



## PRECISION FARMING *AGRICULTURA DE PRECISIÓN*



<https://eqrcode.co/a/qt4FDV>

ORIGINAL ARTICLE | ARTÍCULO ORIGINAL

# Development of a Remote Piloted Aircraft System (RPAS) for Agricultural Use (Part I)

## *Desarrollo de un Sistema de Aeronave Pilotada a Distancia (RPAS), para uso agrícola (Parte I)*

Ing. Juan J. Pérez-Paredes, Dr. Gilberto J. López-Canteñs<sup>1</sup>, Dr. Noé Velázquez-López, Dr. Irineo L. López-Cruz  
Universidad Autónoma Chapingo, Posgrado en Ingeniería Agrícola y Uso Integral del Agua, Chapingo, Edo. México, México.

**ABSTRACT.** In precision agriculture, the use of Remote Piloted Aircraft Systems (RPAS) has increased significantly, due to the advantage of obtaining crop information from different sensors. This has generated the need for aircraft capable of performing autonomous and georeferenced flights to obtain the desired information with precision. With this purpose, a quadcopter type RPAS was designed and built with a system that allows autonomous and stable flights to obtain georeferenced images, through the instrumentation of a RGB sensor (Sony IMX117) and a GPS. For the design of the RPAS, weight, flight time, flight height, payload and control system were considered as requirements. With the design parameters, a RPAS was built, equipped with a Pixhawk controller with GPS, 1400kv race star engines, eight-inch propellers (8045) and 30A ESC. A RPAS was designed and built, weighing less than 2 kg and the RPAS was drawn in 3D, using a “CAD” system, which allowed the center of mass and stresses caused by the weight of the vehicle to be modeled, obtaining a safety factor of 7.95 with the Von Mises Stress.

**Keywords:** RPAS, Design, Telemetry, Flight Programming, Georeferencing.

**RESUMEN.** En la agricultura de precisión, el uso de Sistemas de Aeronave Pilotadas a Distancia (RPAS) ha aumentado significativamente, debido a la ventaja de obtener información de los cultivos mediante distintos sensores. Esto ha generado la necesidad contar con aeronaves capaces de realizar vuelos autónomos y georreferenciados para obtener la información deseada con precisión. Con este fin se realizó el diseño, construcción de un RPAS, tipo cuadricóptero con un sistema, que permita la realización de vuelos autónomos y estables para la obtención de imágenes georreferenciadas, mediante la instrumentación de un sensor RGB (Sony IMX117) y un GPS. Para el diseño del RPAS se consideraron como requisitos el peso, el tiempo de vuelo, la altura de vuelo, la carga útil y el sistema de control. Con los parámetros de diseño, se construyó un RPAS, equipado con una controladora Pixhawk con GPS, motores race star de 1400 kv, hélices de ocho pulgadas (8045) y ESC de 30 A. Se diseñó y construyó un RPAS, con un peso menor a los 2 kg y se dibujó el RPAS en 3D, utilizando un sistema “CAD”, lo que permitió modelar el centro de masa y esfuerzos ocasionados por el peso del vehículo, obteniendo un factor de seguridad de 7.95 con la tensión de Von Mises.

**Palabras clave:** RPAS, Diseño, Telemetría, Programación de vuelo. Georreferenciación

### INTRODUCTION

In recent years there have been significant advances in the development of remote piloted aircraft systems (RPAS) (mainly multirotor), becoming a stable and reliable

### INTRODUCCIÓN

En los últimos años se han registrado avances significativos en el desarrollo de sistemas de aeronaves pilotadas a distancia (RPAS) (principalmente multirrotores), convirtiéndose en una

<sup>1</sup> Author for correspondence: Javier A. León-Martínez, e-mail: jleon@unah.edu.cu

Received: 05/12/2019.

Approved: 04/12/2020.

ble technology, applied in agriculture (Davila *et al.*, 2017; Thibbotuwawa *et al.*, 2020).

RPAS can provide information with a much higher resolution than sensorial data from satellites and manned aircraft. These vehicles, used in agriculture, provide high-resolution spatial images, used to monitor crops on a millimeter scale (Christiansen *et al.*, 2017). Therefore, they constitute a real time application and low-cost alternative to classic manned aerial photogrammetry.

In recent years, different platform designs have been proposed, showing a strong development for autonomous flight, control and landing, with global positioning devices (GPS), inertial measurement sensors IMU (Inertial Measurement Unit) and processing systems (Galimov *et al.*, 2020). These devices make up the flight control system, allowing complex calculations to apply control strategies to stabilize the position and achieve a flight path for the vehicle (Lara *et al.*, 2017; Pei *et al.*, 2019).

Considering the necessary characteristics that aircraft must have for use in precision agriculture, the objective of this work was to design, build and evaluate a quadcopter type RPAS with a system that allows autonomous and stable flights to obtain georeferenced images in a sequential way, through the instrumentation of a RGB sensor.

## MATERIALS AND METHODS

### RPAS Design

To carry out the optimal and competitive design of the RSAP, the parameters recommended by Orna *et al.*, (2017), Nistal, (2017) and Dündar *et al.*, (2020) were considered, which are:

- The aerodynamic analysis which allows determining the required power according to the operating conditions.
- The mechanical design proposing a structure that resists the loads to which the equipment is submitted.
- The control system (controller) which allows communication (telemetry and radio control), geopositioning and autonomous flights.

Tables 1, 2 and 3 list the parameters used for the design of RPAS, considering that it is for agricultural photogrammetry and its weight should not exceed 2 kg to comply with the Mexican standard Secretaría de Comunicaciones y Transportes: NOM-107-sct3-201(2019).

tecnología estable y confiable, aplicada en la agricultura (Dávila *et al.*, 2017; Thibbotuwawa *et al.*, 2020).

Los RPAS pueden proporcionar información con una resolución mucho más alta que los datos sensoriales de satélites y aeronaves tripuladas. Estos vehículos, utilizados en la agricultura, proporcionan imágenes de alta resolución espacial, utilizada para monitorear cultivos a escala milimétrica (Christiansen *et al.*, 2017). Por lo que constituyen una aplicación en tiempo real y alternativa de bajo costo en comparación con la clásica fotogrametría aérea tripulada.

En los últimos años, se han propuesto diferentes diseños para plataformas, mostrando un fuerte desarrollo para el vuelo, control y aterrizaje de forma autónoma, con dispositivos de posicionamiento global (GPS), sensores de medición de inercia IMU (Unidad de Medición Inercial) y sistemas de procesamiento (Galimov *et al.*, 2020). Estos dispositivos conforman el sistema de control de vuelo, permitiendo realizar cálculos complejos para aplicar estrategias de control, con el fin de estabilizar la posición y lograr una trayectoria de vuelo del vehículo (Lara *et al.*, 2017; Pei *et al.*, 2019).

Teniendo en cuenta las características necesarias con que deben contar las aeronaves para uso en la agricultura de precisión, el objetivo del presente trabajo es diseñar, construir y evaluar un RPAS, tipo cuadricóptero con un sistema, que permita la realización de vuelos autónomos y estables para la obtención de imágenes georreferenciadas en forma secuencial, mediante la instrumentación de un sensor RGB.

## MATERIALES Y MÉTODOS

### Diseño del RPAS

Para llevar a cabo el diseño óptimo y competitivo del RPAS, se consideraron los parámetros recomendados por Orna-Chávez *et al.*, (2017), Nistal, (2017) y Dündar *et al.*,(2020), los cuales son:

- El análisis aerodinámico: que permite determinar la potencia requerida según las condiciones de operación.
- El diseño mecánico: en el que se propone una estructura que resista las cargas a las que el equipo se someta.
- El sistema de control (controladora): que permite la comunicación (telemetría y radio control), el geoposicionamiento y los vuelos autónomos.

En las Tablas 1, 2 y 3, se relaciona los parámetros que se utilizaron, para el diseño del RPAS, teniendo en cuenta que es para fotogrametría agrícola y su peso no debe sobrepasar los 2 kg para cumplir con la norma mexicana Secretaría de Comunicaciones y Transportes: NOM-107-sct3-201 (2019).

Debido a que, los multirrotores de seis y ocho motores son

**TABLE 1. Aerodynamic design parameters**  
**TABLA 1. Parámetros de diseño aerodinámico**

Aerodynamic Design Parameters		
Parameter	Values	Comments
Maximum load (Own weight + Payload) (Power)	Own weight <1.5 kg (Own weight + Payload) <2kg	The payload to be used is 200 g (Hawkeye Firefly 8S camera)
Time of flight range	10 minutes	At a height of 20 m, with a speed of 1m/s, using telemetry and a camera

**TABLE 2. Mechanical design parameters**  
**TABLA 2. Parámetros de diseño mecánico**

Mechanical Design Parameters		
Parameter	Values	Comments
Structural stress	Safety factor >2	Stress simulation on a commercial chassis (f330) (Solid Works).
Number of engines	4 engines (quadcopter)	X-structure, “Cross Style” configuration, (Best mechanical simplicity)

**TABLE 3. Control system parameters**  
**TABLA 3. Parámetros del sistema de control**

Control System Parameters (photogrammetric use)	
Parameter	Features
Controller	Autonomous flight. (Flight missions with “waypoints”). Geopositioning (GPS). Different flight modes for good control (Loiter, RTL, Alt Hold, Stabilize, Auto) Configuration of flight parameters (speed, PID, acceleration). A system of free use, stable, documented, and easy to use for the incorporation of different sensors. A system that allows different communications between the pilot and the controller (Rc, telemetry, Bluetooth,WIFI).
Communication	911 MHz telemetry. (vehicle information during the flight) 8-channel radio control (RC 2.4 GHz) Optional (video)

Because the six- and eight-engine multirotors are structurally larger and therefore heavier than the three-and four-engine ones, it was determined to use the design model of a quadcopter with an additional lifting capacity of 200 g (payload), which guarantees good maneuverability and stability (Fernandez *et al.*, 2016).

**Power Calculation**

Nistal, (2017) mentions that, starting from the lifting requirement of a RPAS according to its weight and payload, the vertical thrust calculation is carried out. This force refers to the capacity of the engines with their respective propellers, to sustain the flight, which implies a uniform distribution of the total force generated among the number of engines in the vehicle (Equation 1) (Fernandez *et al.*, 2016).

$$Et=(Nm) \cdot (fe) \tag{1}$$

Where: *Et*: Total thrust (kgf), *Nm*: Number of motors on the multirotor, *fe*: Thrust force of each engine with a specific propeller (kg).

In this study, 4 engines of the brand “Racer Star (2212)” where selected, each one providing a thrust of 910g with eight-inch propellers and an attack angle of five inches. Therefore, having 4 engines, the quadcopter would be able to lift a total weight of 3,640g (running at full power). Knowing that the total weight of the quadcopter is 1600 g, it deduced that, it will not be necessary to use the maximum power of the engines to fly.

**Electronic Speed Controller**

The selection of the ESC was based on the maximum current that is supplied to the electric motor and the amperage the ESC must supply, which is 19 A. It was also considered the

estructuralmente más grandes y por lo tanto más pesados, que los de tres y cuatro motores, se determinó utilizar el modelo de diseño de un cuadricóptero con una capacidad de levante adicional de 200 g (carga útil), el cual garantiza una buena maniobrabilidad y estabilidad (Fernández *et al.*, 2016).

**Cálculo de potencia**

Nistal (2017), menciona que, partiendo del requerimiento de levante de un RPAS conforme a su peso y su carga útil, se lleva a cabo el cálculo de empuje vertical. Esta fuerza hace alusión a la capacidad de los motores con sus respectivas hélices, para sustentar el vuelo, lo que. Implica una distribución uniforme de la fuerza total generada entre la cantidad de motores en el vehículo (Ecuación 1) (Fernández *et al.*, 2016).

$$Et=(Nm) \cdot (fe) \tag{1}$$

donde:*Et*: Empuje total (kgf), *Nm*: Numero de motores en el multirrotor, *fe*: Fuerza de empuje de cada motor con una hélice específica (kg).

En nuestro caso, se seleccionaron 4 motores de la marca “Racer Star (2212)”, que proporcionan cada uno, un empuje de 910g con hélices de ocho pulgadas y un ángulo de ataque de cinco pulgadas, por lo tanto, al tener 4 motores se podrá levantar un peso total de 3.640g (funcionando a su máxima potencia). Sabiendo que el peso total del cuadricóptero es de 1600g, se deduce que, no será necesario el uso de la potencia máxima de los motores para poder volar.

**Controlador electrónico de velocidad**

La selección del ESC, fue realizada en base a la corriente máxima que se suministra al motor eléctrico, y al amperaje que deben suministrar los ESC que es de 19 A. También, se consideró la recomendación de Bonney *et al.*, (2020), que indican que los

recommendation of Bonney *et al.*, (2020), which indicate that the ESC values are at least 30% above the maximum consumption value of the motors. Therefore, ESCs of 30 (A) were chosen because they ensure the necessary supply amperage.

### Battery Selection

The batteries used in the RPAS were “LiPo” type, since, this type of batteries provide a great amount of power in a reduced period, besides of being light, compared to the typical lead or Nickel-Cadmium batteries (Nistal, 2017 and Dündar *et al.*, 2020). Moyano (2014) mentions that, to select a battery it is necessary to consider:

- The constant discharge intensity (C).
- The battery capacity (mAh)
- The battery voltage (v).

### Loading and Unloading Constant

This parameter is used to identify the storage capacity (charge) in the battery and to indicate the current at which it can be discharged, so that it is not damaged (Fernandez *et al.*, 2016). The mathematical expression that defines this constant is Equation 2:

$$C = \frac{Q}{1000} \quad (2)$$

Where: Q: Battery capacity in (mAh), C: Loading/unloading constant in mAh/A

With the battery charge/discharge constant, the maximum current that the battery can supply can be calculated (Equation 3).

$$Corriente_{max} = Ct \cdot C \quad (3)$$

Where:  $Corriente_{max}$ : Maximum current capacity that can be supplied by the battery (A),  $Ct$ : Constant discharge intensity (non-dimensional).

The discharge rate of the battery used is 50 C, which indicates that the maximum current supply is 200 A. Therefore, the battery can supply the power (ESC), control, communication, and sensors systems, (as long as they do not exceed 200 A current).

### Calculation of the Time of Flight

To calculate the flight time, the consumption of the engines is considered, since the rest of the components do not consume too much current (Fernandez *et al.*, 2016) and it is considered that the vehicles will be at 50% of the maximum consumption, in horizontal forward flights, 20% in upward axial flights and 20% in fixed point flights (Serrano and Perez, 2017). Equation 4 was used to calculate the flight time.

$$T = \frac{Cap \cdot Vol}{Pt} \quad (4)$$

Where: T: Estimated time of flight (h), Cap: Battery storage capacity (mAh), Pt: Total consumption of the motors (W), Vol: Battery voltage (v).

valores de los ESC estén por lo menos un 30% arriba del valor de consumo máximo de los motores. Por lo que, se escogieron ESC de 30 (A) debido que aseguran el amperaje de suministro necesario.

### Selección de la batería

Las baterías utilizadas en los RPAS son del tipo “LiPo”, ya que, este tipo de baterías proporcionan gran cantidad de potencia en un periodo reducido de tiempo, además de ser ligeras, en comparación con las típicas baterías de plomo o Niquel-Cadmio (Nistal, 2017) y Dündar *et al.*, (2020). Moyano (2014), menciona que, para seleccionar una batería hay que tener en cuenta:

- La intensidad de descarga constante (C).
- La capacidad de la batería (mAh).
- El voltaje de la batería (v).

### Constante de carga y descarga

Este parámetro se utiliza para identificar la capacidad de almacenamiento (carga) en la batería y señalar la intensidad de corriente a la que se puede descargar, para que no sufra daños (Fernández *et al.*, 2016). La expresión matemática que define dicha constante es la ecuación 2:

$$C = \frac{Q}{1000} \quad (2)$$

donde: Q: Capacidad de carga de la batería en mAh, C: Constante de carga/descarga en mAh/A.

Con la constante de carga/descarga de la batería, se puede calcular la corriente máxima que puede suministrar la batería (Ecuación 3).

$$Corriente_{max} = Ct \cdot C \quad (3)$$

donde:  $Corriente_{max}$ : Capacidad de corriente máxima que puede suministra la batería (A),  $Ct$ : Intensidad de descarga constante (adimensional).

La tasa de descarga de la batería utilizada es de 50 C, lo que indica que el suministro de corriente máxima es de 200 A. Por lo tanto, la batería puede alimentar el sistema de potencia (ESC), control, comunicación y sensores, (mientras no excedan 200 A de corriente).

### Cálculo del tiempo de vuelo

Para realizar el cálculo del tiempo de vuelo, se tiene en cuenta el consumo de los motores, ya que el resto de los componentes no consume demasiada corriente (Fernández *et al.*, 2016) y se considera que los vehículos estarán al 50 % del consumo máximo, en vuelos de avance horizontal, 20 % en vuelos axiales ascendentes y 20 % en vuelos a punto fijo (Serrano y Pérez, 2017). Para calcular el tiempo de vuelo se utilizó la ecuación 4.

$$T = \frac{Cap \cdot Vol}{Pt} \quad (4)$$

donde: T: Tiempo estimado de vuelo (h), Cap: Capacidad de almacenaje de la batería (mAh), Pt: Consumo total de los motores (W), Vol: voltaje de la batería (v).



According to the calculation of the flight time and the maximum current that the battery can supply, a 400mAh 3S battery (3 cells) was chosen, with a nominal voltage (11.1 v) and a constant discharge current of 50C, which generates a flight time of 7 minutes (theoretically) and a discharge current of 200(A), sufficient to supply the motors, the controller and the camera.

### Mechanical Design

One factor that is related to weight is the mechanical resistance and fatigue of the chassis materials, although there are a lot of cheap and low weight materials, many of them are not appropriate, because their mechanical resistance is not adequate (Nistal, 2017).

The chassis or “frame” is the structure in which all the components are placed. The center of the frame consists of elements that support the electronic components such as the controller, the receivers (RC, telemetry), GPS, the battery and the camera. On the other hand, the ESC speed controllers, motors and propellers are mounted on the arms (Fernandez *et al.*, 2016).

The factors used to choose the correct chassis are the size of the propeller and the space occupied by the different electronic modules (Navarro, 2019). The chassis structure must have a distance between engines equal to the diameter of the propeller, plus a safety distance, which prevents the propellers from colliding (Bonney *et al.*, 2020).

Structures of different configurations, sizes and materials are available in the market, which have different mechanical properties. (Fernandez *et al.*, 2016). Analyzing the required dimensions and costs, the f330 chassis was chosen, because it allows the placement of engines with 8-inch (20.32 cm) propellers, ensuring that the propellers do not collide with each other (Figure 1). The f330 chassis, allows placing components, such as the controller, GPS, telemetry module and camera, in addition, it is configurable with the Cross Style flight mode (for photography) (Bonney *et al.*, 2020).

De acuerdo con el cálculo del tiempo de vuelo y la corriente máxima que puede suministra la batería, se escogió una batería de 400 mAh 3S (3 celdas), con voltaje nominal (11.1 v) y una intensidad de descarga constante de 50C, la cual genera un tiempo de vuelo de 7 minutos (teóricamente) y una intensidad de descarga de 200(A), suficiente para suministrar a los motores, la controladora y la cámara.

### Diseño mecánico

Un factor que está relacionado con el peso, es la resistencia mecánica y la fatiga de los materiales del chasis, aunque existen una gran cantidad de materiales baratos y de bajo peso, muchos de ellos no son apropiados, debido a que su resistencia mecánica no es la adecuada (Nistal, 2017).

El chasis o “frame”, es la estructura en la cual se colocan todos los componentes. El centro del chasis consta de elementos que soportan a los componentes electrónicos como la controladora, los receptores (RC, telemetría), GPS, la batería y la cámara. Por otro lado, en los brazos están montados los controladores de velocidad ESC, motores y hélices (Fernández *et al.*, 2016).

Los factores que se utilizan para elegir el correcto chasis son: el tamaño de la hélice y el espacio que ocupan los diferentes módulos electrónicos (Navarro, 2019). La estructura del chasis debe tener una distancia entre motores igual al diámetro de la hélice, más una distancia de seguridad, que evitar que las hélices no choquen (Bonney *et al.*, 2020).

En el mercado, se encuentra disponibles estructuras de distintas configuraciones, tamaños y materiales, los cuales poseen diferentes propiedades mecánicas. (Fernández *et al.*, 2016). Analizando las dimensiones y costos requeridos, se eligió el chasis f330, debido a que permite colocar motores con hélices de 8 pulgadas (20.32 cm), asegurando que las hélices no choquen entre sí (Figura 1). El chasis f330, permite colocar componentes, como la controladora, GPS, módulo de telemetría y cámara, además, es configurable con el modo de vuelo Cross Style (para fotografía) (Bonney *et al.*, 2020).

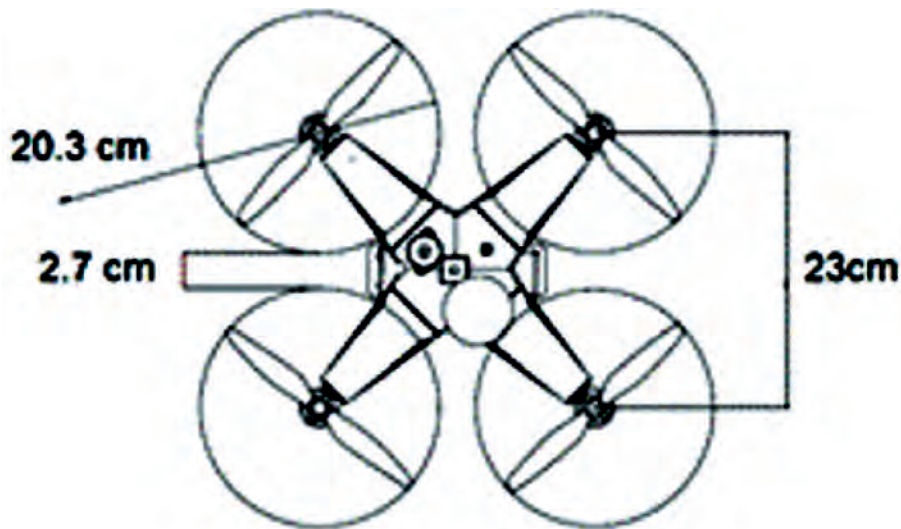


FIGURE 1. Chassis Dimensions.  
FIGURA 1. Dimensiones del chasis.

### Stress Analysis

The mechanical analysis was carried out to ensure the structural resistance of the aircraft according to the weight it will support. Figure 2 shows the chassis drawn in the Solid Works software, which was subjected to stress simulation analysis. The material chosen for the simulation was “Nailo 101”, and with a 0.5 mm mesh.

A force of 4.9 N was applied at each end of the chassis arms, considering that the maximum weight is 2 kg (the mass was multiplied by the acceleration of gravity, resulting in 19.62 N), this force was divided among the 4 engines and applied in the position corresponding to each one. Section (A) of Figure 2 was set during the simulation, to find the Von Mises stress on each arm (Figure 3)

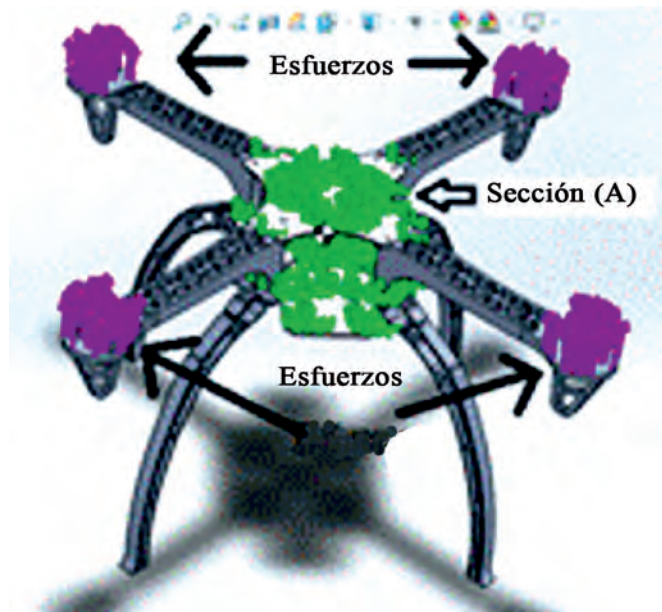


FIGURE 2. Stress Simulation.  
FIGURA 2. Simulación de esfuerzos.

With the stress simulation in the chassis, the minimum and maximum tensions of Von Mises were obtained (Figure 3), a physical magnitude proportional to the distortion energy (Serrano and Pérez 2017), calculated by Equation 5.

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{(\sigma_{xx} - \sigma_{yy})^2 + (\sigma_{yy} - \sigma_{zz})^2 + (\sigma_{zz} - \sigma_{xx})^2}{2}} \quad (5)$$

Where:  $\sigma_{VM}$ : Stress of Von Mises ( $N/m^2$ ),  $\sigma_{xx}$ ,  $\sigma_{yy}$ ,  $\sigma_{zz}$ : Main stresses of the tensioner at one point of a deformable ( $N/m^2$ ).

With the values of the maximum stress of  $7.551e+06 N/m^2$ , obtained from the simulation, and the material's elastic limit of  $6.000e+07 N/m^2$ , the safety factor (FS) ( $FS = \frac{\sigma \text{ limite del material (vonMises)}}{\sigma \text{ calculado (vonMises)}}$ ) was calculated (FS=), resulting in a value of 7.95, a factor between the limits recommended by Serrano and Pérez (2017).

### Análisis de esfuerzos

El análisis mecánico se realizó con la finalidad de asegurar la resistencia estructural de la aeronave conforme al peso que soportará. En la Figura 2 se muestra el chasis dibujado en el software Solid Works, el cual se sometió al análisis de simulación de esfuerzos. El material elegido para la simulación fue “Nailo 101”, y con un mallado de 0.5 mm.

Se aplicó una fuerza en cada extremo de los brazos del chasis de 4.9 N, tomando en cuenta que el peso máximo es de 2 kg (se multiplicó la masa por la aceleración de la gravedad, resultando 19.62 N), esta fuerza se dividió entre los 4 motores y se aplicó en la posición correspondiente a cada uno. La sección (A) de la Figura 2 se fijó durante la simulación, para encontrar la tensión de Von Mises en cada brazo (Figura 3)

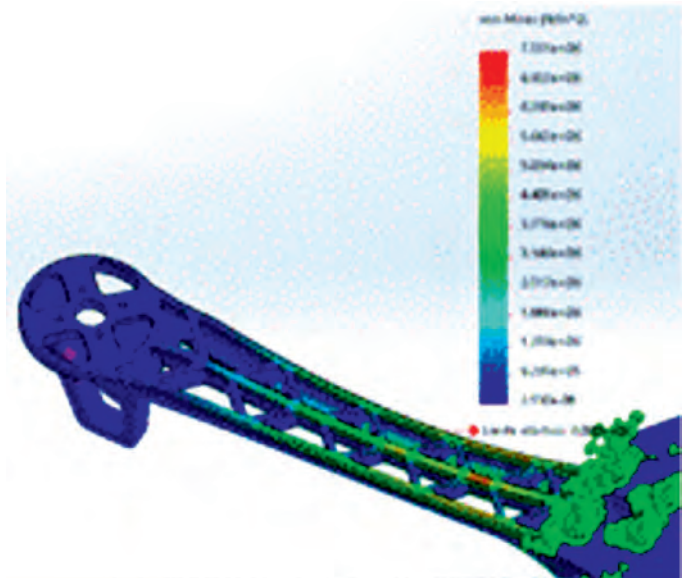


FIGURE 3. Chassis Stress (Von Mises).  
FIGURA 3. Tensión del chasis (Von Mises).

Con la simulación de esfuerzos en el chasis, se obtuvo la tensión mínima y máxima de Von Mises (Figura 3), una magnitud física proporcional a la energía de distorsión según Serrano y Pérez (2017), calculada mediante la ecuación 5.

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{(\sigma_{xx} - \sigma_{yy})^2 + (\sigma_{yy} - \sigma_{zz})^2 + (\sigma_{zz} - \sigma_{xx})^2}{2}} \quad (5)$$

donde:  $\sigma_{VM}$ : Tensión de Von Mises ( $N/m^2$ )  $\sigma_{xx}$ ,  $\sigma_{yy}$ ,  $\sigma_{zz}$ : Tensiones principales del tensor tensión en un punto de un sólido deformable ( $N/m^2$ ).

Con los valores de la tensión máxima de  $7.551e+06 N/m^2$ , obtenidos de la simulación y el límite elástico del material de  $6.000e+07 N/m^2$ , se calculó el factor de seguridad (FS) ( $FS = \frac{\sigma \text{ limite del material (vonMises)}}{\sigma \text{ calculado (vonMises)}}$ ), resultando un valor de 7.95, un factor entre los límites recomendado por Serrano y Pérez (2017).

**Center of Mass**

With the RPAS prototype model in Solid Works (CAD), the center of mass was calculated, which allows, to identify anomalies of the assembly and to rectify the position of the components. A center of mass above the horizontal axis of the propellers will cause an unbalance in flight and will need a better adjustment in the PID control, but if a center of mass is below, in the PID control adjustment the values will have a wider range of adjustment (Bonney *et al.*, 2020). In Table 4 shown, the values obtained from the center of mass calculation in Solid Works

**Centro de masa**

Con el modelo del prototipo del RPAS en Solid Works (CAD), se calculó el centro de masa, que permite, identificar anomalías del ensamblaje y rectificar la posición de los componentes. Un centro de masa por arriba del eje horizontal de las hélices ocasionará un desbalanceo en el vuelo y necesitara un mejor ajuste en el control PID, pero si se tiene un centro de masa por debajo, en el ajuste del control PID los valores tendrán un rango más amplio de ajuste (Bonney *et al.*, 2020). En la Tabla 4 se muestra, los valores obtenidos del cálculo del centro de masa en Solid Works

**TABLE 4. RPAS Mass Properties**  
**TABLA 4. Propiedades de masa del RPAS**

Mass	Mass properties of selected components	
	Center of mass	
1495.27 g	X = 1.7 mm (relative to the geometric center) Y = -1.9 mm (with respect to the geometric center) Z = 165.45 mm (with respect to the base)	

Vargas-Fonseca (2015) mentions that for the RPAS to fly properly, the center of mass must be in the center of the structure. As shown in Table 4, the center of mass on the “X” and “Y” axis is not geometrically centered, due to the location of the devices, GPS, RGB sensor and battery, so it was necessary to adjust the PID control of the RPAS (Berra, 2016).

Vargas (2015) menciona que, para que el RPAS pueda volar correctamente, el centro de masa debe estar situado en el centro de la estructura. Como se observa en la Tabla 4, el centro de masa en eje “X” y “Y”, no está geométricamente centrado, debido a la ubicación de los dispositivos, GPS, sensor RGB y batería, por lo que fue necesario ajustar el control PID del RPAS (Berra, 2016).

**Control System**

The control system has the function of continuously evaluating the status of the RPAS and is responsible for managing the navigation and control functions. It is considered the brain of the UAV, since it exercises direct control over its behavior. It is responsible for the stabilization and navigation of the aircraft, in automatic flight mode and in manual flight mode. (Santana, 2017).

**Sistema de control**

El sistema de control tiene la función de evaluar continuamente el estado del RPAS y es el encargado de gestionar las funciones de navegación y control. Es considerado el cerebro del UAV, ya que ejerce un control directo sobre su comportamiento. Es responsable de la estabilización y la navegación de la aeronave, en modo de vuelo automático y en modo de vuelo manual. (Santana, 2017)

In Figure 4, the diagram of the RPAS control system is shown with the necessary characteristics to fulfill the proposed objectives, such as the use of sensors for geolocation (GPS, IMU, barometer and compass) and communication (telemetry and radio control).

En la Figura 4, se muestra el diagrama del sistema de control del RPAS con las características necesarias para cumplir con los objetivos planteados, como es el uso de sensores para su geolocalización (GPS, IMU, barómetro y brújula) y comunicación (telemetría y radiocontrol).

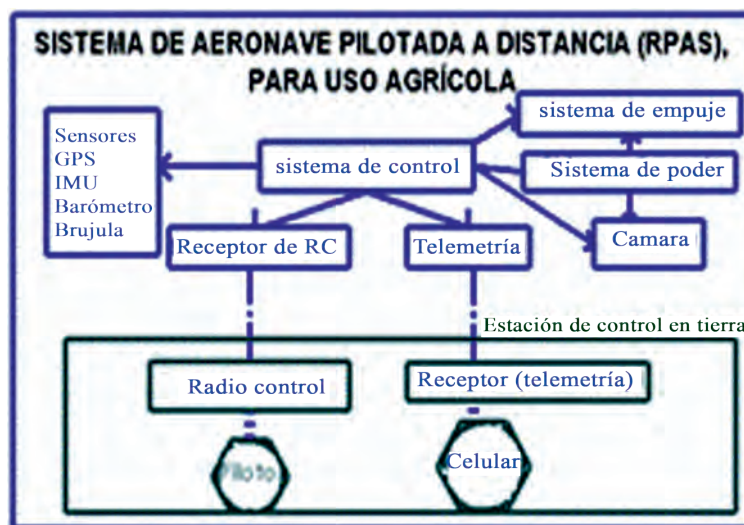


FIGURE 4. Diagram of the RPAS Control System.  
FIGURA 4. Diagrama del sistema de control del RPAS.



The controller used was the Pixhawk, based on Ardupilot's hardware free independent project, a high-quality flight controller at the lowest possible price (Nistal, 2017). This controller has all the mentioned functions of geopositioning, control and communication (Pei *et al.*, 2019).

### Construction of the RPAS

To make the construction of the RPAS, the chassis was mounted, to have the structure where all the components were assembled, and the engines were mounted on the ends of the arms (Figure 5).

The Pixhawk flight controller was placed in the center of the chassis, so that the accelerometers and gyros would work properly (Fernandez *et al.*, 2016), oriented with the arrow pointing towards the front of the vehicle (Figure 6) (Bonney *et al.*, 2020). The controller was mounted with vibration-damping foam pads.

ESC drives were placed in the chassis arms. The GPS was located on the right side of the flight controller, holding it with screws (Figure 6).

El controlador utilizado fue el Pixhawk, basado en el proyecto independiente de hardware libre de Ardupilot, un controlador de vuelo de alta calidad al menor precio posible (Nistal, 2017). Este controlador cuenta con todas las funciones mencionadas de geoposicionamiento, control y comunicación (Pei *et al.*, 2019).

### Construcción del RPAS

Para realizar la construcción del RPAS, se montó el chasis, para disponer de la estructura en donde se ensamblaron todos los componentes, y se montaron los motores en los extremos de los brazos (Figura 5).

La controladora de vuelo pixhawk se situó en el centro del chasis, para que los acelerómetros y giroscopios funcionen correctamente (Fernández *et al.*, 2016), orientada con la flecha, apuntando hacia la parte delantera del vehículo (Figura 6) (Bonney *et al.*, 2020). La controladora se montó con almohadillas de espuma amortiguadoras de vibraciones.

Los variadores de velocidad ESC, se colocaron en los brazos del chasis. El GPS se situó, en el lado derecho de la controladora de vuelo, sujetándolo con tornillos (Figura 6).

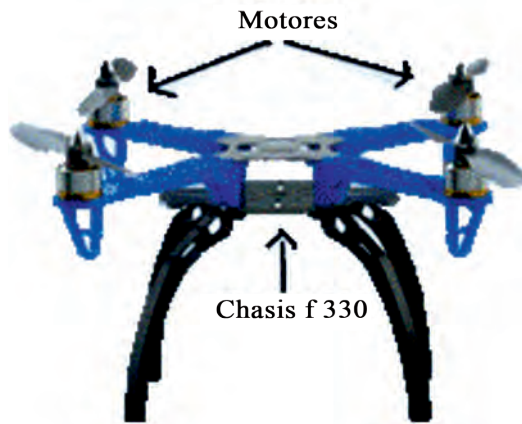


FIGURE 5. f330 chassis with engines.  
FIGURA 5. Chasis f330 con motores.

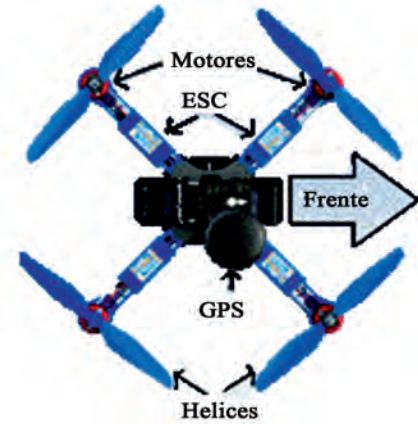


FIGURE 6. Controller, ESC and GPS Alignment  
FIGURA 6. Alineación de la controladora, ESC y GPS.

The camera was attached to an anti-shake base with bearings to reduce motion and prevent distortion in the pictures (Figure 7).

La cámara se sujetó a una base antivibración con cojinetes, para disminuir el movimiento y evitar distorsiones en las fotografías (Figura 7).

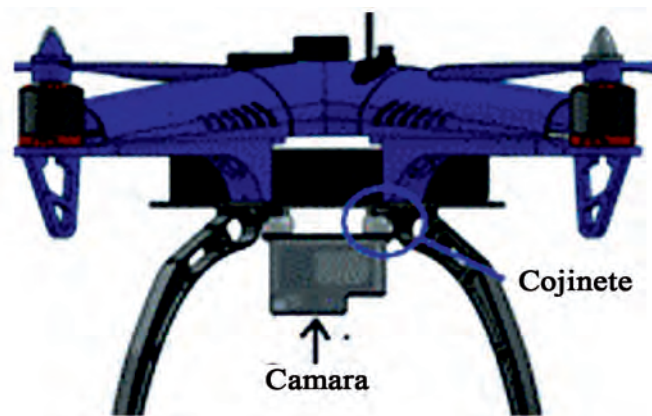


FIGURE 7. Camera placement.  
FIGURA 7. Colocación de cámara.



Figure 8 shows the quadcopter, assembled with all the components: controller (Pixhawk), GPS, battery, variable speed drives (ESC), engines, propellers and RGB sensor (camera). A housing covering was used on the top, to prevent the components from being in contact with the dust generated by the movement of the propellers.

En la Figura 8 se muestra el cuadricóptero, ensamblado con todos los componentes: controladora (Pixhawk), GPS, batería, variadores de velocidad (ESC), motores, hélices y sensor RGB (cámara). Se utilizó una carcasa en la parte superior, para evitar que los componentes estuvieran en contacto con el polvo, generado por el movimiento de las hélices.

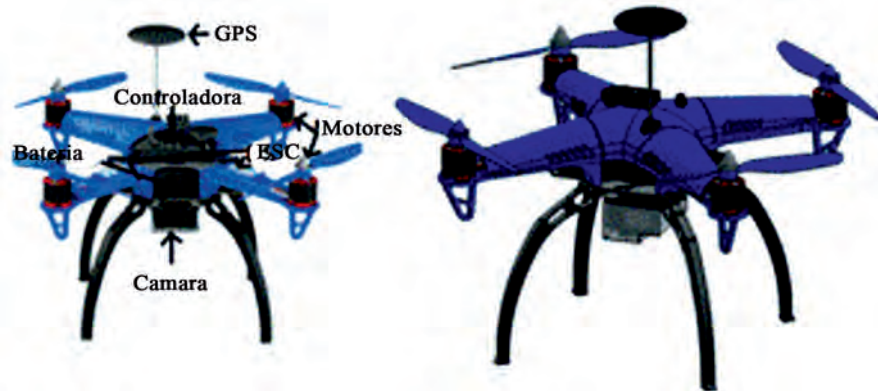


FIGURE 8. Final Assembly.  
FIGURA 8. Ensamblaje final.

### Assembly of the Electronic System

This section details how the entire electrical and electronic connection of the developed quadcopter was made and how the energy and signals of the flight controller are distributed.

As it can be seen in the general connection diagram (Figure 9), the battery is responsible for supplying energy to the controller and the ESCs, by means of the power module. In addition, the power module distributes the input power from the battery to the 4 speed controllers (ESC).

The flight controller feeds the radio control receiver, GPS, buzzer, camera, telemetry module and RGB led. The controller has specific ports for the components, in which, the device to be connected is mentioned and each device contains a connector with the correct number of pins, to be fitted.

### Ensamble del sistema electrónico

En este apartado se detalla cómo se realizó toda la conexión eléctrica y electrónica del cuadricóptero desarrollado y como se distribuye la energía y las señales de la controladora de vuelo.

Como se observa en el diagrama general de conexión (Figura 9), la batería se encarga de suministrar energía a la controladora y a los ESC, mediante el módulo de poder. Además, el módulo de poder distribuye la potencia de entrada de la batería hacia los 4 controladores de velocidad (ESC).

La controladora de vuelo alimenta al receptor de radio control, el GPS, el zumbador, la cámara, el módulo de telemetría y el led RGB. La controladora tiene puertos específicos para los componentes, en los cuales, se menciona el dispositivo a conectar y cada dispositivo contiene un conector con el número correcto de pines, para ser encajado.

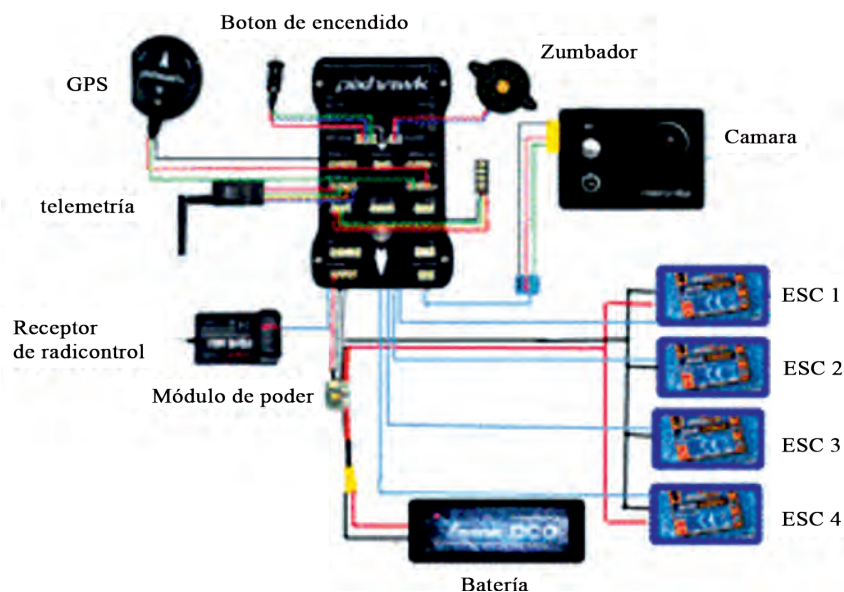


FIGURE 9. General Connection Diagram.  
FIGURA 9. Diagrama general de conexión.

The ESC control cables were placed in the controller's PWM ports (1-4, respectively), the camera's auto-trigger cable was connected to port 51, and the radio control receiver was connected to the RC port (Figure 10). The upper part corresponds to the mass (-), the middle part to the power supply (+5v) and the lower part to the PWM signal sent or received by the controller.

Los cables de control de los ESC se colocaron en los puertos PWM de la controladora (1-4, respectivamente), el cable de disparo automático de la cámara se conectó en el puerto 51 y el receptor de radio control en el puerto RC (Figura 10). Se puede observar, que la parte superior corresponde a la masa (-), la parte de en medio a la alimentación (+5v) y la parte de abajo a la señal PWM que envía o recibe la controladora.

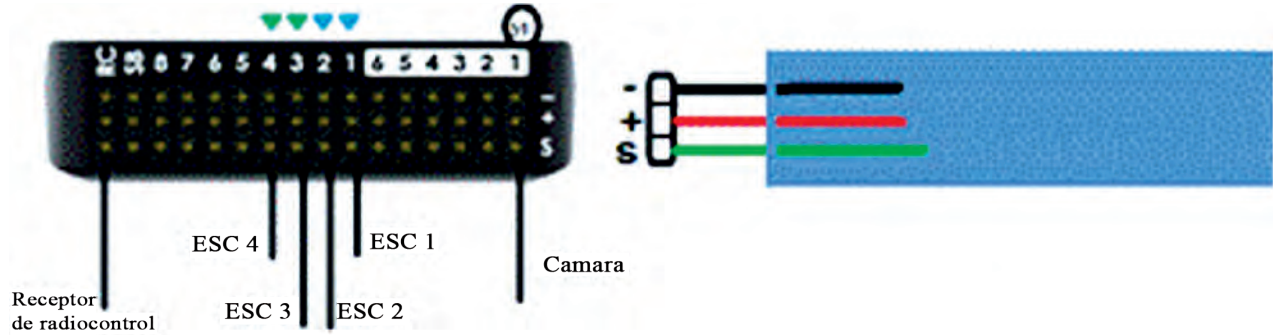


FIGURE 10. Connecting the ESC, camera, and RC receiver.  
 FIGURA 10. Conexión de los ESC, cámara y receptor RC.

The ESC number, corresponds to the engine number of the Figure 11, the PWM signal cables of the ESC, were placed according to the engine number in the ports 1-4 of the flight controller.

El número de ESC, corresponde al número de motor de la Figura 11, los cables de señal PWM de los ESC, se colocaron de acuerdo con el número de motor en los puertos 1-4 de la controladora de vuelo.

The ESCs supply power to the motors by means of a three-phase signal (Figure 12) (Fernandez *et al.*, 2016). The ESC and the motors have 3 cables L1, L2 and L3, which are connected to each other (regardless of order or color). The motors are capable of rotating both clockwise (CW) and counterclockwise (CCW), the correct rotation of each is shown in Figure 11. To adjust the rotation of the motors, L1 and L2 of the motors were exchanged, which go to the ESC.

Los ESC suministran energía a los motores mediante una señal trifásica (Figura 12) (Fernández *et al.*, 2016). Los ESC y los motores poseen 3 cables L1, L2 y L3, que se conectaron entre sí (sin importar el orden o color). Los motores son capaces de girar tanto en el sentido horario (CW) como en sentido antihorario (CCW), el giro correcto de cada uno se muestra en la Figura 11, para ajustar el giro de los motores, se intercambiaron la L1 y L2 de los motores, que van a los ESC.



FIGURE 11. Engine Number and Direction of Rotation.  
 FIGURA 11. Numero de motor y sentido de giro.  
 Source: GyuJin *et al.*, 2020.

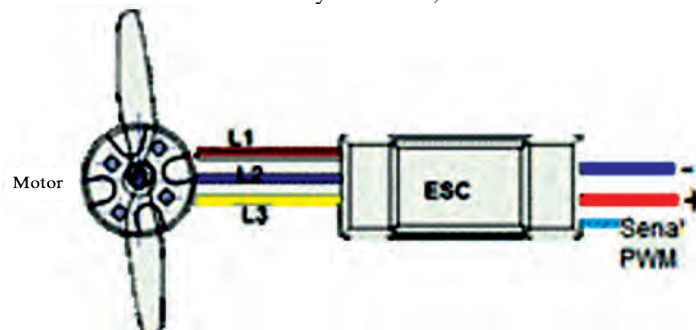


FIGURE 12. ESC-Engine Connection.  
 FIGURA 12. Conexión ESC-Motores.

## CONCLUSIONS

- The RPAS type quadcopter was designed and built, using an open-source controller, and complying with the RPAS regulation standards in Mexico, with a software that does not allow the RPAS to fly beyond a horizontal distance of 457 meters from the pilot and a maximum height of 122 meters, with a weight of 1.7 kg (less than 2 kg), and with a system that allows autonomous flights and georeferenced photography, through the instrumentation of an RGB sensor.
- The RPAS was drawn in 3D, using a “CAD” system, which allowed the modeling of the center of mass and stresses caused by the weight of the vehicle with a maximum stress of  $7.551e+06$  N/m<sup>2</sup>, obtaining a safety factor of 7.95.

## CONCLUSIONES

- Se diseñó y construyó un RPAS tipo cuadricóptero, utilizando un controlador de código abierto y cumpliendo con las normas de regulación de RPAS en México, con un software que no le permita al RPAS volar más allá de la de una distancia horizontal de 457 metros respecto al piloto y a una altura máxima de 122 metros, con un peso de 1.7 kg (menor a 2 kg), y con un sistema que permite realizar vuelos autónomos y toma de fotografías georreferenciadas, mediante la instrumentación de un sensor RGB.
- Se dibujó el RPAS en 3D, utilizando un sistema “CAD”, lo que permitió modelar el centro de masa y esfuerzos ocasionados por el peso del vehículo con una tensión máxima de  $7.551e+06$  N/m<sup>2</sup>, obteniendo un factor de seguridad de 7.95.

## REFERENCES

- BERRA, V. E.: “Cálculo de variables de control PID para Drones Cuadcopter”. *Reaxión, Revista de divulgación tecnológica*, 1 (9): 29 de septiembre de 2016, ISSN: 2007-7750.
- BONNEY, B.; SIDDHARTH, B. P.; SHAMAEV, E.; WALSER, J.; GONÇALVES, L. V.; OLSON, C.O.; QUILTER, S.: <https://ardupilot.org/> [en línea] Disponible en: <https://ardupilot.org/ardupilot/index.html>, [Consulta: 19 de agosto del 2020].
- CHRISTIANSEN, M. P.; STIGAARD, M.; NYHOLM JORGENSEN, R.; SKOVSEN, S.; GISLUM, R.: “Designing and Testing a UAV Mapping System for Agricultural Field Surveying”. *Sensors*, 17(12), 13 de noviembre de 2017. DOI: <https://dx.doi.org/10.3390/s17122703>, ISSN: 1424-8220
- DÁVILA, P.; ORNA, J.; ROSALES, A.; ÁVALOS, E.: “Diseño, Construcción de la Estructura Mecánica y Pruebas de Vuelo de un Hexacóptero de Monitoreo para Aplicaciones Militares”. *Revista Politécnica*, 39(1), 37-39, 15 abril de 2017, ISSN: 1390-0129.
- DÜNDAR, Ö.; BILICI, M.; ÜNLER, T.: “Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV”. *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 23(5), 1182-1193, 20 de febrero de 2020, DOI: <https://dx.doi.org/1016/j.jestch.2020.02.002>, ISSN: 2215-0986.
- FERNÁNDEZ, B. H. A.; TORRES, I. J.; RAMÍREZ, U.: *Diseño, Construcción y Control de una Aeronave Tipo Dron*, [en línea], Universidad Nacional Autónoma De México, Tesis de Licenciatura, Mexico, 248 p., 2016, Disponible en: <http://www.ptolomeo.unam.mx>
- GALIMOV, M.; FEDORENKO, R.; KLIMCHIK, A.: “UAV Positioning Mechanisms in Landing Stations: Classification and Engineering Design Review”. *Sensors*, 20(13), 29 de junio del 2020. DOI: <https://dx.doi.org/10.3390/s20133648>, ISSN: 1424-8220
- GYUJIN, J.; JAEYOUNG, K.; JU, Y.; HAK-JIN, K.; YOONHA, K.; DONG, K.; YONG SUK, C.: “Review: Cost-Remote Sensing of Environment”, 12(6), 2-20, 20 de marzo del 2020. DOI: <https://dx.doi.org/10.3390/rs12060998>, ISSN: 0034-4257
- LARA, S. B. M.; FAGUA, P. E. Y.; SALAMANCA, J.M.; HIGUERA, M. O. I.: “Diseño e implementación de un sistema de control de vuelo para un vehículo aéreo no tripulado tipo cuadricóptero”. *Revista Tecnología y cultura, afirmando el conocimiento (TECNURA)*, 21(53), 32-46, septiembre de 2017. DOI: <https://dx.doi.org/10.14483/22487638.10256>. ISSN: 0123-921X
- MOYANO, D. S.: *Diseño y Construcción de un Quadcopter*, [en línea], Obtenido de <https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/21902/102664.pdf?sequence=1&isAllowed=y>. [Consulta: 1 de septiembre del 2020].
- NAVARRO, R. D.: *Análisis de un Sistema de Vuelo de Rpas con Controladora Px4 y Subsistema de Visión*, [en línea], Universidad Carlos III de Madrid. Tesis de Licenciatura, España, 111 p., 2019, Disponible en: <https://e-archivo.uc3m.es/handle/10016/30300>
- NISTAL, L. J.: *Diseño de un Drone Programable de Bajo Coste*, [en línea], Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales y de Telecomunicaciones. Tesis de maestría, España, 132 p., 2017, Disponible en: <https://repositorio.unican.es>
- ORNA, C. J. E.; BALSECA, O. F.; CAICEDO-REYES, J.; MAYORGA, D. F., & VITERI, E. F.: “Análisis y Diseño de una Aeronave no Tripulada para uso Agrícola”, *European Journal of Scientific Research*, 13(6): 135-156, Febrero de 2017, ISSN: 1857-7881, 1857-7431, DOI: <https://dx.doi.org/10.19044/esj.2017.v13n6p135>.
- PEI, H. C.; DER, M. M.; JAW, K. S. E.: “Design, Manufacturing, and Flight Testing of an Experimental Flying Wing UAV”, *Applied Sciences*, 9(15): 28 de julio de 2019, DOI: <https://dx.doi.org/10.3390/app9153043>.
- SANTANA, C. E. E.: *Propuesta de Sistema Multi-UAV para Aplicaciones de Cobertura de Area*, Universitat Autònoma de Barcelona, Tesis de Doctorado, España, 154P., 2017, Disponible en: <https://www.tdx.cat/bitstream/handle/10803/456309/eesc1de1.pdf?sequence=1&isA>
- SECRETARÍA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES: *NORMA Oficial Mexicana NOM-107-SCT3-2019, Que establece los requerimientos para operar un sistema de aeronave pilotada a distancia (RPAS) en el espacio aéreo mexicano*, Mexico: Diario Oficial de la Federación, 55P., 2019, Disponible en: <http://www.sct.gob.mx/fileadmin/DireccionesGrales/DGAC-archivo/modulo2/nom-107-sct3-2019-201119.pdf>
- SERRANO, C. C.; PÉREZ, O.: *Análisis, Diseño Estructural y Construcción de un Dron para la Detección de Minas Antipersona*, [en línea], Universidad Politécnica de Catalunya, España, 306 p., 2016 Disponible en: <https://upcommons.upc.edu/handle/2117/102000?show=full>
- THIBBOTUWAWA, A.; BOCEWICZ, G.; BOCEWICZ, G.; NIELSEN, P.; BANASZAK, Z.: “Unmanned Aerial Vehicle Routing Problems: A Literature Review”, *Applied Sciences*, 10(13), Junio de 2020, DOI: <https://dx.doi.org/10.3390/app10134504>



VARGAS, F. L. M.: *Desarrollo de algoritmos para el seguimiento de trayectorias de un quadrotor utilizando técnicas modernas de control con álgebra lineal, [en línea], Escuela Politécnica Nacional, Tesis de Licenciatura, Ecuador, 101p., 2015 Disponible en: <http://bibdigital.epn.edu.ec/handle/15000/11668>*

*Juan J. Pérez-Paredes*, Estudiante Programa de Maestría en Ingeniería Agrícola y Uso Integral del Agua, Posgrado IAUIA. Universidad Autónoma Chapingo. Carretera México-Texcoco km 38.5, Chapingo, México, C. P. 56230, México, e-mail: [josjan@hotmail.com](mailto:josjan@hotmail.com)

*Gilberto J. López-Canteñs*, Profesor Titular, Universidad Autónoma Chapingo, Posgrado en Ingeniería Agrícola y Uso Integral del Agua. Carretera México-Texcoco km 38.5, Chapingo, México, C. P. 56230, México, e-mail: [alelopez10@hotmail.com](mailto:alelopez10@hotmail.com)

*Noé Velázquez-López*, Profesor Titular, Universidad Autónoma Chapingo, Posgrado en Ingeniería Agrícola y Uso Integral del Agua. Carretera México-Texcoco km 38.5, Chapingo, México, C. P. 56230, México, e-mail: [nvelazquez@taurus.chapingo.mx](mailto:nvelazquez@taurus.chapingo.mx)

*Irineo L. López-Cruz*, Profesor Titular, Universidad Autónoma Chapingo, Posgrado en Ingeniería Agrícola y Uso Integral del Agua. Carretera México-Texcoco km 38.5, Chapingo, México, C. P. 56230, México, e-mail: [alelopez10@hotmail.com](mailto:alelopez10@hotmail.com)

The authors of this work declare no conflict of interests.

This item is under license Reconocimiento-NoComercial de Creative Commons 4.0 Internacional (CC BY-NC 4.0).

The mention of trademarks of specific equipment, instruments or materials is for identification purposes, there being no promotional commitment in relation to them, neither by the authors nor by the publisher.

