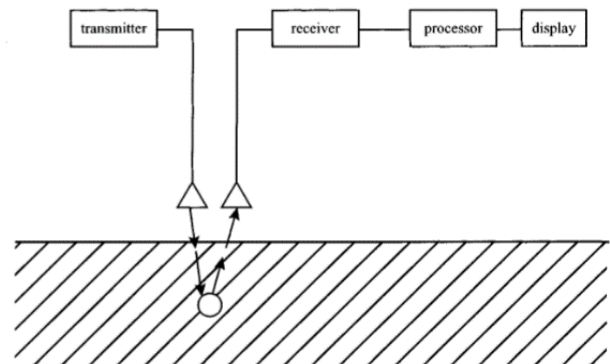


Figura 3 Principio de funcionamiento del GPR.

### VI. ESTUDIO MECÁNICO

El objetivo es estudiar el comportamiento de una estructura de un hexacóptero al cual se le introduce un sistema GPR) para la detección de minas antipersona. El estudio se centrará en:

- A. Estudio aerodinámico para establecer la potencia necesaria que han de proporcionar los motores según varios teoremas: TCM y TEP.
- B. Estudio de deformación y tensión de los brazos y chasis del hexacóptero.
- C. Diseño y construcción de un soporte para el equipamiento GPR.

## A. Estudio aerodinámico para la selección y validación de los motores:

Se centra en el estudio en diferentes operaciones de vuelo para determinar la potencia mínima que necesitan desarrollar los motores. Las diferentes operaciones de vuelos son las siguientes:

- Vuelo a punto fijo.
- Vuelo vertical ascendente.
- Vuelo vertical descendente.
- Vuelo de avance.

### 1) *Cálculo de la potencia requerida según la TCM*

Para este estudio se deben fijar una serie de condiciones iniciales:

- Movimiento en estado estacionario.
- Proceso adiabático.
- Movimiento uniforme y unidimensional.
- Fluido incompresible.
- Efectos derivados de la viscosidad despreciables.
- Efectos de rotación de estela y pérdidas en punta de pala despreciables.

Un factor a tener en cuenta en el cálculo de la potencia es la densidad, que según la zona de vuelo esta densidad es variable. La densidad se puede calcular mediante la siguiente ecuación:

$$\rho(h) = \rho_0 \cdot \left( \frac{T_0 + \lambda \cdot h}{T_0} \right)^{-\frac{\rho}{R \cdot \lambda}} \quad (1)$$

Debido a que los motores no pueden funcionar en un régimen de trabajo de potencia máxima, se debe aplicar un factor de seguridad. Este factor se conoce como la relación empuje/peso. Lo recomendado es tener un factor de relación/empuje de 2. Por lo tanto, el motor trabajará al 50% y la fuerza a superar es de 24,525 N.

Las ecuaciones que rigen los diferentes tipos de vuelo son:

- Ecuación de conservación de la masa:

$$\dot{m} = \int \rho \cdot \bar{v} \cdot d\bar{S} \rightarrow \dot{m} = \rho \cdot S \cdot (v_z + v_i) \quad (2)$$

- Ecuación de conservación de la cantidad de movimiento:

$$\bar{T} = \int p \cdot d\bar{S} + \int \rho \cdot \bar{v} \cdot (\bar{v} \cdot d\bar{S}) \quad (3)$$

- Ecuación de conservación de la energía

$$E = \int \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (\bar{v} \cdot d\bar{S}) \cdot |\bar{v}|^2 \quad (4)$$

#### a) **Potencia en vuelo a punto fijo**

El vuelo a punto fijo dicta que la velocidad relativa del rotor respecto del aire es cero. Las cargas y las velocidades son uniformes en las hélices e independientes de la posición azimutal, es decir, la orientación del cuerpo.

Se considera la potencia ideal como la potencia que se está aplicando sobre el rotor, es decir, la diferencia de energías cinéticas entre entrada y salida del volumen de control del fluido:

$$P_{id} = T \cdot (v_z + v_i) \rightarrow P_{id} = \dot{m} \cdot v_{i2} \cdot (v_z + v_i) \quad (5)$$

Conociendo que la velocidad axial en z es nula y renombrando la velocidad inducida en la sección 2 como  $v_{i0}$ , la ecuación que define la potencia ideal es la siguiente:

$$P_{id} = T \cdot v_{i0} \quad (6)$$

Finalmente, realizando una serie de cálculos se obtienen en función de las variables potencias requeridas que oscilan entre los 280 y 380 W.

A raíz que aumenta la altitud también aumenta la potencia requerida. Esto es debido a que la densidad afecta a la velocidad inducida del fluido, a más altitud, menor será la densidad, produciendo una velocidad inducida mayor.

#### b) **Potencia en vuelo axial ascendente**

Es la condición más sencilla ya que las velocidades en el plano del rotor son simétricas respecto al eje de giro. En este caso la velocidad axial es existente y la potencia queda definida por:

$$P_{id} = T \cdot (v_i + v_z) \quad (7)$$

Conociendo la siguiente relación de la velocidad inducida a la altura del rotor y la velocidad inducida cuando z tiende a infinito y relacionándolo con la diferencia de presión extraída mediante un balance de Bernoulli:

$$\frac{1}{2} \cdot \dot{m} [(v_z + v_{i2})^2 - v_z^2] = \dot{m} \cdot v_{i2} \cdot (v_z + v_i) \rightarrow v_{i2} = 2 \cdot v_i \quad (8)$$

$$p' - p = 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot (v_z + v_i) \quad (9)$$

También se puede obtener la diferencia de presiones mediante la fuerza de empuje del motor:

$$p' - p = \frac{T}{S} \quad (10)$$

Igualando la ecuación 9 y 10 se puede obtener:

$$T = 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot S \cdot (v_z + v_i) \quad (11)$$

Por lo tanto, la potencia queda determinada por:

$$P_{id} = 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot S \cdot (v_z + v_i)^2 \quad (12)$$

De acuerdo al flujo supuesto, se debe cumplir que  $v_i \geq 0$ , se obtiene la siguiente relación:

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = -\frac{1}{2} \cdot \frac{v_z}{v_{i0}} + \sqrt{\frac{1}{4} \cdot \left( \frac{v_z}{v_{i0}} \right)^2 + 1} \quad (13)$$

Consecuentemente, la potencia queda en función de la velocidad inducida axial ascendente y la velocidad de ascenso, de manera que si aumenta la velocidad de ascenso, la velocidad inducida axial ascendente disminuye.

#### c) **Potencia en vuelo axial descendente**

Dentro de este tipo de vuelo existen diferentes modelos matemáticos en función de la velocidad inducida y de descenso. Según la relación entre ellas, se dispone de las siguientes ecuaciones:

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = k - \frac{v_c}{v_{i0}} \quad \text{si } -1,5 \leq \frac{v_c}{v_{i0}} \leq 0$$

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = k \cdot \left( 7 + 3 \cdot \frac{v_c}{v_{i0}} \right) \quad \text{si } -2 \leq \frac{v_c}{v_{i0}} \leq -1,5$$

Siendo  $k = 1,15$  el factor de corrección para hélices reales.

La potencia incrementa en función de la disminución de la velocidad de descenso, llegando a mantenerse constante a partir de cierta velocidad de descenso.

#### d) **Potencia en vuelo de avance**

Para el cálculo de la potencia de avance se debe tener en cuenta que  $v_1$  es el módulo de la velocidad en la sección perpendicular al eje del volumen de control en la posición del rotor.

$$v_1 = \sqrt{v_x^2 + (v_z + v_i)^2} \quad (14)$$

Para el cálculo de la potencia se utiliza la siguiente expresión:

$$P_{id} = 2 \cdot \rho \cdot S \cdot v_i \cdot (v_z + v_i) \cdot \sqrt{v_x^2 + (v_z + v_i)^2} \quad (15)$$

Variando la velocidad inducida fijando la velocidad de traslación se obtiene que la potencia requerida aumenta con dicha velocidad.

## 2) Comprobación de la validez de los motores mediante la Teoría del Elemento Pala.

Se deben considerar una serie de hipótesis:

- Efectos derivados de la viscosidad despreciables.
- Fluido incomprensible.
- Proceso adiabático
- No se tienen en cuenta efectos de rotación de estela.

### a) Potencia en vuelo a punto fijo

Para aplicar el método TEP se debe conocer el perfil alar. En un régimen de trabajo se detallan los coeficientes de sustentación y resistencia:

$$c_l = c_{l0} \cdot \alpha \quad (16)$$

$$c_d = c_{d0} + c_{d1} \cdot \alpha + c_{d2} \cdot \alpha^2 \quad (17)$$

A partir de las dimensiones del perfil de la hélice instaladas y comparando con la base de datos de <http://airfoiltools.com/> se determina que el perfil es NACA 23015. Para la determinación de los coeficientes aerodinámicos se debe calcular Reynolds:

$$Re = \frac{\rho \cdot 2 \cdot R^2 \cdot \omega}{\mu} \quad (18)$$

A medida que aumenta el ángulo de ataque, el coeficiente de sustentación aumenta, siendo el valor máximo 1,55 a 17 grados.

El coeficiente de resistencia es más bajo cuando el ángulo es cercano a 0.

Determinando los diferentes coeficientes de tracción y de potencia a partir de los datos obtenidos anteriormente es posible determinar la potencia que entrega un motor mediante la ecuación 19:

$$P_{i0} = (C_{p0} + C_{pi0}) \cdot \rho \cdot \pi \cdot \frac{D^2}{4} \cdot \omega^3 \cdot R^3 \quad (19)$$

Para diferentes velocidades de giro se obtienen diferentes potencias que entrega el motor estabilizándose el motor escogido para el dron en aproximadamente 950 W, superior a las potencias requeridas estudiadas mediante el teorema anterior.

## 3) Ley de Semejanza

Se utilizan las leyes de semejanza para realizar cálculos de potencias en lugares con diferentes condiciones medio ambientales. El cambio de la densidad del aire es un factor a tener en cuenta. De manera que conociendo la potencia en un lugar determinado es posible conocer la potencia requerida en cualquier lugar donde se quiera realizar el vuelo. Esto se obtiene gracias a la ecuación 20:

$$P_2 = P_0 \cdot \frac{\rho_2}{\rho_0} \quad (20)$$

Conociendo la densidad del fluido (aire) en cualquier lugar que se quiera realizar el estudio es posible conocer la potencia necesaria. La relación de dichas potencias en lugares como Vilanova i la Geltrú (Barcelona), Logroño (La Rioja) i Bogotá (Colombia) se obtiene que para un tipo de vuelo determinado, a menor altitud, la densidad es mayor y la potencia requerida aumenta.

## B. Análisis estructural y estudio de tensiones del dron

La estructura del dron está formada por fibra de carbono. La fibra de carbono es una fibra sintética constituida por finos filamentos de 5 –11  $\mu\text{m}$  de diámetro y compuesto principalmente por carbono. Debido a que el fabricante nos proporcionó un módulo de Young se ha procedido a verificar dicho valor.

### 1) Comprobación del módulo de Young

El valor del módulo de Young proporcionado por el fabricante es de 59 GPa, muy por debajo de las fibras de carbono convencionales. Para la comprobación se realiza un estudio a flexión en el eje vertical cuando es sometido a una carga de 2,5kg. Para ello se ha utilizado un comparador. El primer paso a realizar es colocar el peso en el montaje del brazo, visualizado en la figura 4:



Figura 4 Aplicación del peso en el brazo.

Aplicando dicho peso, se puede observar en el comparador que la aguja ha realizado una vuelta y 42 divisiones. Conociendo que cada división corresponde a 0,01 mm, el desplazamiento corresponde a:

$$\delta_y = n \cdot div = 142 \cdot 0,01 = 1,42 \text{ mm.}$$

Finalmente, mediante la ecuación 21, se puede calcular el módulo de Young:

$$\delta_y = \frac{F \cdot l^3}{3 \cdot E \cdot I} \quad (21) \rightarrow E = \frac{24,525 \cdot 240^3}{3 \cdot 1,42 \cdot 1331,25} = 59782,42 \text{ MPa}$$

Realizando un cálculo del error relativo, el error obtenido es de aproximadamente 1,3%. Por lo tanto, damos como válido el valor del módulo de Young.

### 2) Estudio de tensiones y deformaciones.

En este apartado se detalla un estudio mecánico con la finalidad de obtener las tensiones y deformaciones originadas en el dron. Para corroborar los resultados, se ha realizado una simulación FEM.

#### 2.1) Estudio a flexión del brazo del dron.

La fuerza de empuje que genera el motor  $F_m$  hace que se genere un momento variable en función de la distancia recorrida  $x$ . En la figura 5 se visualiza el estado de sollicitación:

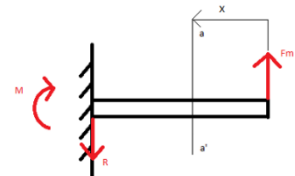


Figura 3 Estado de sollicitación del brazo.

A partir de la ley de Navier, se puede encontrar el valor de la tensión según las coordenadas de distancia longitudinal y radial para el caso de un tubo:

$$\sigma_{x,y} = \frac{24,525 \cdot 255}{\pi \cdot (8^4 - 7^4)} \cdot 8 \quad (22) \rightarrow \sigma_{x,y} = 37,58 \text{ MPa}$$

Mediante la simulación FEM del brazo solicitado a flexión se ha obtenido un valor de 37,72 MPa, Los resultados obtenidos analíticamente son fiables y se asemejan a los valores obtenidos mediante la simulación FEM.

#### 2.2) Estudio a cortante del brazo del dron.

Otra tensión importante a tener en cuenta es la tensión cortante máxima. Dicha tensión queda determinada por la ecuación 36:

$$\tau = \frac{4}{3} \cdot \frac{V}{A} \cdot \frac{(R^2 + R \cdot r + r^2)}{(R^2 + r^2)} \quad (23)$$

Aplicando valores, el valor de la tensión cortante máxima es de:  $\tau = 1,0378 \text{ MPa}$

Realizando una comparación con la simulación FEM, el valor de la tensión cortante es de 0,826 MPa. El resultado tiene un error relativo grande debido a que se trata de valores próximos al 0.

### 2.3) Deflexión del brazo del dron.

Para la determinación de la deflexión  $\delta$  se debe utilizar el teorema de Castigliano, mediante la primera derivada parcial de la energía interna de deformación de la estructura con respecto a la acción aplicada:

$$\delta_y = \frac{F_M \cdot x^3}{3 \cdot E \cdot I} \quad (24)$$

Aplicando valores, la deformación vertical corresponde a:

$$\delta_y = 1,7258 \text{ mm}$$

Comparando dicho valor con la simulación FEM, podemos observar como el valor máximo de la deformación tiene un valor de 1,763 mm. Por lo tanto, se valida el análisis teórico inicial.

### 2.4) Estudio del chasis del hexacóptero

El objetivo de este estudio es la obtención de tensiones medias que validen las tensiones obtenidas mediante la simulación CAD.

Este chasis se puede dividir en 4 para simplificar el cálculo.

Dentro de esta división, se alinean las tres fuerzas que actúan en la estructura en el eje longitudinal x como se visualiza en la figura 6. En dicho estudio se tienen en cuenta las reacciones generadas por la fuerza de empuje del motor y la fuerza generada por el peso del georadar.

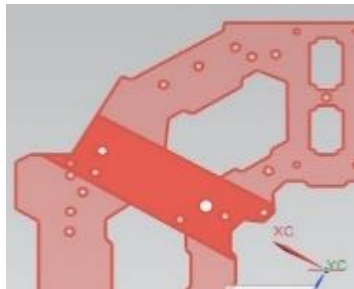


Figura 4 Sección para el cálculo de inercia.

Analizando la zona sombreada en rojo intenso y realizando un sumatorio de los momentos en A, como muestra la figura 7, se puede obtener el valor de  $R_1$ .

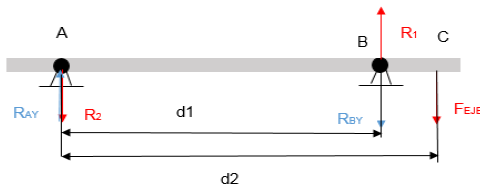


Figura 7 Restricciones realizadas para el estudio.

Aplicando las ecuaciones de estática se obtienen los siguientes valores:

$$\begin{aligned} R_1 &= 152,66 \text{ N.} \\ R_2 &= 128,135 \text{ N.} \\ R_{BY} &= 142,14 \text{ N} \\ R_{AY} &= 126,44 \text{ N} \end{aligned}$$

Utilizando la ley de Momentos Flectores entre el tramo AB, se puede determinar el momento máximo:

$$M_{a-av} = R_A \cdot x \quad (0 \leq x \leq d_1)$$

Aplicando valores, se obtiene que el momento A equivale a:

$$M_A = 78,95 \text{ Nmm}$$

Aplicando este valor en la ecuación de Navier, el valor de la tensión media en la zona estudiada equivale a:

$$\sigma_{x,y} = 5,92 \text{ MPa}$$

Debido a que la placa superior dispone de las mismas fuerzas actuantes, exceptuando la fuerza ocasionada por el georadar, el estudio de la placa superior varía escasamente debido a la poca confluencia de esta fuerza.

## • Resultados obtenidos en la simulación FEM

El valor obtenido en dicha simulación es de 5,923 MPa, valor muy similar al obtenido analíticamente.

Debido a la concentración de tensiones, se obtienen tensiones máximas de 26,71 MPa. A partir de los valores del fabricante, la tensión límite es de 513 MPa.

Por lo tanto, la estructura es capaz de soportar las tensiones sin deformarse. Por otra parte, la tensión cortante máxima obtenida en este análisis tiene un valor de 7,37 MPa. Finalmente, esta estructura es capaz de soportar las tensiones cortantes debido a que la tensión cortante límite corresponde a un valor de 120 MPa.

## C. Verificación de los valores analíticos y simulados mediante galgas extensiométricas

Para realizar la comprobación de los valores obtenidos anteriormente se ha utilizado una fuente de alimentación, proporcionando una señal sinusoidal de baja frecuencia y amplitud, y un amplificador FESTO, utilizando un puente medio de Wheatstone, para aumentar la señal de entrada. En la figura 8 se puede visualizar el montaje realizado:

Debido a que la señal diferencia contiene muchas vibraciones

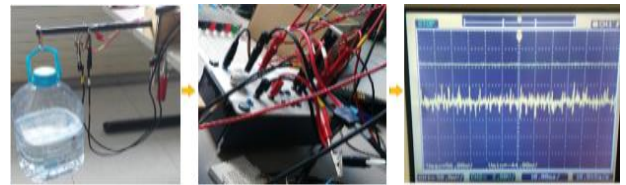


Figura 8. Montaje para la simulación con las galgas extensiométricas

y ruidos se obtiene un resultado muy variable aunque de valor bastante próximo a la salida teórica que debería dar.

## D. Estudio dinámico

El estudio dinámico se centra en una posible falla del control del dron. Para ello se supone que el dron se encuentra en posición horizontal y se pierde el control por un rango de tiempo de 0 a 2 s.

Para este estudio se utiliza el teorema de la energía entre dos puntos (A y B) en caída libre:

$$\sum_A^B \text{Trabajo}(\vec{F}) = [\Delta E_C]_A^B \rightarrow m \cdot g \cdot \overline{AB} - T_T \cdot \overline{AB} = 0 - \frac{1}{2} \cdot m \cdot V_a^2 \quad (38)$$

La obtención de la distancia recorrida desde que se pierde el control del dron hasta que los motores actúan y se estabiliza de nuevo el dron llega a ser de aproximadamente 24 metros si el tiempo de desconexión del control es de dos segundos.

Las tensiones obtenidas bajo esta sollicitación con los motores trabajando al máximo son superiores, pero dentro de los límites establecidos por el material

## VII. DISEÑO ELECTRÓNICO

En este apartado se detalla cómo se realiza todo el conexionado referente a un hexacóptero y como se distribuye la energía y la señal.

Como se observa en la figura 9, la batería es la encargada de suministrar energía a la placa de distribución de potencia. Esta placa distribuye la potencia de entrada a la placa hacia las 6 controladoras de velocidad de los motores (ESC). Seguidamente, las ESC suministran la potencia recibida a los motores. Por otra parte, las ESC también suministran energía a la microcontroladora CC3D mediante el cable de señal. Por consiguiente, la microcontroladora CC3D alimenta al receptor del mando RC. Por otra parte, al accionarse el stick del mando RC, se transmite una señal hacia el

receptor del mando RC, encargado de recibir la señal e identificar el tipo de movimiento que se ha realizado y transmitirla hacia la microcontroladora CC3D.

La microcontroladora CC3D debe identificar qué tipo de señal es y qué movimiento le corresponde para transmitir dicha señal a las controladoras de velocidad ESC. Finalmente, la controladora de velocidad ESC es la encargada de transmitir el tipo de señal y movimiento hacia los motores.

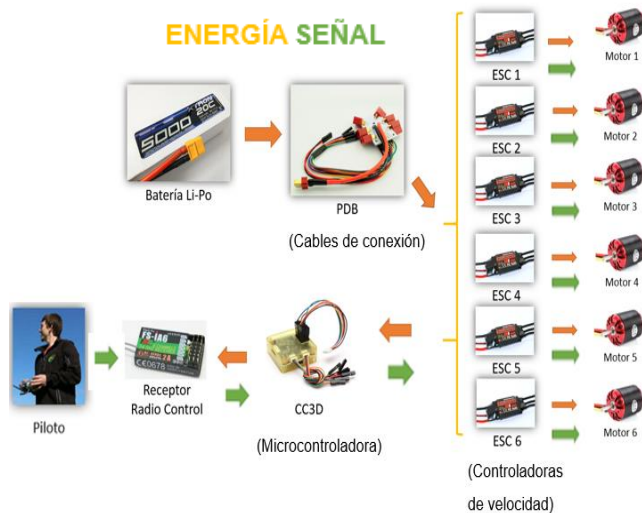


Figura 9 Diagrama de bloques de energía y señal

### VIII. MEJORAS DE DISEÑO

Las mejoras de diseño a implementar en el proyecto son:

1. Utilización de motores de dron de menor KV (rev/V) y mayor par.
2. Disponer del correcto equipamiento para las simulaciones.
3. Utilización de una controladora más eficaz que la CC3D.
4. Mejorar el tren de aterrizaje atendiendo a las características del terreno.

### IX. FOTOS ILUSTRATIVAS DEL PROYECTO

Primeramente se muestra una foto del dron real en la figura 10.



Figura 10 Prototipo del proyecto.

También se muestra una foto del modelado 3D mediante software CAD de Siemens NX sobre el dron con el equipamiento georadar en la figura 11.

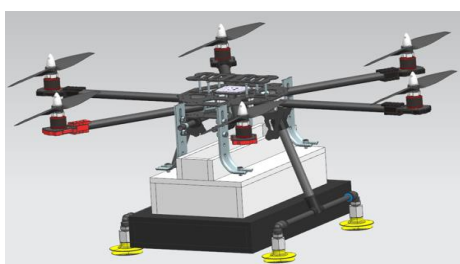


Figura 11 Modelado 3D dron con georadar

### X. CONCLUSIONES

Las conclusiones a las que se llegan después de realizar este proyecto son:

1. El estudio aerodinámico realizado corrobora la validez de los motores seleccionados con las hélices incorporadas mediante la TCM y la TEP.
2. Se ha constatado los datos ofrecidos por el fabricante de tubos de fibra de carbono mediante prueba empírica de deflexión del brazo.
3. Se ha corroborado el estudio analítico de brazo mediante la simulación de elementos finitos (FEM), proporcionando errores relativos muy pequeños. Posteriormente con los datos obtenidos empíricamente en el laboratorio se ha podido concluir que los cálculos realizados eran válidos aún con la variabilidad de los valores obtenidos mediante la utilización de un puente de Wheatstone.
4. La realización de una adaptación de la estructura óptima para el acople del georadar mediante escuadras y modificación del tren de aterrizaje. Con dichas modificaciones se garantiza la condición de vuelo óptimo.
5. La buena distribución de los componentes electrónicos ha permitido reducir la resistencia que provocan los cables y disponer de una buena colocación del centro de masas.
6. La selección de los componentes electrónicos ha sido buena dentro del presupuesto que se disponía, ya que todo el conjunto electrónico funciona como es debido.
7. Debido a contratiempos en las pruebas finales del dron y, especialmente a la falta de tiempo, no se podrá realizar ninguna demostración en la defensa del trabajo.
8. Finalmente se concluye de manera general que, previsiblemente el dron es válido para la detección de minas antipersona. Con más tiempo para poder realizar las pruebas de vuelo, se podría validar de forma objetiva el comportamiento del dron en un proceso simulado de detección de minas.

### XI. AGRADECIMIENTOS

Se hace un enorme agradecimiento a todas aquellas personas que han hecho posible que este proyecto se haya realizado, tanto como la familia como amigos, profesores, tutores, conocidos, etc. Pero en especial agradecimiento a Pedro que nos ayudó en la configuración y programación del dron y debido a la complejidad y dificultad de la configuración implementada sufrió un accidente grave y no se pudieron realizar las pruebas de vuelo.

### XII. REFERENCIAS

- Mecánica de materiales*. México, Gere, James M.; Timoshenko, Stephen P.. 4a ed. México, 1998.
- Mecánica de fluidos*. Madrid, McGraw-Hill, White, Frank M. 6a ed. Madrid, 2008.
- Piloto de dron (RPAS)*. España, Parainfo, 2.ª edición, 2016.
- How to Fly a Quadcopter – The Ultimate Guide*. USA, UAVCoach, 2015.
- Normativa de los UAV: BOE núm. 163, 5 de julio de 2014*, pags. 52544; Ley 8/2014, 4 de julio, sobre Normativa UAV.
- Ingeniería Aeroespacial: Aerodinámica*. Sevilla, Universidad de Sevilla. : <http://www.aero.us.es/>