

UNIVERSIDAD RICARDO PALMA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE TITULACIÓN POR TESIS
ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA MECATRÓNICA



**DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN DRONE HEXACÓPTERO
CON SOFTWARE DE GEOLOCALIZACIÓN PARA SEÑALIZAR
PUNTOS DE SIEMBRA EN EL FUNDO DE PALMA ACEITERA
WITPALM**

**TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO PROFESIONAL DE
INGENIERO MECATRÓNICO**

PRESENTADA POR:

BACH. CHÁVEZ-ARROYO CARRILLO, ROMMEL
BACH. RODRÍGUEZ MOLLEDA, WALTER JHUNIOR

ASESOR:

MG. ING. PALOMARES ORIHUELA, RICARDO J.

LIMA-PERÚ

2018

DEDICATORIA

*A mis padres y a mi
hermana por ser mi mayor
motivación y soporte
desde siempre.*

*Rommel Chávez-Arroyo
Carrillo*

*A mis padres y a mis
hermanos por ser mi
mayor motivación.*

*Walter J. Rodríguez
Molleda*

AGRADECIMIENTOS

Agradecemos ante todo a Dios, a nuestras familias por su comprensión y apoyo durante el desarrollo de nuestra tesis.

A nuestra alma mater, profesores de la facultad de ingeniería y a nuestros colegas y amigos, Jhosue Juarez, Víctor Morales, Jesús Cervantes y Enrique Custodio, por todo el apoyo brindado en el desarrollo de esta tesis.

Finalmente, un agradecimiento a nuestro asesor Mg. Ing. Ricardo J. Palomares Orihuela, por su gran exigencia y enseñanza.

Rommel Chávez-Arroyo y Walter Rodríguez

RESUMEN

La presente tesis titulada “Diseño e implementación de un dron hexacóptero con software de geolocalización para señalar puntos de siembra en el fundo de palma aceitera WITPALM” se compuso principalmente por un diseño mecánico, eléctrico, electrónico e informático. En la actualidad existe una amplia extensión de cultivos de palma aceitera en nuestro país que carecen de tecnología en cuanto a la planeación de señalización de puntos de sembrío sobre una superficie, necesarios para obtener el máximo rendimiento del terreno. Dicha carencia a la vez trae consigo problemas que afectan a largo plazo el crecimiento adecuado de la palma aceitera, por medio de esta tesis será llevado a cabo la solución de estos inconvenientes y la realización óptima de señalización de puntos de sembrío.

El estudio se justificó por cuanto posee valor teórico, utilidad práctica y relevancia social por su conveniencia y en base a los beneficios netos que generó el dron hexacóptero con software de geolocalización para señalar los puntos de siembra de palma aceitera. El referencial teórico se fundamentó en el concepto de “Agricultura de Precisión” de Bongiovanni, Chartuni, Santley y Roel, quienes sustentaron que la aplicación del diseño e implementación son elaborables para el desarrollo de nuestra tesis.

Como resultado de la presente tesis, se implementó un prototipo capaz de realizar un plan de vuelo por medio de un software de geolocalización para señalar los puntos de sembrío de palma aceitera por medio del impacto en el suelo de cápsulas de pintura lanzados desde el dron hexacóptero, lo cual permitirá la reducción en los costos operativos, mejora de la eficiencia de distribución del espacio y disminución del tiempo de trabajo.

Palabras Claves: Dron hexacóptero, agricultura de precisión, Geolocalización, palma aceitera

ABSTRACT

The present thesis entitled "Design and implementation of a hexacopter drone with geolocation software to signal planting points in the WITPALM oil palm farm" was mainly composed of a mechanical, electrical, electronic and computer design. At present there is a wide extension of oil palm crops in our country that lack technology in terms of the planning of signaling of points of sowing on a surface, necessary to obtain the maximum performance of the land. This lack at the same time brings with it problems that affect in the long term the adequate growth of the oil palm, by means of this project will be carried out the solution of these inconveniences and the optimal accomplishment of signaling of points of sowing.

The study was justified because it has theoretical value, practical utility and social relevance due to its convenience and based on the net benefits generated by the hexacopter drone with geolocation software to signal the oil palm sowing points. The theoretical referential was based on the concept of "Precision Agriculture" by Bongiovanni, Chartuni, Santley and Roel, who argued that the application of the design and implementation are feasible for the development of our project.

As a result of this thesis, a prototype capable of carrying out a flight plan was implemented by means of a geolocation software to signal the oil palm seed spots by means of the impact on the ground of paint capsules launched from the hexacopter drone. , which will allow the reduction in the operative costs, improvement of the efficiency of distribution of the space and diminution of the time of work.

Keywords: Drone hexacopter, Precision agriculture, Geolocation, oil palm

INDICE DE CONTENIDO

AGRADECIMIENTOS	3
RESUMEN.....	4
ABSTRACT	5
INTRODUCCIÓN.....	7
CAPÍTULO 1: PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	11
1.1 Problematización.....	11
1.2 Objetivo	15
1.3 Justificación.....	15
1.4 Alcances y Limitaciones de la Investigación.....	16
CAPÍTULO 2: MARCO TEÓRICO.....	17
2.1 Antecedentes de la Investigación	17
2.2 Selección de Variables	19
2.3 Bases Teóricas	20
CAPÍTULO 3: DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL DRONE HEXACÓPTERO.....	60
3.1 Condiciones iniciales	60
3.2 Diseño Mecánico.....	60
3.3 Diseño Eléctrico	79
3.4 Diseño Electrónico	83
3.5 Diseño Informático	86
3.6 Implementación del prototipo de drone hexacóptero señalizador de puntos de siembra	91
CAPITULO 4: PRUEBAS Y RESULTADOS	116
4.1 Pruebas de funcionamiento	116
4.2 Resultados	117
CONCLUSIONES.....	129
OBSERVACIONES Y RECOMENDACIONES	130
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	131

INTRODUCCIÓN

El cultivo de palma aceitera se ha posicionado como una de las prácticas agrícolas en crecimiento. Desde los años noventa el área ocupada por el cultivo de palma aceitera se ha expandido mundialmente, aproximadamente 43%, debido principalmente por la demanda en su orden de India, China y la Unión Europea. Se espera que a 2020 la demanda de aceite de palma, se duplique, teniendo en cuenta que en la actualidad, la palma de aceitera es cultivada aproximadamente en 15 millones de hectáreas alrededor del mundo” (European Palm Oil Alliance, 2011). En la figura 1 se muestra sombreado los países dedicados al cultivo de palma aceitera y su nivel de producción en toneladas.

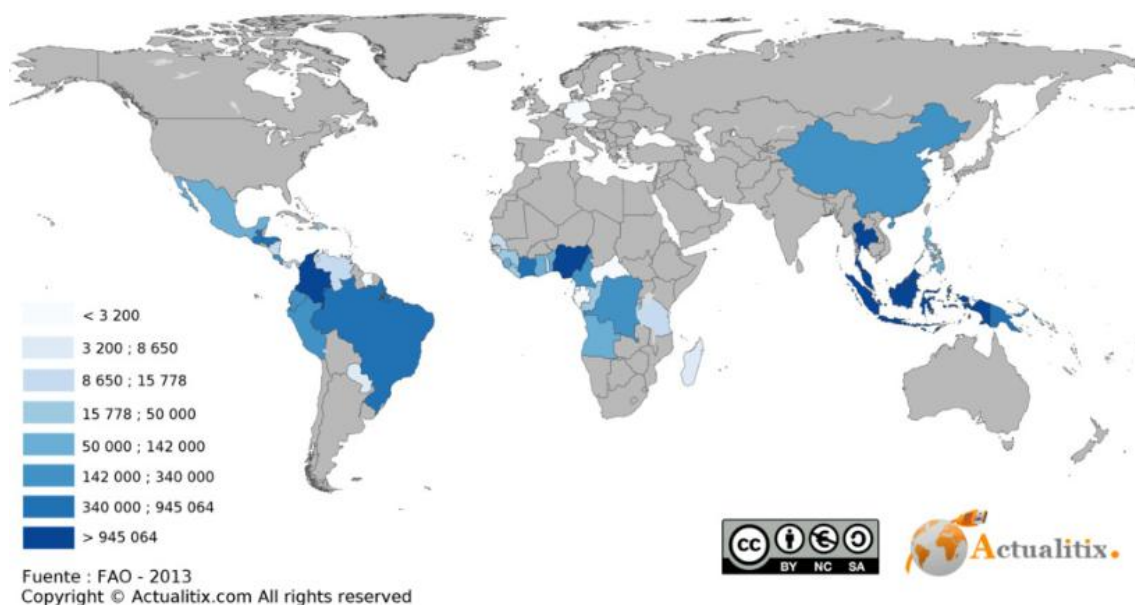


Figura 1. Países cultivadores de Aceite de Palma - Producción (Toneladas)

Fuente: <https://goo.gl/T5GvoY>

En el Perú, el sector agrícola representó en el 2017 la segunda actividad económica generadora de puestos de trabajo para el país a pesar de los eventos causados por el fenómeno del niño y el cambio climático. Gracias al crecimiento de las agro-exportaciones se recaudaron un aproximado de US\$ 6,300 millones al finalizar el año (Ministerio de agricultura y riego - MINAGRI, 2018).

La producción de aceite de aceite crudo de palma en el país genera actualmente US\$ 175 millones de dólares al año y se proyecta en los próximos 10 años alcanzar los 700 millones de dólares anuales y que hasta fines del 2016 son 86,225 las hectáreas (ver tabla 1) dedicadas al cultivo de la palma aceitera con una producción de 249,058 toneladas de aceite crudo de palma (Junta Nacional de Palma aceitera del Perú - JUNPALMA, 2018).

Tabla 1. Superficie cultivada con palma aceitera en Perú al 2016 (ha)

Región	Provincia	Distrito	Total (ha)	Part. %
LORETO			1,420	17%
	Alto Amazonas		13,250	
		Yurimaguas	13250	
	Maynas		650	
		San Juan bautista	650	
	Ucayali		520	
		Contamana	520	
SAN MARTÍN			37,370	38%
	Lamas		4,370	
		Barranquita	2,320	
		Caynarachi	2,050	
	Tocache		28,000	
		Pólvora	5,650	
		Tocache	17,240	
		Uchiza	5,110	
UCAYALI			35,800	42%
	Coronel Portillo		16,400	
		Campo Verde	7,150	
		Nueva Requena	9,250	
	Padre Abad		19,400	
		Curimana	4,380	
		Neshuya	10,300	
		Padre Abad	4,720	
HUÁNUCO			3,635	4%
	Marañón		2,100	
		Choclón	2,100	
	Puerto Inca		1,535	
		Honoría	635	
		Torunavista	900	
Total			86,225	100%

Fuente: <https://goo.gl/dqM7Gx>

Para cubrir la actual demanda del mercado nacional, tanto en el sector alimentos como en el energético, ascendente a un millón 15,509 toneladas, se necesita contar con 250,000 hectáreas (JUNPALMA, 2018).

En la figura 2 se muestra sombreado (mapa del Perú del lado izquierdo) con una superficie de 86,225 hectáreas la palma aceitera sembradas en la selva peruana distribuidas por los departamentos de Loreto, San Martín, Huánuco y Ucayali y por la derecha se muestra una superficie cerca de 74 millones de hectáreas de bosques amazónicos (70% del territorio peruano).

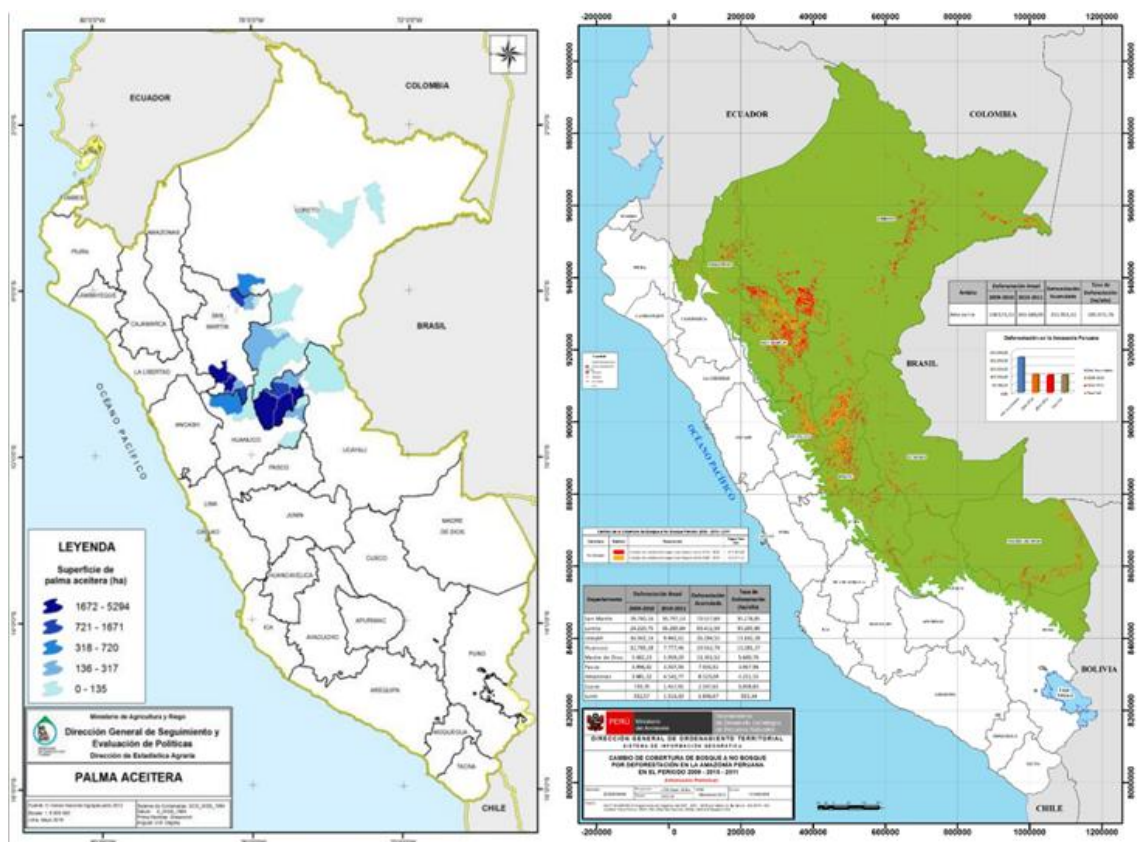


Figura 2. Ubicación de las principales zonas productoras de palma aceitera y cobertura de bosque del Perú

Fuente: <https://goo.gl/CiXv8c>

En base a la estadística presentada, se formula la siguiente pregunta: ¿Cómo utilizar la tecnología para mejorar la distribución de sembrío de manera eficiente en la superficie de los nuevos cultivos de palma aceitera? , interrogante que a través de la investigación se dado una respuesta.

El principal motivo de la investigación considera como un drone hexacóptero sea capaz de señalar puntos de siembra de palma aceitera por medio de un software de geolocalización para el fundo de palma aceitera WITPALM. Así mismo para un estudio sistematizado del problema, la investigación se ha estructurado de la siguiente manera:

CAPITULO I: Planteamiento del problema, donde se considera la problematización, objetivos generales y específicos, justificaciones, alcances y limitaciones de la investigación.

CAPITULO II: Marco teórico, donde se considera los antecedentes de la investigación, sean internaciones y nacionales, óptica de la investigación, selección de variables con sus dimensiones y las bases teóricas.

CAPITULO III: Diseño e implementación del sistema automatizado, donde se considera el diseño mecánico, diseño eléctrico, diseño electrónico, diseño informático, implementación mecánica, implementación eléctrica e implementación electrónica.

CAPITULO IV: Pruebas y resultados, donde se comprueba los objetivos propuestos de la presente investigación.

Para finalizar la investigación se redactan las conclusiones, recomendaciones y se describe la referencia bibliográfica utilizada como también se consideran los anexos con información que valida la investigación realizada.

CAPÍTULO 1: PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 Problematicación

En los sembríos de palma aceitera de la región Ucayali, se presenta un problema que escala de manera gradual y compromete una problemática económica, social y ambiental tanto para el palmicultor (agricultor de palma aceitera) como para la región, se trata de la mala distribución de sembrío que existe entre los cultivos de palma aceitera que no permite un uso efectivo de la superficie del terreno.

En la figura 3 se muestra una superficie irregular no llana que vuelve dificultoso el distanciamiento entre cultivos de palma aceitera por los distintos tipos de pendientes que se pueden observar.



Figura 3. Cultivos de palma aceitera en una superficie irregular no llana

Fuente: <https://goo.gl/c2nygW>

En la figura 4 ejemplifica que medir la distancias entre palmas aceiteras sobre la superficie del suelo afecta a los sembríos cuando se realiza sobre una pendiente debido a que las raíces se distribuyen de manera horizontal, causando que se crucen las raíces y exista mayor competencia en la absorción de nutrientes. Así

mismo, cuando la palma se encuentre en su madurez, el follaje también tendrá un crecimiento horizontal causando que la palma aceitera cubra de sombra a la que esté por debajo de ella ocasionando que tenga menor área de contacto con el sol.

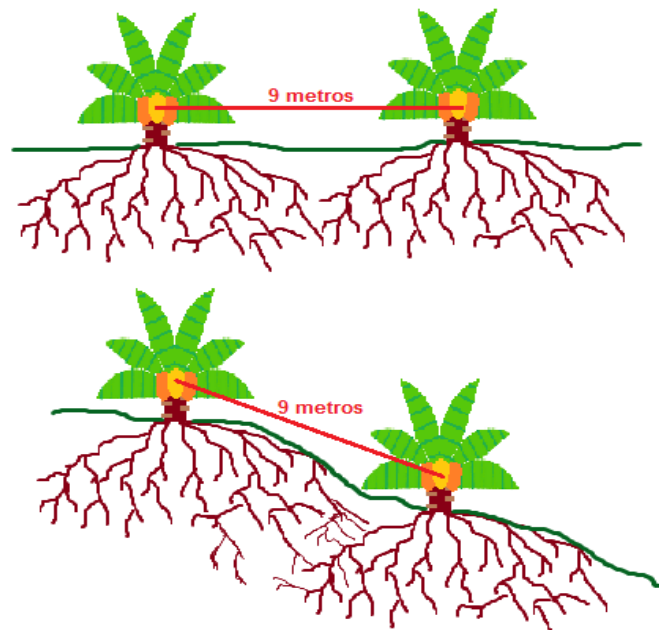


Figura 4. Representación de medición distancias entre dos palmas aceiteras

Fuente: Elaboración propia

En la figura 5 muestra la corroboración de lo anteriormente mencionado, realizando la inspección sobre una ligera pendiente.



Figura 5. Medición real de distancias entre dos palmas aceiteras

Fuente: Elaboración propia

Una de las causas es la falta de presupuesto para la contratación de personal capacitado que cuente con tecnología que permita hacer la señalización de puntos de siembra de manera efectiva, por lo que como alternativa solo se tiene tecnología rudimentaria e imprecisa que una vez sembrado el terreno, demuestra durante la etapa de crecimiento de las palmas una alta mortalidad de la misma por hectáreas.

Tasa que podría disminuir si el sembrío de palma se hiciese respetando los requerimientos de siembra certificados por diversos estudios que garanticen un mejor desarrollo durante el crecimiento de la palma y por lo tanto asegurando una mejor producción lo que aumenta el valor del producto cosechado.

Siempre se debe tomar en cuenta que el terreno en el que una palma no crece o no produce frutos de calidad es terreno donde fauna silvestre ya no habita, por lo que maximizar el terreno productor y disminuir la tasa de mortalidad del sembrío de palma debe ser una prioridad para cuidado responsable del medio ambiente.

En el aspecto socioeconómico encontramos que el problema escala en cifras bastante altas, el palmicultor promedio cuenta con 35 hectáreas y por cada hectárea se debería sembrar 143 palmas, los palmicultores se encuentran suscritos dentro de asociaciones, las cuales tienen un promedio de 50 a 80 asociados, las pérdidas económicas por una alta mortalidad del cultivo durante el periodo de crecimiento de la palma ascienden a miles de dólares anuales en Ucayali.

En el fundo de Palma aceitera WITPALM y las asociaciones aledañas se presentan los problemas anteriormente descritos, algunas de las cifras de siembras pasadas son las siguientes:

En La tabla 2 se puede observar que en entre año 2013 y 2014 se realizó 9581 sembríos de palma aceitera en 67 hectáreas del fundo WITPALM. Teniendo una tasa de mortalidad del 5.4%.

Tabla 2. Mortalidad de palmas en el sembrío del fundo WITPALM

	Año 2013	Año 2014	Sub-total
Sembríos de palma aceitera en 67 Ha	7150	2431	9581
Mortalidad de palma aceitera en 67 Ha	425	93	518
	TOTAL		9063

Fuente: Elaboración propia

En la tabla 3 se muestra que la tasa de mortalidad ha representado para las 67 ha de terreno de palma aceitera en el fundo WITPALM un gasto ascendente a S/.4,536.00 y si se considera las ganancias que si se hubiesen mantenido vivas (25 año promedio de vida) dichos cultivos, se estima una ganancia perdida por S/. 44,496.51.

Tabla 3. Pérdida económica por mortalidad en el fundo WITPALM

	Año 2013	Año 2014	Sub-total
Mortalidad de palma aceitera en 67 Ha	S/ 125.00	S/ 43.00	S/ 168.00
Costo perdido por palma	S/ 3,375.00	S/ 1,161.00	S/ 4,536.00
Costo perdido en producción anual	S/ 1,324.00	S/ 455.56	S/ 1,779.56
Costo perdido a lo largo de la vida útil	S/ 33,107.52	S/ 11,388.99	S/ 44,496.51

Fuente: Elaboración propia

Problema general

¿Cómo diseñar e implementar un drone hexacóptero con software de geolocalización para señalar los puntos de palma aceitera en el fundo WITPALM?

Problema específico

- a) ¿Cómo será el diseño de los sistemas que permitan la operación de vuelo para drone hexacóptero?
- b) ¿Cómo será el diseño del sistema de eyección del drone hexacóptero?

- c) ¿Cómo se implementará el software de geolocalización para que designe las coordenadas de los puntos de siembra por medio del drone hexacóptero?

1.2 Objetivo

Objetivos Generales

Diseñar e implementar un drone hexacóptero que mediante un software de geolocalización pueda señalar los puntos de siembra en el fundo de palma aceitera WITPALM.

Objetivos Específicos

- a) Diseñar los sistemas que permitan la operación de vuelo del drone hexacóptero
- b) Diseñar el sistema de eyección del drone hexacóptero.
- c) Implementar el software Mission Planner para que designe las coordenadas de los puntos de siembra por medio del drone hexacóptero.

1.3 Justificación

La justificación tecnológica, implica el uso de coordenadas de geolocalización, se siembra de manera más eficiente, pues se obtiene el lugar exacto donde se debe sembrar una palma aceitera, asegurando que la planta va a crecer de manera correcta y a su vez aprovechar al máximo el terreno de sembrío. El beneficio de implementar esta tecnología escala de manera exponencial desde palmicultor hasta la asociación a la que pertenece. A su vez replicando esta tecnología en todas las asociaciones de palmicultores, que se encuentran dentro de cuatro departamentos del Perú (Ucayali, Huánuco, San Martín, Loreto).

La justificación económica, comprende que los cultivos de palma aceitera que usen de manera efectiva la superficie del terreno, crean un impacto económico

considerable durante las épocas de cosecha, crecimiento adecuado del cultivo y una mejor gestión administrativa.

La justificación ambiental, se tiene presente que el uso efectivo de la superficie del terreno reducirá la toma de bosques de manera innecesaria.

En el caso del fundo de palma aceitera WITPALM se estima que al cumplir la siembra de las 143 palmas que le corresponde sembrar, el total porcentaje de dinero recaudado en la etapa de cosecha a lo largo de la vida útil la cual representa 25 años será del 1.75% lo que representa 44,496.50 soles.

1.4 Alcances y Limitaciones de la Investigación

La presente tesis contempla el diseño e implementación de un sistema de señalización de puntos de siembra por medio de un dron hexacóptero en el fundo de palma aceitera WITPALM.

Sus alcances principales son los siguientes:

- a) Diseño del dron hexacóptero escalado acorde al campo de prueba.
- b) Un sistema de eyección mecánico que lanza capsulas de pintura y activado por electricidad.
- c) Sistema de señalización cada nueve metros con un margen de error de 1.5 metros, usando coordenadas geolocalizadas.
- d) Un plan de vuelo para el dron hexacóptero mediante un software de geolocalización acorde al campo de prueba.

Las limitaciones que se presentaron fueron las siguientes:

- a) Los microcontroladores, reguladores de voltaje, motores, hélices y material para impresión 3D no fueron de fácil obtención en el mercado local, por lo que se tuvo que importar algunos de ellos.
- b) Reducir el margen de error dependerá de la alta tecnología usada para el GPS la cual es directamente proporcional a costo.
- c) Para el fundo donde se está realizando la investigación se encuentra con pocas tierras donde se tenga que sembrar nuevos cultivos de palma aceitera debido a que ya ha cubierto la totalidad de la superficie del terreno.

CAPÍTULO 2: MARCO TEÓRICO

En el presente capítulo se mencionan los antecedentes de la investigación que se tomaron como referencia y como bases para el diseño e implementación de un drone hexacóptero con software de geolocalización para señalar puntos de siembra en el fundo de palma aceitera WITPALM. Asimismo, se menciona y describe la óptica de la investigación, en la cual se define la hipótesis de la investigación.

Además, se establece la selección de variables que define el control del sistema. Finalmente, se presentan las bases teóricas que sustentan y complementan con todos los temas que se utilizaron y aplicaron para el desarrollo de la presente tesis.

2.1 Antecedentes de la Investigación

Durante años, la ingeniería ha tratado de encontrar la mejor forma de diseñar y construir nuevas tecnologías, que brinden una mejor precisión y por ende una mejor distribución para la siembra de palma aceitera. A continuación, mostramos tesis anteriores que contribuyeron con el desarrollo del sistema embebido.

Antecedentes Internacionales

Carretero, S., (2015) Modelos digitales del terreno mediante fotogrametría aérea realizada con un vehículo aéreo no tripulado (Tesis de Pregrado) Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, España. En la presente tesis, se utiliza la fotogrametría aérea realizada con un vehículo aéreo no tripulado para el levantamiento topográfico de superficies desconocidas, esta herramienta permite tener el levantamiento topográfico a un costo más bajo que el convencional, más rápido y la precisión con modelos digitales. Esta tesis usa el software de código abierto Mission Planner y en conjunto con la aplicación PhotoModeler el cual es capaz de procesar imágenes y realizar el modelamiento digital del terreno levantado. (p. 52)

Villareal, J., (2015) Análisis de precisión de levantamientos topográficos mediante el empleo de vehículos no tripulados (UAV) respecto a la densidad de puntos de control (Tesis de Pregrado) Universidad Católica de Loja, Loja, Ecuador. La presente tesis, analiza la precisión de levantamientos topográficos mediante el empleo de drones respecto a la densidad de puntos de control. Como sitio de prueba se tomó el campus de la Universidad Técnica Particular de Loja, que se halla ubicada en la ciudad de Loja, provincia de Loja al sur del Ecuador.

El vehículo no tripulado es un DJI Phantom que tiene incorporado un gimbal con una cámara GoPro. Se procedió a planificar las líneas de vuelo. Las imágenes fueron descargadas, validadas y procesadas con un software fotogramétrico. Con la información obtenida se procedió a analizar el grado de precisión obtenida con la densidad de puntos de control y la generación de modelos digitales. (p. 1)

Santana, E., (2017) Propuesta de sistema Multi-UAV para aplicaciones de cobertura de área (Tesis doctoral) Universidad Autónoma de Barcelona, Barcelona, España. En la presente tesis se denota la utilización del software de código abierto Mission Planner con la capacidad de operar múltiples aeronaves de forma simultánea. Con el único fin de desarrollar nuevos algoritmos para planificación de rutas para una determinada área. Con esta tesis se garantizó el barrido correcto del área y los resultados mostraron una reducción significativa en tiempo de y por ende en consumo eléctrico. Esta estrategia consigue atenuar el efecto negativo que producen la ocurrencia de fallos técnicos e imprevistos en el tiempo global de la misión. (p.138 & p.139)

Antecedentes Nacionales

Tabuchi, R., (2015). "Diseño de un vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores para una carga útil de 1 kg", (Tesis de Pregrado) Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima, Perú. En la presente tesis se diseñó un algoritmo que toma como datos de entrada el peso aproximado de la estructura del VANT y restricciones geométricas para seleccionar el

sistema de propulsión (motor, hélices y baterías) que permitan la máxima autonomía del vuelo. El proceso es del tipo iterativo y finaliza cuando dos iteraciones consecutivas dan el mismo resultado. La metodología puede ser utilizada para diseñar otros VANT de tipo multirotor, permitiendo a los diseñadores enfocarse en resolver otros retos de ingeniería. Así mismo, el algoritmo puede ser mejorado y ampliado ingresando nuevos componentes en la base de datos diseñada para esta tesis. Además de la selección, también es posible estimar el tiempo de vuelo aproximado en función de la capacidad de las baterías. Por otro lado, también se realizó los cálculos estructurales, aerodinámicos y de vibraciones. En la parte estructural no se encontró mayores problemas debido a que las cargas sobre el sistema en operación normal no son elevadas (salvo casos críticos como caídas). El estudio de las vibraciones mostro que la frecuencia de resonancia de los componentes está por encima del rango de trabajo de los motores. Finalmente, el estudio aerodinámico determino que el VANT está apto para volar en vientos de 26 km/h e inclusive sería capaz de resistir ráfagas de hasta 75 km/h. (p. 85 & p. 86)

Carretero, D (2011). Integración de un sistema UAV con control autónomo en un equipo aéreo para agricultura de precisión (Tesis de Pregrado) Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima, Perú. La presente tesis citada empleó un sistema UAV con controladores Ardupilot mega de bajo costo, el cual es un costo accesible y competitivo frente a los otros modelos de sistemas no tripulados (UAV) comerciales. Además, esta tesis presenta la aplicación práctica de la electrónica necesaria para un control automático y remota para aplicaciones agroindustriales con el uso de radio controles. (p, 66)

2.2 Selección de Variables

Para demostrar y comprobar la hipótesis, se tiene las variables y los indicadores que a continuación se indican:

Tabla 4. Variables e indicadores

Variables	Indicadores
Variable 1: Drone hexacóptero	<ul style="list-style-type: none"> • Velocidad de giro de motores • Tiempo de autonomía del drone
Variable 2: Software de Geolocalización	<ul style="list-style-type: none"> • Ubicación de los puntos del GPS • Ruta de del recorrido establecido

Fuente: Elaboración propia

2.3 Bases Teóricas

Vehículo aéreo no tripulado

Un vehículo aéreo no tripulado (o por sus siglas en inglés UAV Unmanned aerial vehicle). En la actualidad, estas siglas han quedado obsoletas y han sido sustituidas por el termino coloquial Drone, el cual será usado de aquí en adelante.

La definición de drone no es realmente clara, sin embargo, el termino drone puede referirse a los zánganos de las abejas (Honey bee drones), los cuales realizan sus tareas sin pensar, ya que son controladas por la abeja reina remotamente. Para asemejar la operación realizada por estas naves, se desarrolló nueva tecnología con el uso de microcontroladores y programación para desarrollan actividades programadas y remotas.

Los dispositivos descritos como aviones no tripulados se dividen en dos campos básicos. En primer lugar, hay robots autónomos cuyos operadores toman el control activo según sea necesario. El resto del tiempo, los pilotos automáticos toman el control, lo que permite en teoría que un único operador gestione múltiples tareas. Sin embargo, cuando surge la necesidad, el operador puede desactivar el piloto automático y recuperar el control.

El segundo campo implica multirrotores y otras variantes, tal y como se ve en la figura 1. Son llamados a veces aviones no tripulados, a pesar del

hecho de que la mayoría de ellos no son más que controlados por Radio Control (RC) y no son autónomos. Tal vez la razón por la que las dos definiciones se han fusionado es que los multirrotores se han convertido recientemente en una gran plataforma para vuelo autónomo basado en microcontroladores.



Figura 6. Multirrotores propulsados por un sistema de 6 motores

Fuente: <https://goo.gl/5L1hN6>

Los aficionados están operando enjambres de multirrotores, creando nuevas aplicaciones, donde los aviones no tripulados compiten entre sí, y están incluyendo de todo, desde cámaras, sensores barométricos, ultrasónicos, acelerómetros, etc. En la figura 8 se muestra un dron de carrera con los implementos (sensores) para la aplicación (Baitchal, 2016, p.12).



Figura 7. Drone de carrera con sensores de telemetría y sistema de vista en primera persona

Fuente: <https://goo.gl/zGVYmt>

Estos drones se pueden clasificar de acuerdo con su operación y su clasificación:

Drones de ala Fija

La estructura está formada por un fuselaje y unas alas fijas. Recuerda a diseños de un avión convencional.

Este tipo de diseño estructural predomina en aeronaves de carácter militar. Tiene gran capacidad de vuelo, son capaces de recorrer grandes distancias y llegar a alcanzar grandes velocidades. El sistema de propulsión de este tipo de drones suele albergar un motor de combustión o turbinas.

Drones Militares

Son llamadosUCAV, que procede del inglés Unmanned Combat Air Vehicle, traducido sería vehículos no tripulados de combate aéreo, ver figura 9. Estos vehículos cuentan con sistemas avanzados de comunicación, control y navegación, entre ellos un sensor para vigilar

desde el espacio aéreo ciertos blancos o terrenos de difícil acceso (Superintendencia de Industria y Comercio, 2015, p. 10).



Figura 8. Drone militar en pruebas de ataque

Fuente: <https://goo.gl/M7nkpX>

Superintendencia de Industria y Comercio (2015) indica que las principales características para elegir un UAV son: autonomía, carga útil transportable, dimensiones, capacidad de despliegue y tipo de misión que debe cumplir. A partir de esto los UAV se clasifican en corto, mediano y largo alcance. Asimismo, dependiendo de su misión principal, se dividen en seis tipos: de blanco, reconocimiento, combate, logística, investigación y desarrollo, y comerciales y civiles (p. 71).

Drones Comerciales

Los drones de uso comercial son equipos que son usados principalmente para tareas como: cartográfica, fotografía, imagen aérea, inspección, entre otros.

Las principales ventajas de este tipo de drones son las siguientes:

- Minimización de riesgo
- Mayor estabilidad

- Automatización de ciertas tareas en donde se necesiten una buena calidad de imagen y precisión
- Levantamiento topográfico de un área en 3D
- Reducción del tiempo de trabajo

Asimismo, estos drones Comerciales pueden ser usado para la inspección de la agricultura en la figura 10 se muestra un drone aplicando insecticida. Se puede tener un control y monitorización del estado de cultivos mediante imágenes multi-espectrales, control eficiencia de regadíos, supervisión de la producción agrícola y delimitación de espacio de siembra.



Figura 9. Drone Cuadricóptero con insecticida

Fuente: <https://goo.gl/woxFJq>

Multirotores

Un multirotor consiste básicamente en un helicóptero con más de dos rotores. Estos utilizan hélices o palas de paso fijo, es decir no existe variación del Angulo del rotor mientras estas giran. El movimiento del vehículo se logra mediante la variación de la velocidad de cada motor para obtener un empuje proporcional a la velocidad.

Los multirotores se pueden clasificar según el número de motores tricópteros, cuadricópteros, hexacópteros.

Tricópteros

La ventaja principal de un tricóptero, figura 11 es el costo de construcción. Menos motores y partes significan menos probabilidad de fallo, haciéndolos más confiables y técnicamente, más “adaptables”, en comparación con el cuadricóptero.



Figura 10. Modelo de drone tricóptero

Fuente: <https://goo.gl/3FRJkE>

Los tricópteros, constan principalmente de tres (03) motores, tres (03) variadores de velocidad, un servomotor y tres (03) hélices. Este tipo de drone logra ganar altura al momento de girar los 3 motores en el mismo sentido, en caso estas revoluciones disminuyan la nave caerá si ningún mayor control. En la figura 12 se muestra un arreglo general de la instalación de motores y distribución de ellos (Ruiperez, 2014, p. 22).

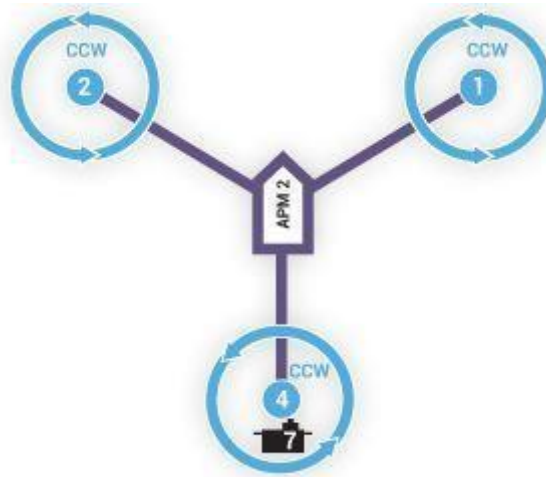


Figura 11. Distribución de motores de un dron tricóptero

Fuente: <https://goo.gl/SE8jQy>

Existe un cuarto componente, el servomotor, el cual actúa sobre un motor para variar la inclinación. Este componente es fundamental para la estabilidad de la nave, sin ella el dron subiría y bajaría sin ningún control alguno.

A. Ventajas

- Maniobrable.
- Pueden ser plegables, ya que el diseño lo permite.
- Fácil transporte.
- Muy ligero.
- No usa muchas piezas electrónicas.
- Son más económicos.

B. Desventajas

- No existe redundancia en caso de avería de un motor, es decir si en pleno vuelo un motor llega a fallar este caería sin control.
- Bajo empuje, no es capaz de sobrellevar elementos pesados.
- No es muy comercial

Quadcopter

Cuadricópteros o Quadcopters, figura 13, es la presentación más conocida por la población dentro de los multirrotores. Un quadcopter es un multirrotor con cuatro (04) motores, cuatro (04) variadores de velocidad y cuatro (04) hélices, dos (02) de ellas girando en sentido horario y las otras dos (02) hacia el sentido contrario.



Figura 12. Drone Cuadricóptero

Fuente: <https://goo.gl/z2Xbvy>

"Los quadcopters, tiene una mayor potencia de elevación/empuje que el tricóptero, sin embargo, es menos maniobrable. Ya que para realizar el control de giro de estos drones es necesario contar con motores con configuraciones especiales para neutralizar la fuerza generada y el equilibrio del mismo" (Ruiperez, 2014, p. 25).

Las principales configuraciones que se pueden encontrar en estos drones, se muestran en la figura 14, cuadricópteros en cruz (+) o cuadricópteros en aspa (x).

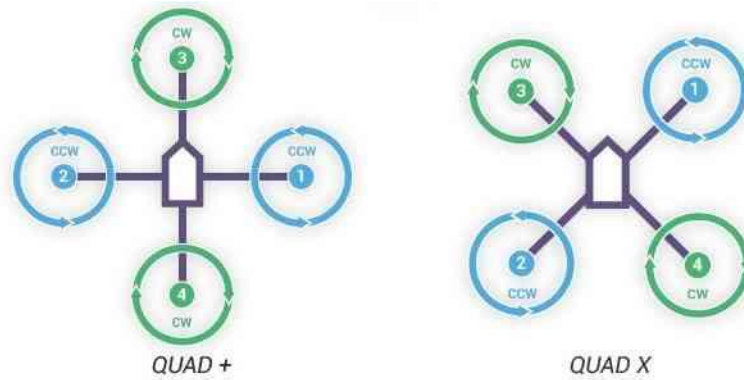


Figura 13. Configuración de un Dron Cuadricoptero

Fuente: <https://goo.gl/SE8jQy>

A. Ventajas

- Rápida aceleración
- Fácil manipulación de los componentes
- Estructura sencilla
- Mayor capacidad de carga
- Estructura robusta
- Gran variedad

B. Desventajas

- Velocidad y estabilidad limitadas
- No es compacto
- Capacidad de carga limitada

Hexacóptero

Siguiendo la analogía de los anteriores multirotores, un hexacóptero, ver figura 15, está compuesto por seis (06) motores sin escobillas (brushless Motors), seis (06) Variadores de velocidad y seis (06) hélices.



Figura 14. Drone hexacóptero

Fuente: <https://goo.gl/onxseP>

"Estas naves no tripuladas, poseen y mantienen los mismos principios de vuelo que los cuadricópteros. La configuración de un drone hexacóptero" se muestra en la figura 16 (Ruiperez, P., 2014, p. 29).

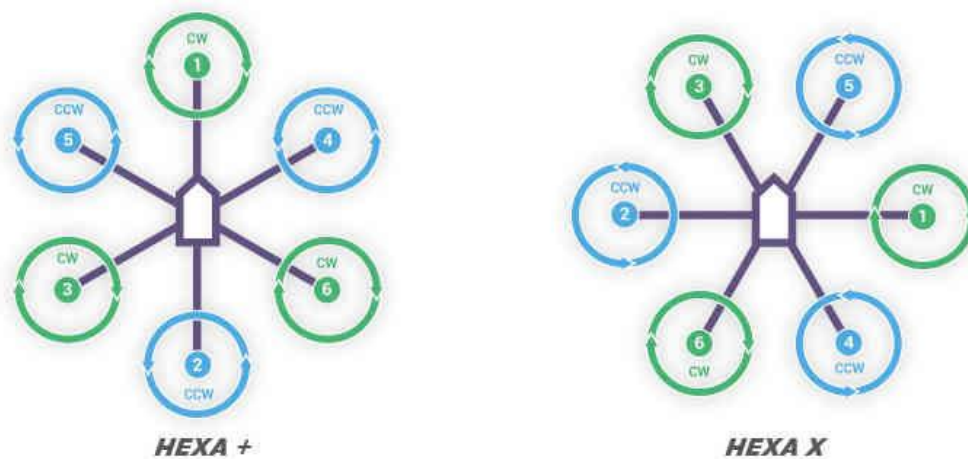


Figura 15. Configuración de un Drone Hexacóptero

Fuente: <https://goo.gl/SE8jQy>

Estos drones son capaces de llevar cargas más pesadas y poseen una mayor confiabilidad en comparación a los mencionados anteriormente. Ya

que al presentar una falla en uno de los motores, el sistema es capaz de realizar un retorno a casa o aterrizaje seguro.

A. Ventajas

- Respuesta de vuelo más estable.
- Mayor capacidad de carga.
- Mayor espacio disponible para agregar equipamiento adicional.
- Redundancia en caso de falla de motor.

B. Desventajas

- Precio de fabricación/compra muy elevado
- No son de fácil transporte
- Es necesario de mayor cantidad de baterías

Composición de los Multirotores

Tal como se mencionó anteriormente, los multirotores están compuestos por motores, variadores de velocidad, hélices entre otros componentes, a continuación, se definirá los conceptos básicos y descripción de estos de una manera más detallada.

Sistema de propulsión

El sistema de propulsión está compuesto principalmente por motores eléctricos, turbinas a gas, o motores con pistones tal como son usados en aviones militares.

A pesar de la gran eficiencia de estos motores, turbinas a gas y motores con pistones, para esta tesis se usaron motores eléctricos ya que son de accesibles y económicos en comparación al resto.

A) Motores Brushless

Existen diferentes tipos de motores de corriente continua (Motores DC o Motores CC) el cual convierten la energía eléctrica a energía mecánica por medio de la generación de campos magnéticos generados por la bobina de los motores. Esta tiene dos partes fundamentales el estator y el rotor. Ver figura 17.

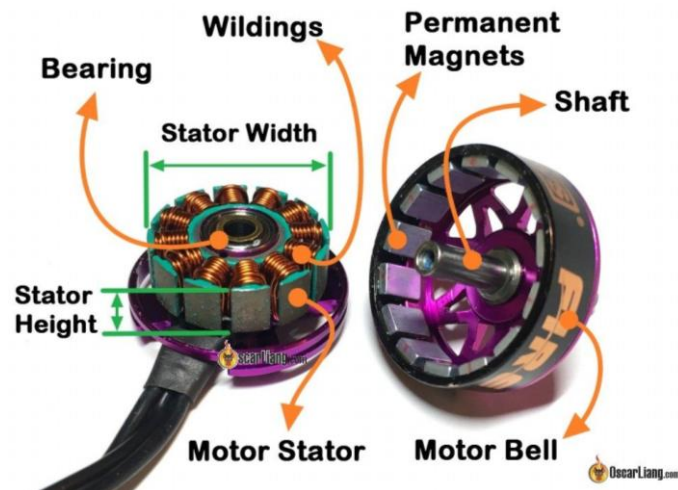


Figura 16. Componentes de un motor

Fuente: <https://goo.gl/5H83wf>

Existen varios tipos de motores de corriente continua como por ejemplo motores paso a paso (motores PAP), motores con escobillas, Servomotores, motores sin escobillas (Motores Brushless), entre otros. La utilización de estos motores varía dependiendo de la aplicación en la que va a ser utilizada, para el caso de la presente tesis, se usó motores brushless.

Los motores sin escobillas, ver figura 18, son motores síncronos que son alimentados por una fuente eléctrica DC. Estos motores requieren de un conmutador electrónico y sensores adicionales para general una señal de control que energice las bobinas del motor en el momento indicado (Herrera, 2015, p. 29).



Figura 17. Brushless Motor

Fuente: <https://goo.gl/SZu3eF>

Estos motores presentan grandes ventajas en comparación de los demás tipos de motores. Tal y como lo dice su nombre, estos motores no tiene escobillas lo cual reduce la probabilidad de chispas, mantenimiento y perdidas realizadas por estas. Con esas características mencionadas un motor brushless es mucho más robusto, confiable y eficiente.

"Una de las principales desventajas de estos motores, es el precio. Los motores brushless son más costosos debido a su proceso de fabricación y método de control que requiere para su funcionamiento. En la figura 19 se muestra el ensamblado típico de un motor sin escobillas" (Maing, 2015, p.12).

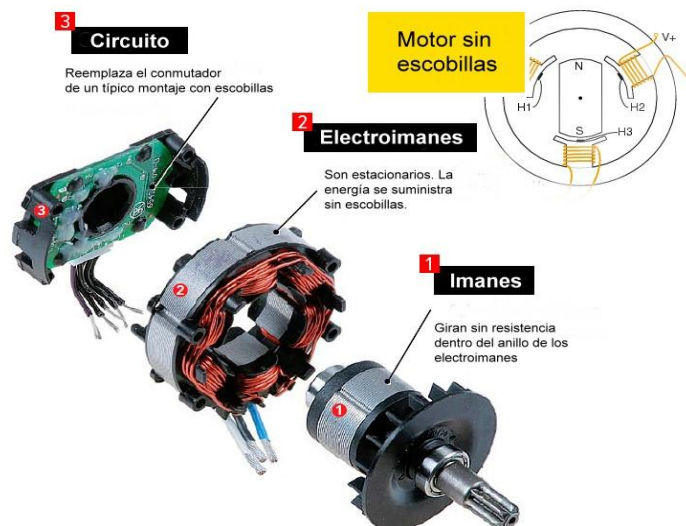


Figura 18. Estructura de un motor sin escobillas

Fuente: <https://goo.gl/CPhCzo>

B) Variadores electrónicos de Velocidad

Los variadores electrónicos de velocidad, figura 20, (ESC Electronic Speed Controller – de sus siglas en inglés) son dispositivos capaces de coordinar la rotación y control de los motores sin escobillas. Este componente genera pulsos trifásico necesarios para genera el movimiento de los motores. En la figura se muestra un ESC de 30 amperios para controlar motores brushless.

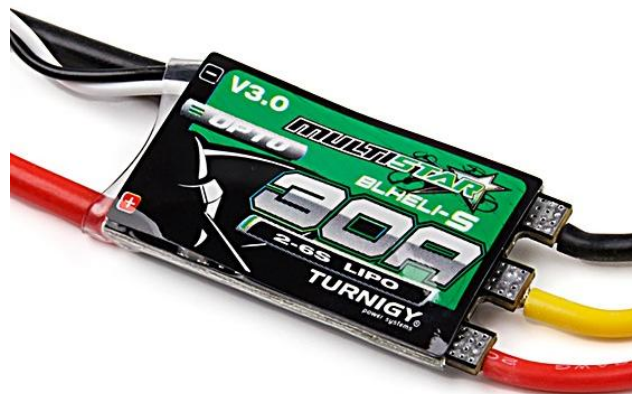


Figura 19. Variador de velocidad electrónico ESC

Fuente:<https://goo.gl/xaDPnE>

Estos dispositivos, internamente, cuentan con un arreglo de circuitos de potencia (FETs) capaces de conmutar las señales a una gran frecuencia con una gran capacidad de carga para suministra energía eléctrica hacia los motores. Un microcontrolador con compuerta analógica para la lectura de posición del motor y la señal de entrada que corresponde a la velocidad. En la figura 21, se muestra un diagrama de bloques al cual representa los componentes principales del ESC.

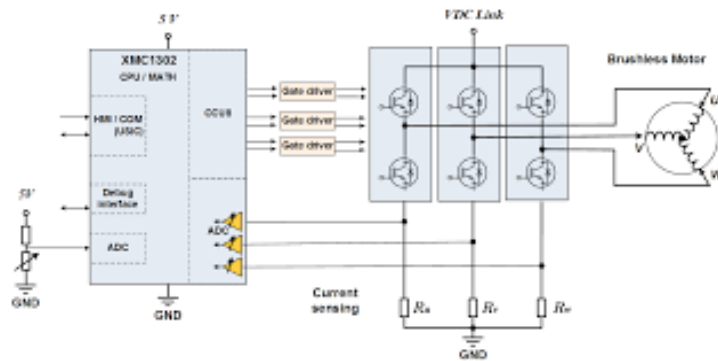


Figura 20. Diagrama de bloque de un ESC

Fuente: <https://goo.gl/kMr78N>

Los variadores para motores brushless crean una corriente alterna trifásica a partir de corriente continua proveniente de la batería. Es aquí donde entra en escena los 3 cables que llevan los variadores para motores sin escobillas. Uno de los polos genera un pequeño voltaje proporcional a la velocidad de giro del motor conocido como fuerza electromotriz. Este voltaje le sirve al ESC para determinar como de rápido y en qué dirección gira el motor en cualquier momento. Con esta información el ESC es capaz de averiguar como manda la corriente a los electroimanes del motor para que este gire (FPV Max, 2016, p.33).

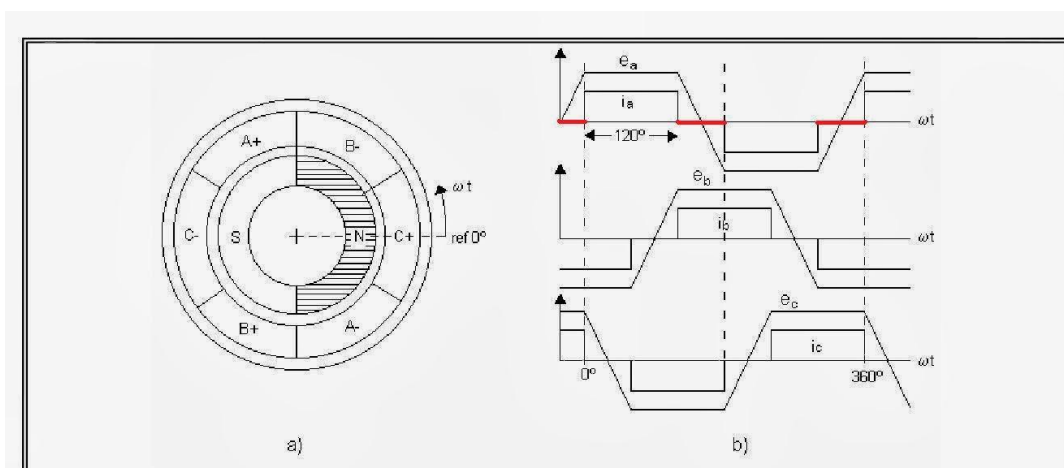


Figura 21. Funcionamiento de un ESC

Fuente: <https://goo.gl/AoCrB2>

C) Hélices

Las hélices o propellers (en inglés) es un equipamiento mecánico que consta de palas con un eje concéntrico y solidarias, ver figura 23. Al momento que estas hélices realizan un movimiento rotativo en el plano.

Las palas no son placas planas, sino que tienen una forma curva, sobresaliendo del plano en el que giran, y obteniendo así en cada lado una diferencia de distancias entre el principio y el fin de la pala. Provocando una diferencia de velocidades entre el fluido de una cara y de la otra. Según el principio de Bernoulli esta diferencia de velocidades conlleva una diferencia de presiones, y por lo tanto aparece una fuerza perpendicular al plano de rotación de las palas hacia la zona de menos presión. Esta fuerza es la que se conoce como fuerza propulsora de un buque o aeronave (Herrera, 2015, p.47).



Figura 22. Hélice de 10 pulgadas 4.5° de paso CW y CCW, 1045 R/C

Fuente: <https://goo.gl/MSn5VP>

Controladores de Vuelos

El principal requerimiento de un drone es el Sistema de Control de Vuelo Autónomo (FCS), entendido también como piloto automático. Al inicio, los

drones se pilotaban mediante control remoto, pero a medida que las velocidades y alcances de estos se aumentaban, se desarrolló un método más práctico, el control automático.

Hasta mediados de los años 90, los sensores para implementar el piloto automático de los drones eran grandes y caros. Se utilizaban dos tipos de sensores, precisos pero pesados, grandes y costosos, para mantener el avión controlado (Comadri, 2015, p. 27).

Sensores

Los sensores, son los elementos principales de la controladora de vuelo. Estos son los encargados de recopilar y recolectar la información del mundo exterior y llevarlos a señales eléctricas.

A) Acelerómetro

El acelerómetro es un dispositivo capaz de medir las vibraciones o aceleraciones generadas por el movimiento de una estructura o un móvil

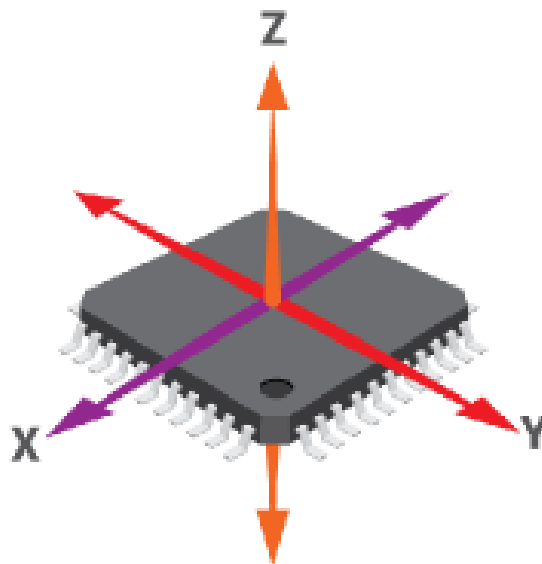


Figura 23. Grados de sensado de un Acelerómetro

Fuente: <https://goo.gl/SzxpmQ>

B) Giroscopio

Hertel (2017) comenta “un giroscopio es un sensor capaz de determinar las velocidades de rotación en los ejes XYZ” (p. 86).

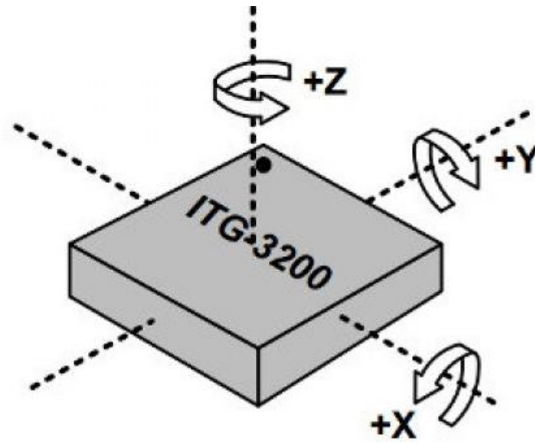


Figura 24. Grado de sentido de un giroscopio

Fuente: <https://goo.gl/eWvor8>

C) Barómetro

Un barómetro, es un instrumento capaz de medir la presión atmosférica mediante la deformación de una placa metálica en la superficie del sensor.

"Este sensor no solo nos permite determinar la presión atmosférica si no también la altura en la que la nave se encuentra, siguiendo la fórmula física de presión en fluido estático", ver la ecuación 1 (Velazco & White, 2002, pp. 1236-1237).

$$P = \rho * g * H \quad (1)$$

Dónde:

P: Es la presión Atmosférica

ρ : Es la densidad del fluido, para este caso el fluido es Aire.

H: altura.

g: La gravedad, 9.81.

Despejando la altura en la ecuación 2 se tiene:

$$H = \frac{P}{\rho * g} \quad (2)$$

En la figura 25 se puede apreciar el barómetro de tamaño SMD utilizado comúnmente en los circuitos electrónicos.

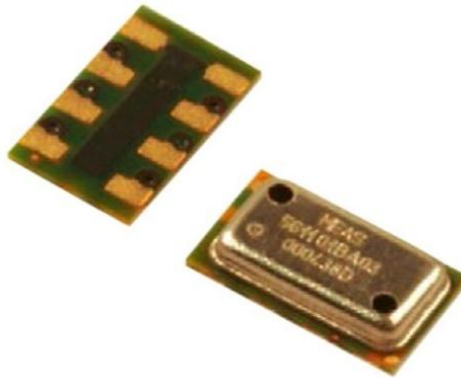


Figura 25. Vista superior e inferior de un barómetro

Fuente: <https://goo.gl/PkLRQJ>

D) Sistema de Posicionamiento Global (GPS)

Para determinar el sistema de posicionamiento global, o más conocido como GPS (de sus siglas en inglés) se utiliza un elemento sensor capaz de triangulizar la ubicación del móvil con ayuda de 24 satélites ubicados en la atmosfera. Un modelo muy usado para este tipo de proyectos es el módulo GPS “uBlox LEA-6H”, figura 26 (Pozo, Ribeiro &García-Alegre, 2014, pp.27) .



Figura 26. Ublox LEA-6H, modulo GPS

Fuente: <https://goo.gl/jvqGrz>

E) Navegación cinemática Satelital

La navegación cinemática satelital (Real Time Kinematic – RTK en inglés) es una técnica usada para la topografía y navegación marina basado en el uso de medidas de fase de navegadores con señales GPS, GLONASS y/o de Galileo, donde una sola estación de referencia, tal como se puede ver en la figura 27, proporciona correcciones en tiempo real, obteniendo una exactitud sub-métrica (Naciones Unidas, 2013, p.17).

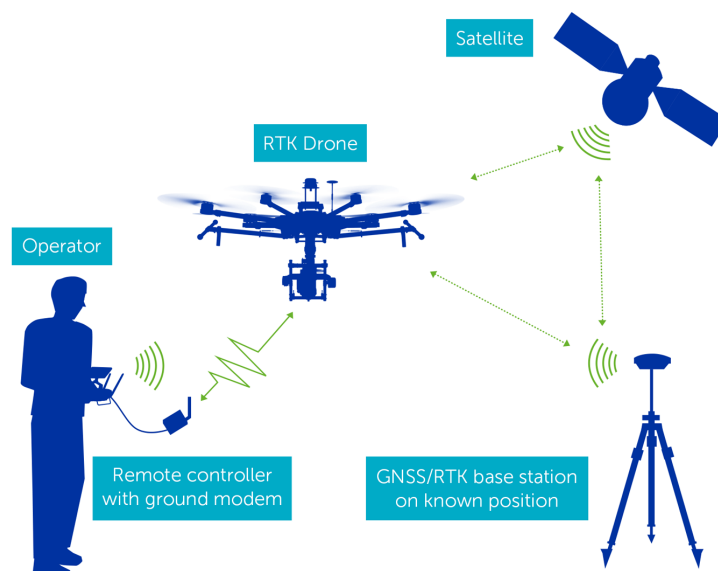


Figura 27. Diagrama de funcionamiento del sistema RTK

Fuente: <https://goo.gl/mAkpUa>

Microcontroladores

Los Drones, en general, están compuestos por al menos 1 microcontrolador encargado de recopilar, administrar y procesar la información para tener una o varias respuestas hacia el control de motores, en la figura se muestra el arreglo principal de una controladora de vuelo.

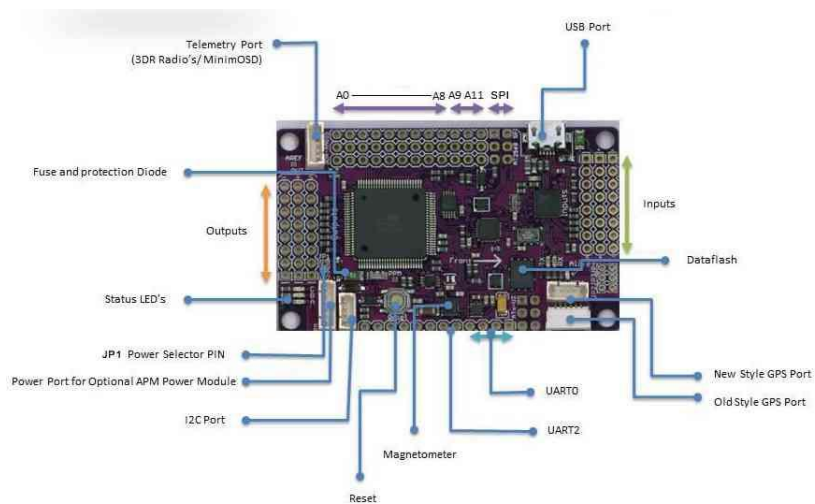


Figura 28. Arreglo de un controladora de Vuelo

Fuente:<https://goo.gl/X88Cqb>

Mikel (2011) comenta: “un microcontrolador es un circuito integrado de alta escala de integración que incorpora la mayor parte de los elementos que existen en un controlador y que contiene todos los elementos fundamentales de un computador con limitadas prestaciones debidos a que suele estar destinado a una sola o pocas tareas” (p. 63).

Los microcontroladores normalmente este compuesto por los siguientes elementos ver figura 29:

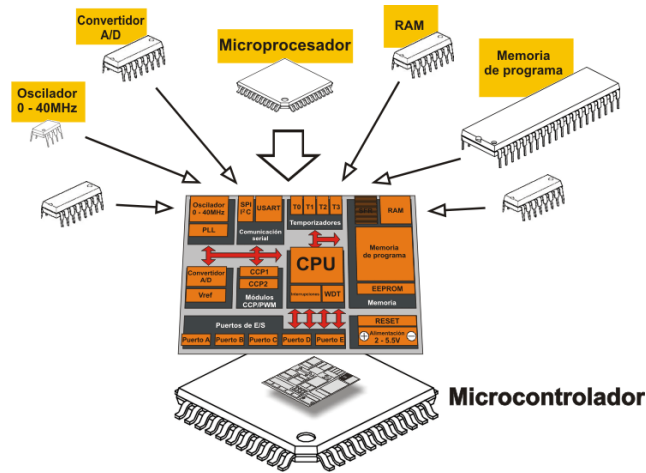


Figura 29. Arquitectura de un microprocesador

Fuente: <http://goo.gl/M7VPBJ>

- Procesador o CPU (Unidad Central de Proceso).
- Memoria RAM.
- Memoria ROM/ EPROM/ EEPROM/ FLASH.
- Líneas de E/S para comunicarse con el ambiente.
- Módulos para el control de las E/S, Temporizadores, Puertos Serie y paralelo, ADC, CAD, etc.)
- Generador de impulsos de reloj.

Hoy en día existen muchas marcas y modelos de controladoras de vuelo, que facilitan al máximo el desarrollo de nuevas tecnologías, a continuación se mencionaran las más comerciales y mejor desarrolladas.

A) NAZA

El controlador de vuelo NAZA, ver figura 30, es desarrollado por la empresa DJI, una compañía que desarrolla drones comerciales usados principalmente para tomas fotografías, cines, etc.



Figura 30. Componentes del DJI NAZA

Fuente: <https://www.dji.com/naza-m-v2>

Además, DJI ofrece su solución de drones industriales o para el uso de agricultura, en la figura se ve un Drone DJI, modelo Inspire sobrevolando un campo de maíz.



Figura 31. Drone cuadricoptero volando sobre campo de maíz

DJI Inspire en campo

Fuente: <https://www.dji.com/naza-m-v2>

El NAZA soporta hasta 9 configuraciones diferentes para programar al drone, ver figura 32.

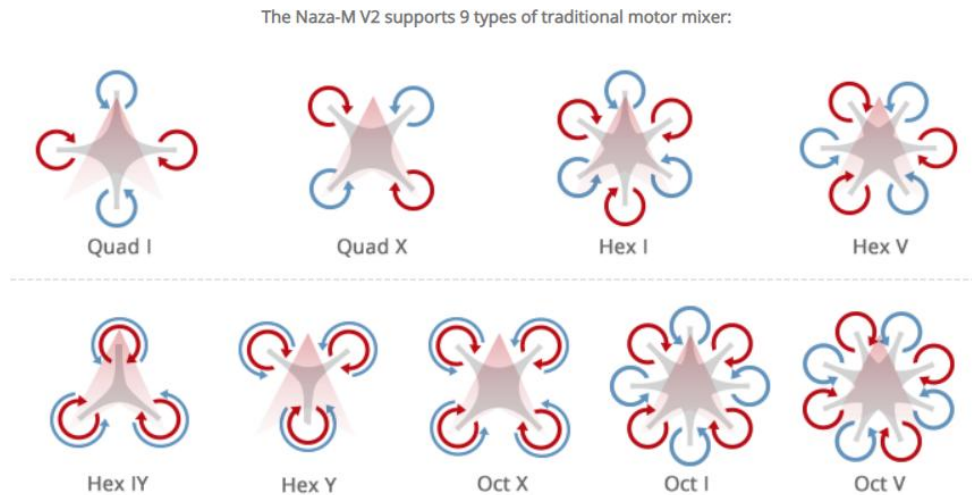


Figura 32. Configuración con el DJI NAZA

Fuente: <https://www.dji.com/naza-m-v2>

Además, DJI (2018) indica que "se cuenta con una plataforma gratuita de estación de tierra, software de asistencia por medio de un teléfono inteligente" (p. 21). Además de estas características, la controladora de vuelo DJI NAZA también posee lo siguiente:

- Mejora del modo de prueba de fallas.
- Dos (02) niveles de voltaje para protección.
- Mejora en ellos algoritmos de estabilización.
- Múltiples modos de vuelo.
- Soporta una nueva tecnología de On Screen Display (OSD) que permite visualizar la información recopilada por el drone en las gafas o en la estación de tierra.
- Control de estabilización para un GIMBAL.

B) PIXHAWK

Pixhawk es una controladora de vuelo, ver figura 33, independiente de hardware abierto, es decir cualquier persona puede modificar o realizar su propia controladora de con la información suministrada por PIXHAWK. Está orientada para brindar una confiabilidad, alta calidad y a bajo costo, diseñado principalmente para el ámbito académico, hobby y comunidades desarrolladoras (Pixhawk, 2018, p.8).



Figura 33. Controladora de Vuelo Pixhawk 4

Fuente: <http://pixhawk.org/>

Las principales características de esta controladora de vuelo son las siguientes:

- Procesador principal STM32F765
- Sensores en mismo controlador, Acelerómetro/ Giroscopio ICM-20689 / BMI055, Magnetómetro IST8310, Barómetro MS5611, GPS ublox Neo-M8N.
- 8-16 PWM outputs (8 from IO, 8 from FMU)
- 3 dedicated PWM/Capture inputs on FMU
- Dedicated R/C input for CPPM
- Dedicated R/C input for Spektrum / DSM and S.Bus with analog / PWM RSSI input
- Dedicated S.Bus servo output

- 5 general purpose serial ports
- Operating temperature: -40 ~ 85°C

C) ARDUPILOT

ArduPilot es un piloto automático totalmente programable que requiere un módulo GPS (también disponible) y sensores para el funcionamiento de un vehículo aéreo no tripulado (UAV). El piloto automático se encarga de la estabilización y la navegación, se elimina la necesidad de un sistema de estabilización por separado. También se puede utilizar en modo "fly-by-wire" significa que puede estabilizar un avión al volar manualmente bajo el control de RC, por lo que es más fácil y más seguro para volar.



Figura 34. Controladora de Vuelo Ardupilot

Fuente: <http://ardupilot.org/>

El hardware y software son de código abierto. La tarjeta viene con todos los componentes de montaje superficial ya soldados, pero requiere que el usuario suelde los conectores. El firmware de RC ya está cargado, pero el software de piloto automático se debe descargar y se carga por el usuario.

Las principales características se muestran a continuación:

- Microcontroladores ATMEGA2560 y ATMEGA32U-2 para procesar y brindar conexión USB.
- Modulo GPS Neo-6M.
- Sensor brújula con comunicación I2C.
- Sensor barométrico MS5611-01BA03.
- Giroscopio y acelerómetro de 3 ejes modelo MPU-6000.
- Controlador de energía eléctrica RC150.
- Sistema de telemetría a 915MHz. Se incluye emisor y receptor de datos carga por el usuario.

Fuente de Energía

A) Baterías de Iones de Litio (Li-ION)

Sánchez (2010) considera que "la batería de iones de litio, también denominada batería Li-ION, es un dispositivo diseñado para almacenamiento de energía eléctrica que emplea como electrolito, una sal de litio que procura los iones necesarios para la reacción electroquímica reversible que tiene lugar entre el cátodo y el ánodo" (p. 34).

Las propiedades de las baterías de Li-ION, como la ligereza de sus componentes, su elevada capacidad energética y resistencia a la descarga, junto con el poco efecto memoria que sufren o su capacidad para funcionar con un elevado número de ciclos de regeneración, han permitido el diseño de acumuladores livianos, de pequeño tamaño y variadas formas, como la presentación en pequeñas celdas mostrada en la figura 2.19, con un alto rendimiento, especialmente adaptados a las aplicaciones de la industria electrónica de gran consumo. Desde la primera comercialización de un acumulador basado en la tecnología Li-ION a principios de los años 1990, su uso se ha popularizado en aparatos como teléfonos móviles, agendas electrónicas, ordenadores portátiles y lectores de música (Mayoral, 2016, p.4).

Sin embargo, su rápida degradación y sensibilidad a las elevadas temperaturas, que pueden resultar en su destrucción por inflamación o incluso explosión, requieren en su configuración como producto de consumo, la inclusión de dispositivos adicionales de seguridad, resultando en un coste superior que ha limitado la extensión de su uso a otras aplicaciones.



Figura 35. Celdas de Li-ION de 2300 mAh

Fuente: <https://goo.gl/UofyQe>

B) Batería de Polímero de litio (Li-Po)

Son una variación de las baterías de iones de litio (Li-ION). Sus características son muy similares, pero permiten una mayor densidad de energía, así como una tasa de descarga bastante superior. Estas baterías tienen un tamaño más reducido respecto a las de otros componentes de similares características.

Cada celda tiene un voltaje nominal de 3,7 V, voltaje máximo 4,2 y mínimo 3,0. Este último debe respetarse rigurosamente ya que la pila se daña irreparablemente a voltajes menores a 3 voltios.

Se suele establecer la siguiente nomenclatura XSYP que significa X celdas en serie, e Y en paralelo. Por ejemplo, una configuración en “3S2P” son 2 baterías en paralelo, donde cada una tiene 3 celdas o células. Esta configuración se consigue conectando ambas baterías con un cable paralelo.

Así mismo, estas baterías cuentan con una nomenclatura adicional “C” la cual es una constante de capacidad, la cual puede indicar la tasa de descarga máxima o su tasa de carga máxima, para obtener este valor basta con multiplicar el parámetro “C” por la capacidad de almacenamiento de la batería.

Ventajas adicionales a las baterías de Li-ION:

- Mayor densidad de carga, por tanto, tamaño reducido.
- Buena tasa de descarga, bastante superior a las de iones de litio. A continuación, en la figura 2.20 se puede apreciar una batería LiPo comercial.



Figura 36. Batería de Litio

Fuente: <https://goo.gl/nZkZpe>

Enlaces de comunicación

A) Radio Control

El radio control, ver figura 37, es un elemento fundamental de los drones, ya que estos nos permiten interactuar en tiempo real con el drone, a pesar de que este se encuentre en medio de una misión. Asimismo, este dispositivo nos permite iniciar el vuelo, realizar un aterrizaje forzado, entre otras actividades pre-programadas.



Figura 37. Radio control FlySky de 6 Canales

Fuente: Elaboracion Propia

Este dispositivo se puede considerar como parte de la estación de control en tierra.

B) Estación de Control en Tierra

La estación de control en tierra o más conocido como ground control station (GCS) que se puede apreciar en la figura 38, está formada por un conjunto de equipos y sistemas que asumen las tareas de planificación y control de la misión (control de vuelo, control de la carga útil), distribución o diseminado de la información a usuarios exteriores o finales, comunicaciones con la torre de control asignada.



Figura 38. Estación de control

Fuente: <https://goo.gl/wGSNMN>

La estación de tierra incluye sistemas de comunicaciones y enlaces de datos necesarios para acceder a la plataforma y a los sistemas embarcados. Estos controles son necesarios para, al menos, definir y supervisar la misión. El GCS consta del equipo físico y de los medios humanos que dirigen y controlan la misión desde la estación base. Puede estar situada en tierra, mar o aire y puede estar en un emplazamiento fijo o en una unidad móvil (Flightech, 2016, p.1)

Telemetría

"Este componente permite al drone comunicarse con la CGS utilizando el protocolo MAVLink. Lo cual permite ver los datos sobre velocidad, posición, modo en tiempo real, además de poder modificar la misión que está llevando a cabo el drone" (Mackay, 2016, p.1).



Figura 39. Módulo emisor y módulo receptor de telemetría

Fuente: <https://goo.gl/dGYXwB>

Software de geolocalización

Actualmente existen diversas comunidades en línea que trabajan activamente para desarrollar alternativas de código abierto (open-source) y gratuitas para el desarrollo de firmware y software con el objetivo de controlar UAVs de todo tipo: multi-rotores, helicópteros, aviones, entre

otros. Además de proveer los códigos que se utilizan, se diseñan controladores específicos para este tipo de proyectos, los cuales integran diversos módulos (IMU, I/O, compás, entre otros). Dichos controladores, o más comúnmente 12 denominados autopilots, son posibles de adquirir a precios que varían dependiendo del fabricante. En esta sección se muestran algunas de las comunidades más prominentes en lo que respecta a drones (Gurdan, 2014, p.2).

Software Mission Planner

Parra (2016) explica que “debido a que puede ser utilizado en toda la familia de Sistema Operativos (SO) Windows, es el sistema GCS comercial más famoso y utilizado en ordenadores personales. Posee gran robustez y eficiencia, dotando al usuario de gran libertad en la comunicación con el UAV” (p. 72).

Este programa se caracteriza por poseer un manual detallado en línea, además de opciones de configuración avanzadas de alto nivel como path-planning. Por otro lado, permite la modificación de parámetros internos de bajo nivel, como las constantes de los controladores, de manera sencilla (Hamish, 2016, p.1).

Puede apreciarse, a modo de ejemplo, una captura de pantalla de su ventana principal en la Figura 40.



Figura 40. Ventana principal del GCS Mission Planner

Fuente: <https://goo.gl/1qR5es>

Open Pilot

La comunidad OpenPilot nació a fines del 2009 y actualmente ha desarrollado software (ver figura 41) y firmware capaces de volar multi-cópteros y aviones, con avances en navegación automática por GPS. Sin embargo, la mayoría del Hardware no se encuentra disponible comercialmente para el público ya que las pruebas no han sido completadas en su totalidad.

El sitio de la comunidad aloja foros de discusión y permite la participación activa en el desarrollo de los algoritmos. Por otro lado, la tienda ofrece la adquisición de algunos productos como el kit de hardware por USD\$200 que incluye controlador, GPS, telemetría de 433MHz y antenas, pero sin posibilidad de adquirir el resto del equipamiento físico como frame, motores y ESCs, entre otros.



Figura 41. Ventana principal del GCS OpenPilot

Fuente: <https://goo.gl/VcxuYU>

AeroQuad

Las naves diseñadas por AeroQuad, figura 42, están basadas en procesadores Arduino (con procesadores ATmega2560), los cuales son muy populares debido a su bajo costo, aunque algunos controladores contemplan procesadores STM32. El software asociado, AeroQuad Flight Software, está diseñado para soportar ambos tipos de procesadores. Aunque no presenta un manual formal, existen guías que ayudan a la configuración y calibración de las naves. El firmware y software están enfocados en multi-copteros, desde 3 hasta 8 hélices.



Figura 42: Ventana principal del GCS AeroQuad

Fuente: <https://goo.gl/L78bV4>

MultiWiiCopter

Este proyecto se inició con la idea de utilizar los sensores sensores utilizados por los mandos de la consola Nintendo Wii, específicamente el WiiMotionPlus y el Nunchuk, los cuales poseen acelerómetros y giroscopios. Estos sensores se utilizan en conjunto con chips arduino o similares. Si bien el desarrollo de software (figura 43) no ha sido del mismo nivel que otras alternativas, sí posee interfaces gráficas programadas en lenguaje Java que permiten configurar parámetros internos y visualizar opciones.

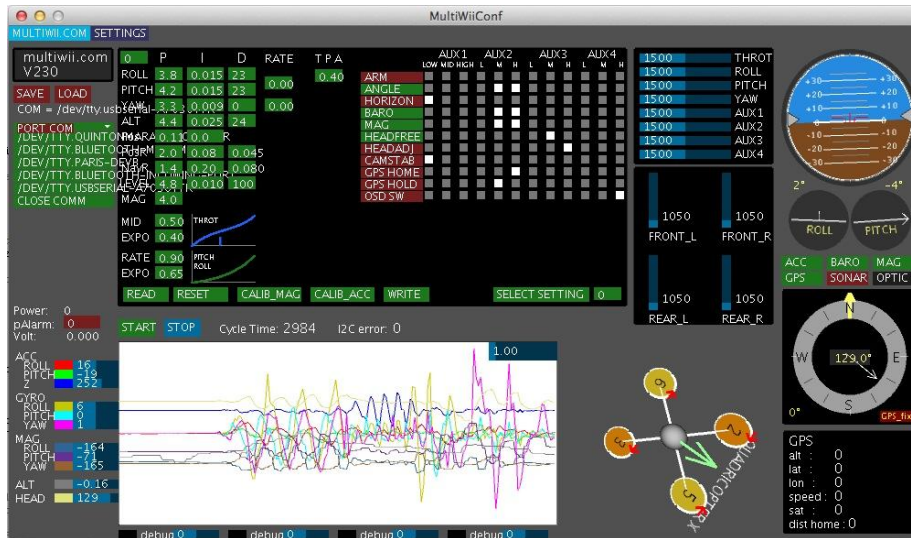


Figura 43. Ventana principal del Gcs MultiWiiCopter

Fuente: <https://goo.gl/dTiqQZ>

Siembra de palma aceitera

La palma africana, ver figura 44, es originaria del golfo de Guinea (África occidental) y se encuentra en territorios ubicados en los 15° de latitud norte y sur. Es un cultivo que tarda entre 2 y 3 años en empezar a producir frutos y dentro de los cultivos de semillas oleaginosas, es el que produce mayor cantidad de aceite por hectárea.



Figura 44. Cosecha de Palma aceitera

Fuente: <https://goo.gl/xNZQ4n>

“Con un contenido del 50% en el fruto, puede rendir de 3000 a 5000 kg de aceite de pulpa por hectárea, además de 600 a 1000 kg de aceite de palmise (almendra del fruto)” (Minagri, 2014, p.3).

Usos de la palma aceitera

La palma de aceite es importante ya que esta genera gran variedad de productos que son utilizados en la alimentación y en la industria. Tanto el aceite como la pulpa son utilizados para producir margarina, manteca, aceite de mesa, aceite de cocina y jabones (Cenipalma, 2016, p.6).

En la figura 45 se muestra los diversos usos de la palma de aceite, tales como: jabones, shampoo, cereales, insumos para golosinas, etc.



Figura 45. Usos de la palma de aceite

Fuente: <https://goo.gl/tCKdYd>

Requerimiento Edafoclimáticos

A) Clima

La palma africana es una planta propia de la región tropical calurosa, por ello se ubica en aquellas zonas que presentan temperaturas medias mensuales que oscilan entre 26 °C y 28 °C, siempre que las mínimas mensuales no sean inferiores a 21 °C.

En cuanto a las precipitaciones, las condiciones favorables para esta especie están determinadas por la cantidad y distribución de las lluvias, que presentan rangos oscilantes entre 1800 mm y 2300 mm al año. Sin embargo, se puede presentar el caso de regiones con precipitaciones superiores a los 2300 mm, pero con largas épocas de sequía, razón por la cual los rendimientos no se corresponden con el régimen hídrico de la zona. A pesar de ello, se estima que una disponibilidad de 125 mm al mes es suficiente para lograr las máximas producciones, lo que indicaría, que zonas con 1500 mm de lluvia al año, regularmente distribuidas, son deseables para el cultivo de la palma africana.

En relación a la luz, la palma africana se identifica como planta heliófila, por sus altos requerimientos de luz. Para lograr altas producciones se requieren 1500 horas de luz al año, aproximadamente, siendo importante la distribución de las mismas. Por ello, las zonas que presentan valores medios mensuales superiores a las 125 horas de luz, se consideran adecuadas para el cultivo de esta planta (InfoAgro, 2010, P.19)

B) Suelo

El grado de rusticidad de la palma africana, permite su adaptación a una amplia gama de condiciones agroecológicas con diversidad de suelos, en la figura 46 se muestra el mapa de producción de la palma, dentro del marco ambiental del trópico húmedo.

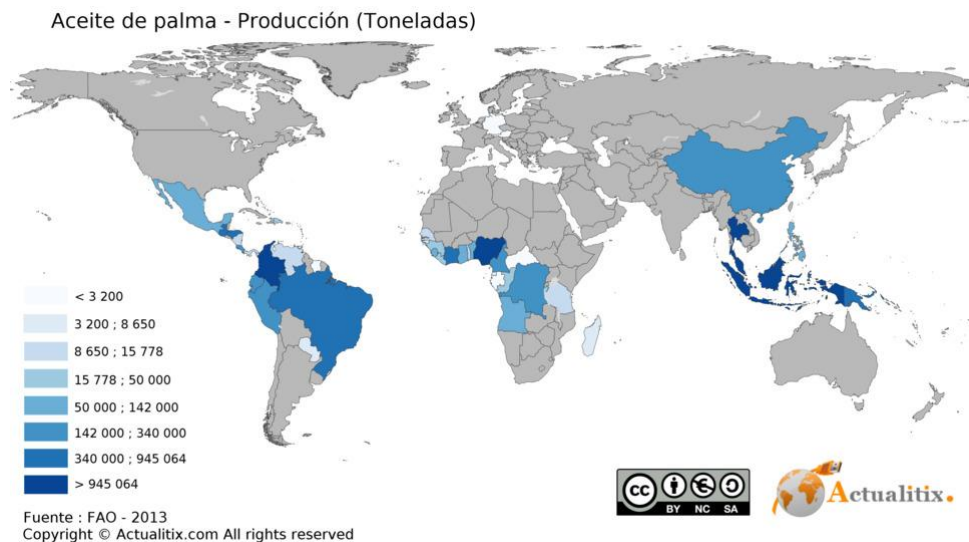


Figura 46. Mapa de producción de palma aceitera

Fuente: <https://goo.gl/Y93QJS>

Tolera suelos moderadamente ácidos (5,5-6,5), aunque éstos en general presentan deficiencias de elementos nutritivos tales como nitrógeno, fósforo, potasio, magnesio y boro, que obligan a un manejo adecuado de la fertilización e imponen la aplicación de enmiendas. Cuando hay una alta acidez en el subsuelo se limita la profundización de las raíces y ocasiona susceptibilidad en las plantas a períodos prolongados de déficit hídrico.

Los suelos óptimos son los de textura franco-arcillosa. En los suelos ligeros, de textura arenosa a franco-arenosa, se presentan problemas de lavado y lixiviación de nutrientes, por lo que su consistencia es insuficiente para el soporte de la planta. Los suelos pesados, de textura arcillosa, presentan limitaciones para su manejo, por la dificultad para drenarlos y por la facilidad con la que se compactan (InfoAgro, 2010, p.25).

Particularidades de la siembra

La siembra de palma aceitera (ver figura 47), es una de las labores más importantes en el desarrollo de la vida productiva de una plantación, debido a que la permanencia del cultivo en el campo va a ser de muchos años.

Existen un conjunto de labores previas a la siembra que son determinantes para garantizar el éxito de esta y cuyos resultados influyen posteriormente en la obtención de las producciones esperadas. Algunas de estas labores son el acondicionamiento de los suelos, trazado y construcción de drenajes y vialidad interna, trazado de plantación o demarcación de parcelas y establecimiento de cultivos de cobertura.

La época de siembra adecuada para garantizar el cultivo es a inicios del período de lluvias, cuando se disponga en el suelo de suficiente humedad, para garantizar un buen desarrollo del sistema radical.

Por otra parte, los distanciamientos de siembra más usados son de 9 x 9 m entre plantas, al tresbolillo y 7,8 m entre hileras, proporcionándonos una densidad de siembra de 143 plantas · ha⁻¹, o bien distanciamientos de 8,5 x 8,5 m entre plantas en el mismo sistema y 7,36 m entre hileras, con el que se obtienen 160 plantas por hectárea. La orientación de las hileras de palmas debe ser Norte-Sur (InfoAgro, 2009, p.59).



Figura 47. Siembra de palma aceitera

Fuente: <https://goo.gl/Y93QJS>

CAPÍTULO 3: DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL DRONE HEXACÓPTERO

3.1 Condiciones iniciales

El presente capítulo tuvo como finalidad describir el diseño y la implementación del drone hexacóptero de tal manera que este cumplió de manera exitosa las actividades presentadas dentro de los objetivos de la siguiente tesis, para lo cual contó con las siguientes características funcionales:

- El drone hexacóptero debió trabajar en un rango de temperatura de 20 a 45°C.
- El drone hexacóptero debió tener una resistencia a vientos que pueden oscilar entre los 3 y 10 km/h.
- El drone hexacóptero cargado de cápsulas señalizadoras debió tener una autonomía de vuelo que va de 21 minutos dependiendo de las condiciones climatológicas.
- El drone hexacóptero tuvo una ruta programada del terreno antes de iniciar el vuelo la cual sirve para señalar 143 puntos de siembra en un área de 1 Ha en la cual sobrevoló a una altura de 15 mts.
- El drone hexacóptero tuvo cobertura de vuelo de un radio de 1 kilómetro sin obstrucción para la recepción de datos en tiempo real.
- La distancia entre puntos señalizados de siembra fue de 9 metros y tuvo un margen de error de 0.5 metros.

3.2 Diseño Mecánico

En esta sección se explica cuáles fueron las consideraciones que se tomaron para el diseño del drone hexacóptero usadas para la presente tesis.

El diseño mecánico se dividió en etapas:

- a) Selección de los motores.
- b) Selección de las hélices.
- c) Diseño del armazón o frame.

- d) Diseño del dron.
- e) Diseño del sistema de eyección.

Selección de los motores.

Para encontrar el motor que permita levantar el dron junto con el sistema de eyección y la carga sin complicaciones además de no calentarse durante el tiempo la misión, se utilizó un factor de seguridad empuje/levante de 2.0 al 75% de la potencia máxima de los motores, lo que inicialmente tenía como finalidad permitir que el dron levante con facilidad su peso en condiciones de carga completa y a su vez permitió que se mantenga en vuelo en caso falle uno de los motores.

Los cálculos fueron los siguientes:

Peso total estimado del dron (incluida tolva con carga completa y baterías) = 16.20 kg,

Relación de empuje peso (factor de seguridad) = 2.0

Peso total estimado que el dron debería poder levantar (Relación Empuje / Peso)

= $16.20 \times 2 = 32.40$ kg,

Empuje combinado de motores para vuelo estacionario:

Empuje combinado de los motores al 75% de potencia = 32.40 kg,

Empuje combinado de los motores al 100% de potencia = 43.20 kg

Empuje necesario por cada motor = $43.2/6 = 7.2$ kg.

Por lo anteriormente expuesto el peso estimado del dron con carga es de 18.40kg; sin embargo, se aplicó un factor de seguridad, siendo así que al 100% de potencia cada motor en condiciones ideales (sin hélices y ningún tipo de resistencia) pudo llegar hasta los 8.18kg. Una vez conocido el valor de levante mínimo, se pudo hacer la elección del motor que se encuentre en el mercado bajo los criterios de, costo, tamaño, hélices requeridas por diseño y corriente de consumo. A continuación, una tabla

comparativanúmero 5, explica por qué el motor de la marca Sunny Sky fué el elegido.

Tabla 5. Tabla comparativa de motores

Sunny Sky X6212S KV180						
Proppellers / Hélices (inch)	Voltaje de Consumo (V)	Corriente de consumo (A)	Thrust / levante (grms)	Watts (W)	Efficiency (g/W)	Temperatura al 100% de potencia (°C)
22*6.6	44.4	30.6-34.8	7000-7500	1359 - 1545	5.15-4.85	100°
T-MOTOR U11 KV90_U						
Proppellers / Hélices (inch)	Voltaje de Consumo (V)	Corriente de consumo (A)	Thrust / levante (grms)	Watts (W)	Efficiency (g/W)	Temperatura al 100% de potencia (°C)
26*8.5CF	48	21.4	7375	1027.2	7.18	50
Emax BL5335						
Proppellers / Hélices (inch)	Voltaje de Consumo (V)	Corriente de consumo (A)	Thrust / levante (grms)	Watts (W)	Efficiency (g/W)	Temperatura al 100% de potencia (°C)
22*12	42		8.3			50

Fuente: Elaboración propia

Se eligió el modelo Sunny Sky por contar con la menor dimensión de hélices requeridas por el fabricante lo que hace que las dimensiones del frame sean menores y por ende su costo también, además de ser el motor que tiene el menor costo del mercado.

Selección de las hélices

Este parámetro se basa en la longitud e inclinación de la hélice, en la ficha técnica del motor se indica las hélices necesarias para su correcto funcionamiento, para la tesis se usaron las hélices de 22 pulgadas por 6.6 pasos de inclinación de la marca T-Motor, básicamente por ser de fibra de carbono lo que garantiza buen balance y resistencia a calentarse. En la figura 48 se muestran unas hélices de menor tamaño, pero con características similares que se adquirieron para el prototipo del drone.



Figura 48. Hélices para prototipo

Fuente: Elaboración propia

Diseño del armazón o frame

Teniendo las características de los motores y el tamaño de las hélices se pudo hacer el cálculo del frame o armazón, debido al tamaño de las hélices a usar el drone debería de ser mínimo de 126 cm de extremo a extremo, a continuación en la figura 49, podemos ver un boceto del drone, tomando en cuenta las dimensiones más importantes y seguidamente un cuadro con las mismas dimensiones.

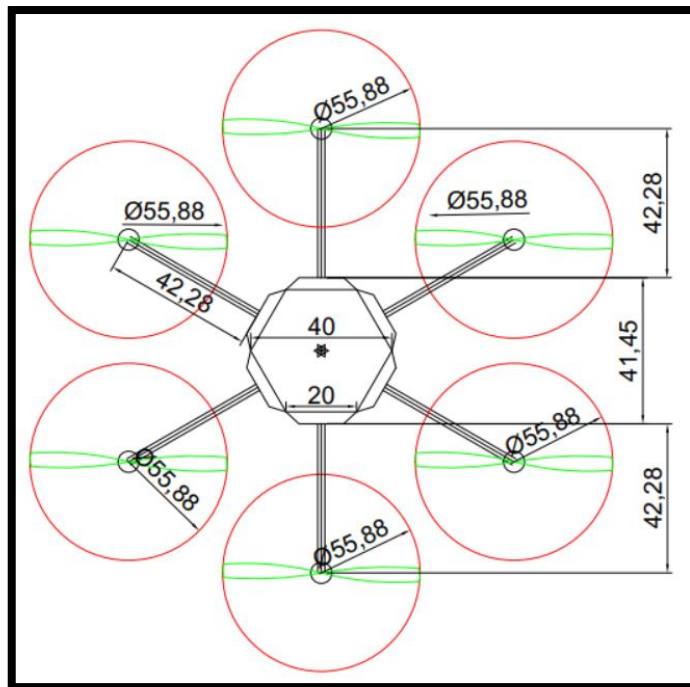


Figura 49. Dimensiones del drone.

Fuente: Elaboración propia

En la tabla 6 se muestra las dimensiones del drone hexacóptero que se consideraron para el diseño, en base a frame, hélices y el tamaño de la base.

Tabla 6. Dimensiones de drone hexacóptero

	Drone de tesis	Unidad
Tamaño del frame	1.26	m
Tamaño de las hélices	55.88	cm
Longitud de eje central de base	40	cm

Fuente: Elaboración propia

Diseño del armazón del drone Teórico

Se tienen diferentes tipos de modelos para drones hexacóptero, para la presente tesis, se ha eligió diseñar un drone que permita la completa operatividad de todos sus componentes. Las características básicas que se tomaron en cuenta para la elección del armazón fue resistir el peso del drone, incluyendo el sistema de eyección, la tolva con carga y tener una autonomía que le permita señalar toda una hectárea, a continuación, la tabla 7 muestra los pesos estimados del drone con diferentes variables.

Tabla 7. Tabla de parámetros iniciales para la operatividad del drone

	Drone de tesis	Unidad
Peso de drone sin sistema de eyección	11.10	Kilogramos
Peso del drone con sistema de eyección	14.70	Kilogramos
Peso del drone con tolva llena	16.27	Kilogramos
Tamaño del frame	1.26	Metros
Tiempo de autonomía	22	Minutos

Fuente: Elaboración propia

Selección del material del armazón o frame

A continuación, podemos ver en la tabla 8 la comparación entre 3 materiales con los que se pudo haber fabricado el drone hexacóptero, nylon, fibra de vidrio o fibra de carbono:

Tabla 8. Tabla comparativa de materiales

	Nylon	Fibra de Vidrio	Fibra de Carbono
Resistencia mecánica	<input checked="" type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>
Dureza	<input checked="" type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>
Rigidez	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Buena Tenacidad	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Resistente al desgaste	<input checked="" type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>
Facil Impresión 3D	<input checked="" type="checkbox"/>		<input checked="" type="checkbox"/>
Resistencia a altas temperaturas		<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Resistente a la corrosión		<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
Asislante		<input checked="" type="checkbox"/>	

Fuente: Elaboración propia

El material elegido para la elaboración de la presente tesis fue la fibra de carbono, puesto que su baja densidad, alta dureza y resistencia a golpes lo hicieron el material ideal para diseñar un drone que satisfaga los objetivos de la tesis.

Diseño del drone

El armazón de un hexacóptero consistió en 6 brazos alargados en cuyos extremos se encontraban los motores y hélices, hacia el centro se encontraba la base, la cual contuvo el resto de los equipos que permitieron el funcionamiento del drone, como el controlador, baterías, variadores, módulo GPS, módulo de telemetría entre otros. Todo lo anteriormente mencionado se encontraba sobre el tren de aterrizaje el cual soportó el peso del drone y para este caso en específico, también sirvió como soporte para sujetar el sistema de eyección. A continuación en la figura 50, podemos ver un boceto del drone.



Figura 50. Diseño del drone hexacóptero en el software “Solid Works”

Fuente: Elaboración propia

Seguidamente vamos a describir el diseño de cada una de las partes mecánicas que comprendió el drone y sus diseños respectivos, los cuales se dividieron en:

- a) Base central
- b) Conector de base a brazo
- c) Soporte de motor
- d) Tren de aterrizaje

Base central

La base central, como indica su nombre fue el soporte al que van las alas del drone, los módulos auxiliares y el tren de aterrizaje. Además de servir como placa que permitió que se suelden los variadores de velocidad que dan control a los motores, el regulador de voltaje al que iban conectadas a la fuente y las salidas para energizar los módulos auxiliares.

Conector de base a brazo

Esta pieza tuvo como función, permitir la conexión de los brazos del drone con la base central, a su vez permitió el paso de los cables eléctricos de los motores y variadores.

En la figura 51 se muestra el diseño de dicho conector realizado en el programa Solid Works.

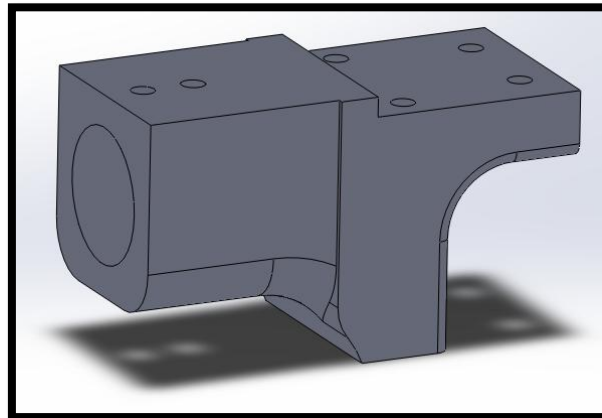


Figura 51. Conector de base a brazo

Fuente: Elaboración propia

Soporte de motor

Esta pieza tuvo como finalidad establecer la conexión del brazo con los motores, a su vez también sirvió de soporte para los motores y tiene los agujeros necesarios para el paso de los cables eléctricos. En la figura 52, podemos observar el diseño de esta pieza en el programa Solid Works.

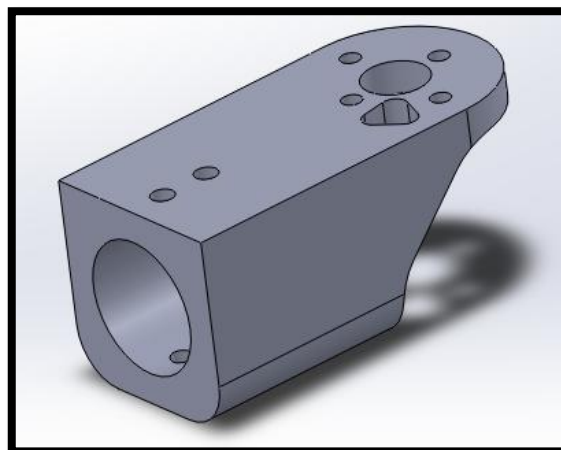


Figura 52. Soporte de motor

Fuente: Elaboración propia

Tren de aterrizaje

Esta pieza tuvo como finalidad ser el soporte de la estructura completa del drone, pues sirve como estructura de anclaje al sistema de eyección, como estructura de aterrizaje del drone y como pieza que une el drone con todo el sistema de eyección. A continuación, en la figura 53, podemos ver una imagen del diseño de esta pieza en el programa Solid Works.



Figura 53. Tren de aterrizaje

Fuente: Elaboración propia

Diseño del sistema de eyección parte mecánica

Las características básicas que debió tener el sistema de eyección fueron las siguientes:

- Debió poder almacenar las 143 cápsulas señalizadoras.
- Debió permitir que el diseño no genere sobre esfuerzos en los motores; es decir, debe de repartir su peso de manera uniforme.
- El sistema mecánico debía eyectar 1 cápsula a la vez y esta se debía activar solo cuando se encuentre sobre un punto de marca establecido por medio de GPS.
- Todo el sistema de eyección debía de ser desmontable para que su transporte sea sencillo.

- Las piezas diseñadas para el prototipo debían poder ser impresas en la impresora 3D Creator Pro: cuya base de impresión es de 225x145x150mm.

Para la elaboración del sistema de eyección se realizaron diferentes modelos, en adelante se presenta el diseño final elegido. Después de varios bocetos y catalogación de partes el sistema de eyección comprendió las siguientes partes:

- a) Base Principal
- b) Tolva
- c) Sistema de accionamiento
- d) Paredes de empuje
- e) Eje de rotación
- f) Sistema de soporte y anclaje al tren de aterrizaje

A continuación, se explica el diseño e implementación de cada una:

La base principal: Esta base permitió que la cápsula eyectada de la tolva sea empujada por un agujero por medio de las paletas giratorias. La cápsula eyectada se deslizó por una rampa la cual permite que la capsula cayese por el centro del drone, asegurando así una precisión con un margen de error mínimo con referencia a las coordenadas del GPS.

En la figura 54 se presenta el diseño de la tolva básico, el cual fue dividido en 14 secciones, en 1 de ellas se encuentra el agujero de descarga de la cápsula.

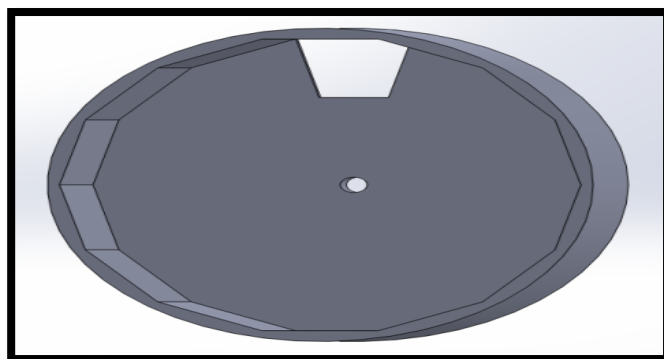


Figura 54. Diseño inicial de la base

Fuente: Elaboración propia

Se diseñó mediante el programa Solid Works, una simulación del sistema de tolvas sobre la base y arrojó que el tamaño inicial de la base no era el correcto, esto debido a que las tolvas chocaban unas con otras, tal como se muestra en la figura 55, presentada a continuación.

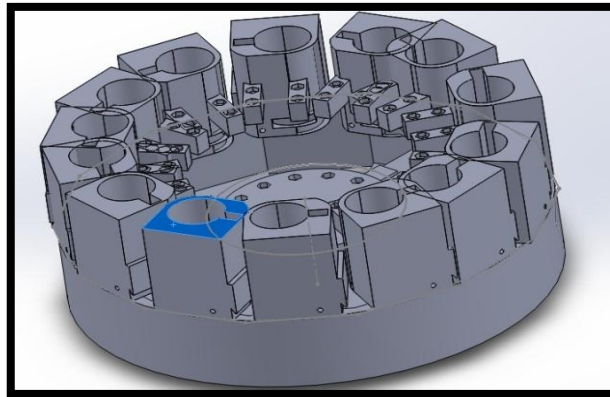


Figura 55. Primera simulación de dimensión de la base

Fuente: Elaboración propia

Se hizo el rediseño de la base permitiendo suficiente espacio para el ingreso de las tolvas, debido a que las tolvas fueron previamente escaladas, la imagen a continuación solo muestra las tolvas capaces de almacenar 2 pelotas por cada una. La figura 56 muestra las tolvas debidamente acomodadas con espacio suficiente para su funcionamiento.

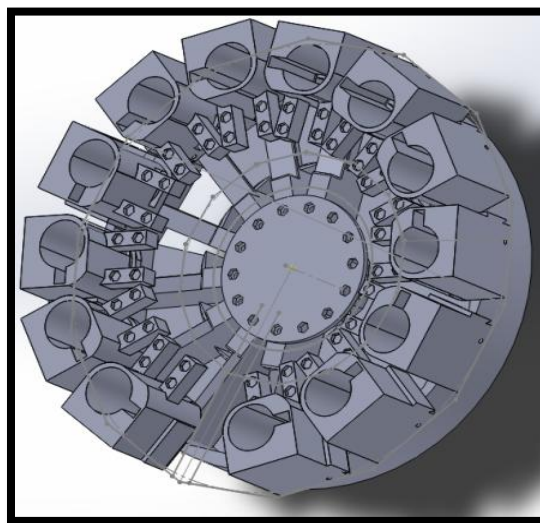


Figura 56. Base de tolvas con dimensionamiento correcto

Fuente: Elaboración propia

Luego de eso y una vez que la simulación arrojaba que el espacio de la base era el necesario, se elaboraron los parantes de acople para 1 poder sujetar la tolva en cada una de las 14 secciones de la base principal, excepto por la sección que contiene el agujero de salida de la cápsula señalizadora, los dichos parantes diseñados se muestran en la figura 57 presentada a continuación.

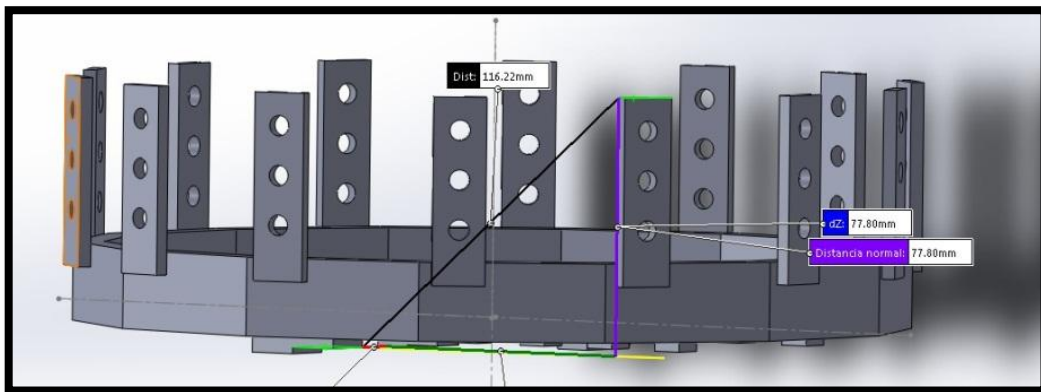


Figura 57. Segunda simulación del sistema de eyección

Fuente: Elaboración propia

Como se puede ver en la figura 58, al momento que se quiso hacer la impresión, se observó que el tamaño de la tolva excedía la capacidad máxima de impresión, por lo que se tuvo que reestructurar la misma y dividirse en 4 partes.



Figura 58. Reestructuración de la base de la base

Fuente: Elaboración propia

Se tuvo que rediseñar la tolva haciendo que esta se dividiera en 4 partes, las cuales se ensamblaban mediante pernos. En la figura 59 se muestra la base principal dividida en 4 secciones, cada una de estas con los soportes y extensiones para poder ser apertada y sujeta a las demás.

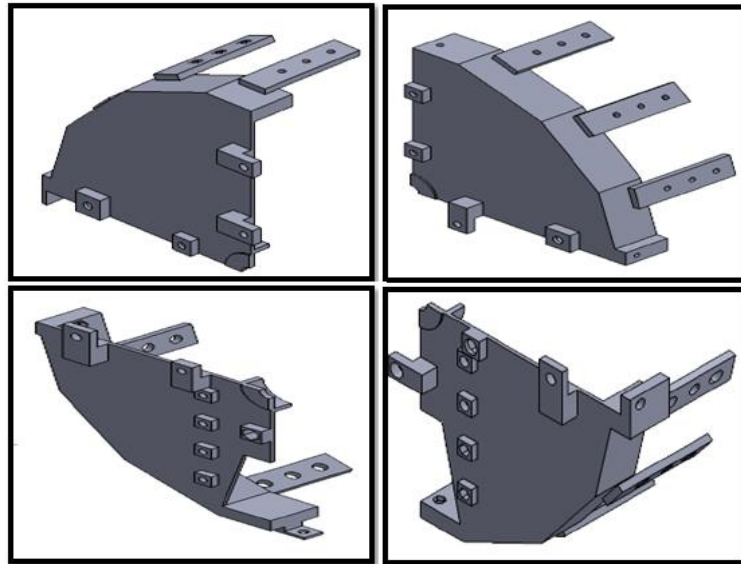


Figura 59. Seccionado de la base principal

Fuente: Elaboración propia

Seguidamente la figura 60 muestra la base principal completamente ensamblada, como se tenía previsto las secciones encajan unas con otras acoplándose mediante pernos.

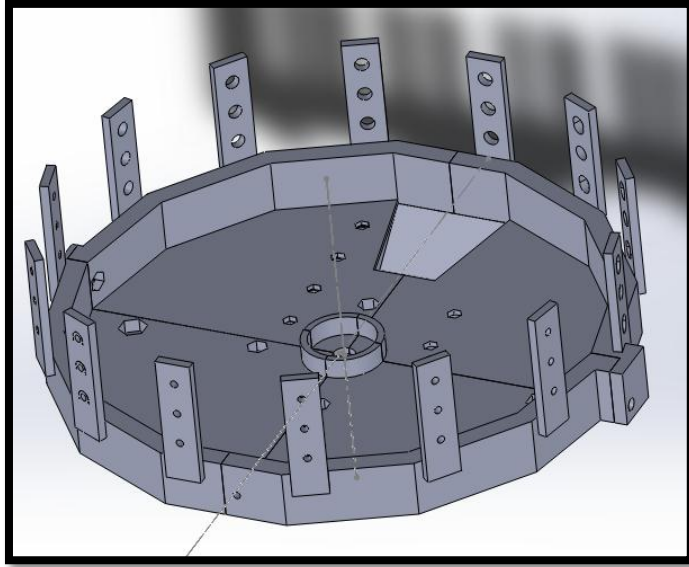


Figura 60. Diseño base armado

Fuente: Elaboración propia

Seguidamente se diseñó la rampa de despliegue, la figura 61 se encuentra líneas abajo y cuya función era hacer que la cápsula caiga de la parte central de la tolva, de esta manera se minimiza el error al señalar.

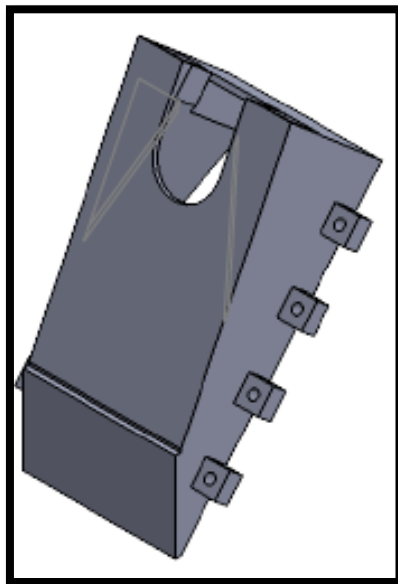


Figura 61. Rampa de despliegue

Fuente: Elaboración propia

Por último, en la figura 62 mostrada a continuación podemos ver la base junto con la rampa de despliegue.

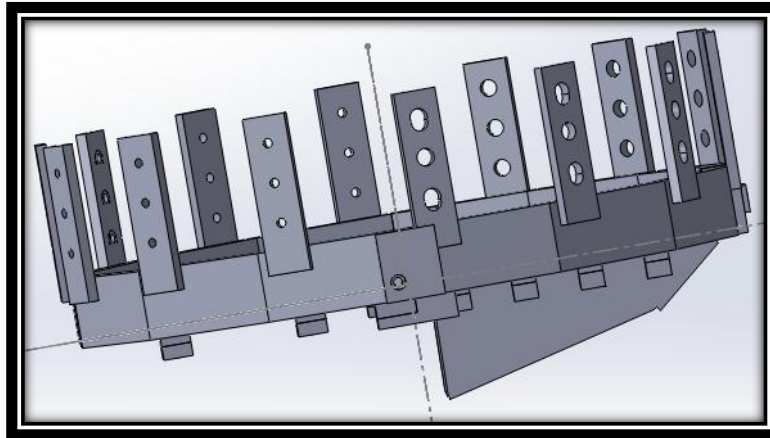


Figura 62. Multirrotor propulsado por un sistema de 6 motores

Fuente: Elaboración propia

La Tolva: En base a las características mencionadas anteriormente, la tolva se diseñó con las siguientes características:

- Podía poder ser retirada con facilidad
- Podía contener las 11 cápsulas por cada tolva
- Su sistema debía permitir la eyección de 1 cápsula a la vez.
- La tolva debía poder interconectarse con la base principal.

A continuación, en la figura 63, se presenta el primer diseño realizado para la tolva. La cual solo muestra el tamaño que se usó para el prototipo el cual es de 2 cápsulas.

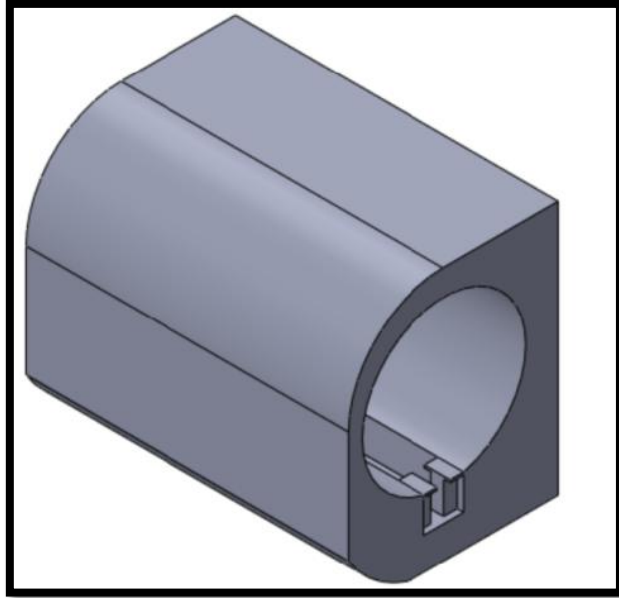


Figura 63. Diseño inicial de la tolva

Fuente: Elaboración propia

Luego de eso se hizo el desarrollo del mecanismo que debía activar mecánicamente la descarga de 1 cápsula, se probaron varios prototipos, el diseño de la figura 64, fue el diseño elegido para implementación.

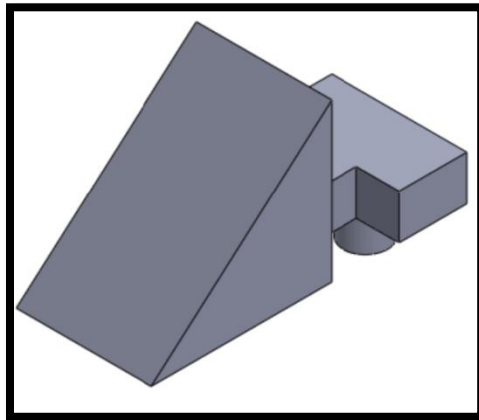


Figura 64. Diseño inicial del actuador para eyección de cápsula señalizadora

Fuente: Elaboración propia

Seguidamente en la figura 65 se presenta el diseño de la tolva final, la cual fue dividida en compartimientos tales que permitía el alojamiento de 11 cápsulas señalizantes, también poseía un sistema de bloqueo

adicional activado por un servo motor, que liberaba las cápsulas para que puedan empezar a eyectarse, este sistema es necesario para evitar que todas las tolvas se activen a la vez, sino una por una hasta vaciarse.

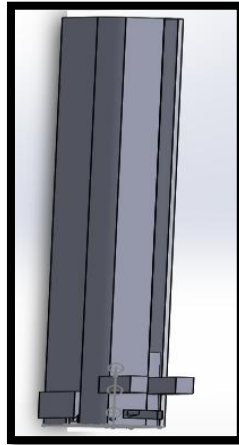


Figura 65. Diseño final de la tolva y el sistema de eyección de cápsulas

Fuente: Elaboración propia

Adicionalmente se explica el funcionamiento que tuvo el sistema de eyección, el que comprende el conjunto de la tolva con el actuador, el cual tiene 2 estados.

El primer estado mostrado en la figura 66 es el de “estado cerrado” porque impide el paso de la cápsula a través de la tolva cuando el actuador se encuentra en posición vertical.

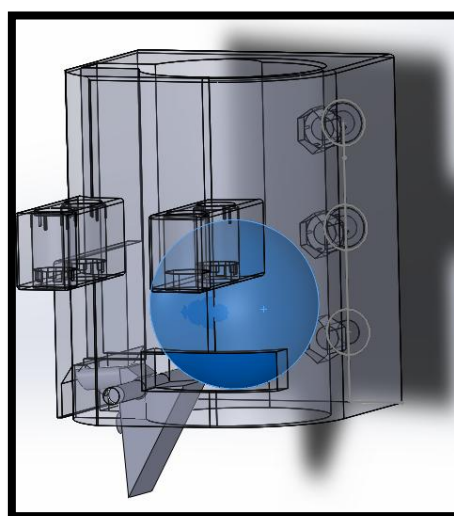


Figura 66. Estado cerrado

Fuente: Elaboración propia

El segundo estado es el “estado abierto” mostrado en la figura 67, porque permite el paso de la cápsula a través de la tolva cuando el actuador se encuentra en posición horizontal.

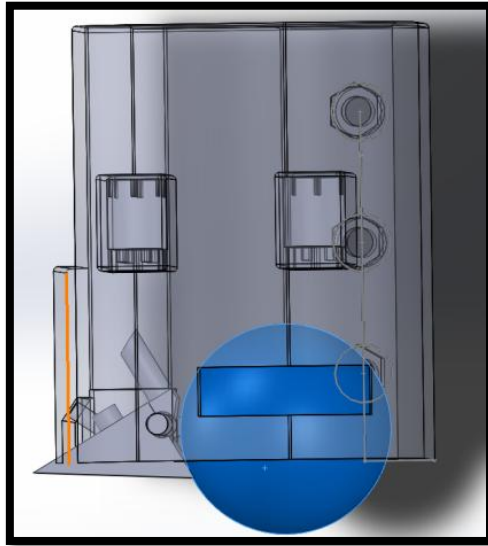


Figura 67. Estado abierto

Fuente: Elaboración propia

Paredes de empuje: Dicha pieza fue la encargada de activar el sistema mecánico de eyección de cápsulas, al pasar por el actuador mecánico, cambiaba los estados de “cerrado” a “abierto”, las consideraciones más importantes para el diseño de esta pieza fueron las siguientes:

- La longitud de esta pared debía permitir encajar todas las tolvas alrededor del eje de rotación.
- Debía tener la altura que permita accionar el sistema de eyección.
- Debía permitir el empuje de las cápsulas sobre la base principal al agujero de eyección de cápsulas.
- Debía permitir el accionamiento del final de carrera que activa el movimiento del eje de rotación.

A continuación, en la figura 68, podemos observar el diseño final que tuvo la pared de empuje.

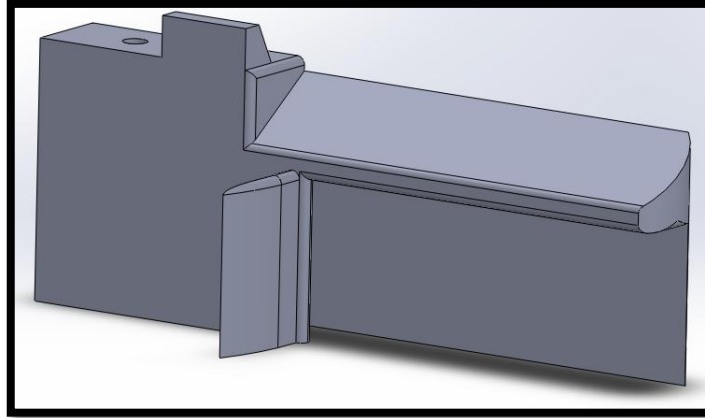


Figura 68. Pared de empuje

Fuente: Elaboración propia

Eje de rotación: es la pieza que tuvo la función de hacer girar las paletas, sus características de diseño fueron las siguientes:

- El eje debió tener un diseño que permita que se una al motor DC que hizo que este gire.
- Debía sujetar de manera firme las paredes de empuje.
- No debía de rozar con la base principal.
- Su centro de masa debía coincidir con el centro del dron.

La figura 69, muestra el diseño final que se obtuvo para esta pieza.

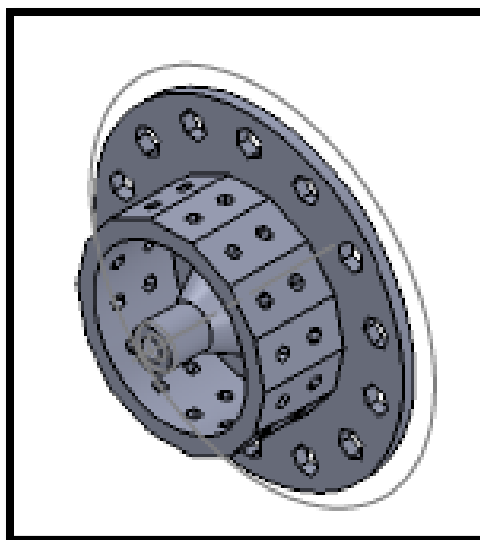


Figura 69. Diseño final del eje de rotación

Fuente: Elaboración propia

3.3 Diseño Eléctrico

En esta sección se explica cuáles fueron las consideraciones tomadas del drone hexacóptero que se usaron para el desarrollo de la presente tesis.

- a) Cálculo de autonomía de vuelo mínima requerida
- b) Selección de la batería

Cálculo de autonomía de vuelo mínima requerida

Se tomó en consideración la elaboración del drone hexacóptero para poder ser equipado con un sistema de eyección de capsulas con el fin de señalar los puntos de sembrío de un área de 1 Ha considerado las condiciones climáticas de su entorno, además de la previsión de sistemas de control de la energía y protección en caso esta baje a niveles peligrosos para el desarrollo de la misión del drone.

Tomando en cuenta el desplazamiento total en metros, la velocidad de desplazamiento del drone, el tiempo de eyección de una cápsula y el tiempo de retorno se pudo calcular el tiempo mínimo de autonomía que requería el diseño.

A continuación, se muestran los cálculos para dos tipos de planes de vuelo diferentes, lógicamente se tomó la opción con menor tiempo de autonomía:

a) Vuelo del drone en desplazamiento vertical:

- Metraje de desplazamiento

Tramos verticales de 6 puntos de señalización de 45m $c/u= 13$

Tramos verticales de 5 puntos de señalización de 36m $c/u= 13$

Tramos de desplazamiento diagonal de 9m $c/u = 25$

Tramo de retorno a base desde el punto final = 198.18m

Con los datos anteriormente mencionados se pudo obtener la tabla 9:

Tabla 9. Cálculo de vuelo en desplazamiento vertical

Diseño de vuelo en vertical		
Descripción	Cantidad	Unidad
Velocidad de desplazamiento back & ford	1.5	m/s
Velocidad de desplazamiento diagonal	1.2	m/s
Tiempo de despliegue de cápsula	2	s
Metros de desplazamiento vertical	1053	m
Metros de desplazamiento diagonal	229.5	m
Tiempo de retorno a base	132.12	seg
TIEMPO TOTAL DE VUELO	21.86	min

Fuente: Elaboración propia

Adicionalmente se añade la figura 70, que muestra gráficamente el plan de vuelo simulado:

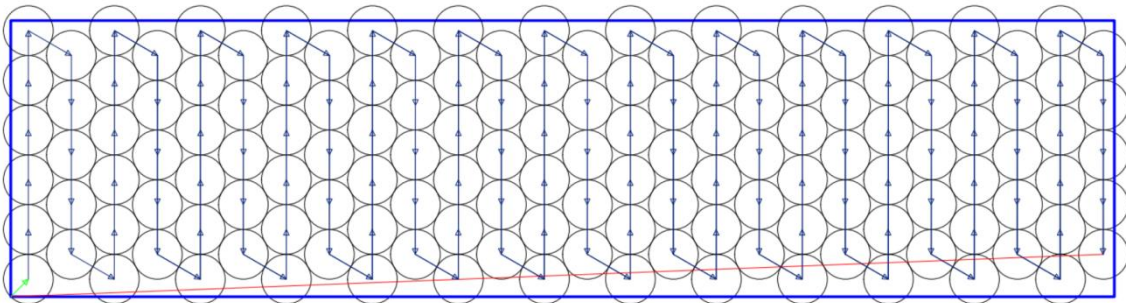


Figura 70. Simulación de vuelo con puntos de siembra desplazamiento vertical

Fuente: Elaboración propia

b) Vuelo del dron en desplazamiento horizontal:

- Metraje de desplazamiento:

Tramos horizontales de 13 puntos de señalización de 187.06m $c/u = 11$

Tramos de desplazamiento diagonal de 9m $c/u = 10$

Tramo de retorno a base desde el punto final = 196.25m

Con los datos anteriormente mencionados se pudo obtener la tabla 10:

Tabla 10. Cálculo de vuelo en desplazamiento horizontal

Diseño de vuelo en horizontal		
Descripción	Cantidad	Unidad
Velocidad de desplazamiento back & ford	1.5	m/s
Velocidad de desplazamiento diagonal	1.2	m/s
Tiempo de despliegue de cápsula	2	s
Metros de desplazamiento horizontal	2057.67	m
Metros de desplazamiento diagonal	94.5	m
Tiempo de retorno a base	130.83	seg
TIEMPO TOTAL DE VUELO	31.12	min

Fuente: Elaboración propia

Adicionalmente se añade la figura 71, con el plan de vuelo simulado:

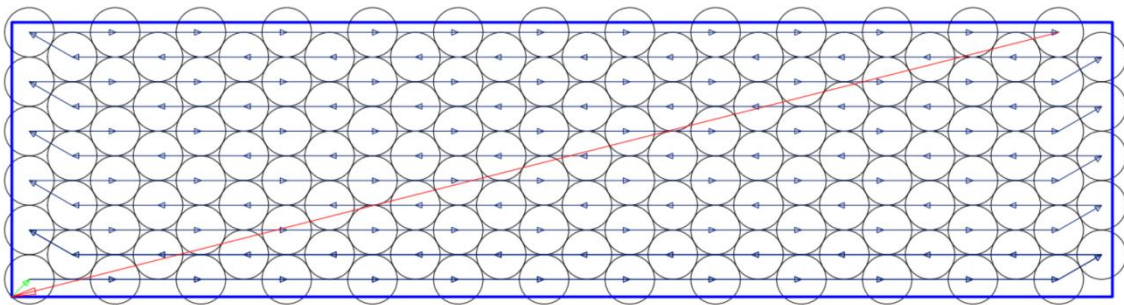


Figura 71. Simulación de vuelo con puntos de siembra desplazamiento horizontal

Fuente: Elaboración propia

En base a los cálculos anteriores se pudo concluir que el desplazamiento debió de ser de manera vertical, dicho esto el dron debió ser diseñado para tener una autonomía mínima de 21.86 minutos.

Selección de la batería

Teniendo en cuenta el tiempo mínimo de autonomía, las especificaciones del motor elegido y el peso del dron. Se realizaron los siguientes cálculos para la elección de las baterías:

Para realizar el cálculo solo se tuvo en cuenta el consumo de los motores, ya que el resto de los consumos por parte de los demás componentes eran despreciables en comparación con el consumo de los motores.

A continuación, los cálculos realizados:

Consumo de los motores a máxima potencia: $44.4 \text{ V} \cdot 80 \text{ A} = 3352 \text{ W}$

Consumo total de los motores: $3352 \text{ W} \cdot 6 = 21,312 \text{ KW}$

Para el prototipo que se implementó se adquirieron 2 baterías LiPo de 5200 mAh puestas en paralelo, con el objetivo de doblar la autonomía. En total se tuvo 10400 mAh a un voltaje nominal de 11.1 V. Para realizar el cálculo solo se tuvo en cuenta el consumo de los motores, ya que el resto fue despreciable en comparación con el consumo de los motores.

Consumo de los motores a máxima potencia: $11.1 \text{ V} \cdot 15 \text{ A} = 166,5 \text{ W}$

Consumo total de los motores: $166,5 \text{ W} \cdot 6 = 999 \text{ W}$

Tiempo de vuelo a máxima potencia: $= = 10400/999 = 10,41 \text{ min}$

Este es el tiempo volando a máxima potencia, pero tras varias pruebas a media potencia la autonomía podía llegar hasta 15 minutos aproximadamente.

a) Voltaje (S).

Las baterías que se eligieron para el diseño fueron de tipo LiPo, estas baterías estaban formadas por celdas de 3.7v en serie y por cada celda se tomó el valor de "1S", el voltaje ideal de la batería es de 44.4v (12S), debido a que es el voltaje de funcionamiento que viene especificado en la ficha técnica del motor, la cantidad de las baterías a usar depende de la capacidad de cada una y del tiempo de autonomía que requerimos, usar pocas baterías simplificó el cableado y ahorró peso que evitó que se excedan las condiciones iniciales.

b) Capacidad de Almacenamiento (mAh)

La capacidad de una batería como la que se ha seleccionado para la tesis se calcula en miliamperios hora (mAh), esto representa la cantidad de consumo que puede

entregar la batería en una hora, por lo que la capacidad de la batería se seleccionó en base al tiempo de autonomía, siendo de 8000mAh.

3.4 Diseño Electrónico

Una vez ya definido el diseño mecánico y el diseño eléctrico, se continúa con el diseño electrónico del circuito embebido, en donde se explican las partes principales de este circuito tales como, sistema de potencia, sistema de control, sistema de adquisición de datos y el sistema de comunicación.

En esta sección se explica cuáles fueron las consideraciones tomadas del dron hexacóptero que se usó para el desarrollo de la presente tesis.

- Elementos seleccionados para sistema de vuelo
- Elementos seleccionados para sistema de eyección

Elementos seleccionados

a) Controladora de vuelo

En la tabla N° 11 se explican las características más importantes de los 3 controladores:

Tabla 11. Características de los controladores compatibles con el software

Controladora de Vuelo	Navegación por Waypoints ≥ 143	Acceso a Software de Código Libre	Precio promedio del mercado
ArduPilotMega APM 2.8	✓	✓	S/ 89.00
Pixhawk 2.4.8	✓	✓	S/ 432.00
DJI Naza-M V2	X	X	S/ 905.00

Fuente: Elaboración propia

Luego de analizar las alternativas que ofrece cada controladora de vuelo, se optó por utilizar para esta tesis la controladora de vuelo ArduPilotMega APM 2.8 por su accesibilidad a softwares de código abierto que permiten una amplia versatilidad al momento de modificar el funcionamiento del

programa, además de tener un precio accesible en el mercado y la capacidad para albergar datos de navegación por waypoints ≥ 143 que serán requeridas para la ubicación de los puntos de siembra de la palma aceitera desarrollada en una hectárea. Se ha descartado la controladora de vuelo DJI Naza-M V2 por su alto precio y por no cubrir con la capacidad requerida de datos de navegación por waypoints; así mismo, se ha descartado la controladora de vuelo Pixhawk 2.4.8 por tener un costo elevado y tener mayores componentes y funciones no requeridos para el desarrollo de la presente tesis.

b) Módulo GPS

La conexión del módulo GPS se realizó mediante dos enlaces, uno proveyó los datos de la localización y otro los datos de la brújula incorporada, el magnetómetro. La primera conexión se realizó de forma directa entre el GPS y el controlador a través de 6 cables y con conectores Hirose DF13 en ambos extremos de 6 pines que conectan con el puerto nombrado GPS del controlador. La conexión del magnetómetro se realiza mediante el adaptador I2C que adapta la señal a este formato para que la pueda interpretar el controlador a través de su puerto del mismo tipo. El adaptador se conecta mediante 4 cables necesarios en este estándar y con conectores Hirose DF13 de nuevo.

Conexión batería electrónica

Para la tesis se eligió una batería adicional para proveer potencia al sistema encargado de control y telemetría. Realizando los cálculos de consumo de cada uno de los módulos, la elección ha sido una batería de 5200 mAh que proveería energía durante media hora. La autonomía es similar a la provista por las baterías del sistema motor por lo que se ha elegido este modelo por cuestiones de reducir peso y no limitar el tiempo en vuelo.

La batería se conectó con el resto del sistema electrónico mediante cableado que realiza una conexión en paralelo con ella. Tras esta conexión se encuentra el Power Module, una placa encargada de medir

en todo momento el voltaje de la batería, así como la corriente que suministra. Esta placa soporta voltajes de hasta 15 Voltios por lo que no se puede utilizar para el sistema de energía principal. Esta información es de vital importancia a la hora de conocer la autonomía de vuelo restante de la aeronave por telemetría. La figura 72, muestra la placa anteriormente mencionada.



Figura 72. Power module encargado de regular el voltaje de la batería secundaria

Fuente: Elaboración propia

Telemetría

Para este sistema se adquirió el set de radio “3DR Radio Set”, el cual incluye el transmisor y el receptor de radio, así mismo ofrecen una distancia de conexión estable máxima de 300 metros con las antenas omnidireccionales de fábrica.

En la siguiente tabla 12 muestran los datos enviados desde el drone hexacóptero a su estación de control en tierra los cuales fueron los siguientes:

Tabla 12. Datos enviados de drone a estación en tierra

Datos enviados	
Ubicación	Esta ubicación se obtiene con el uso del GPS
Orientación	La orientación se obtiene del compás
Altura	La altura se obtiene mediante un cálculo en función a la presión atmosférica captada por el sensor barométrico
RSSI	Es un valor del 1 al 100 que indica de manera aproximada la potencia de la señal transmitida por la controladora de vuelo
Voltaje de batería	Este valor permitirá conocer el estado de la batería en todo momento; el robot entrará en el modo de vuelta al punto de despegue automáticamente

Fuente: Elaboración propia

Para el funcionamiento total del drone hexacóptero, se adquirió dicho microcontrolador.

3.5 Diseño Informático

La programación del drone hexacóptero se redujo a la programación de la unidad de control la cual es la placa controladora de vuelo APM ardupilot 2.8.

A continuación, se detallará el proceso de programación de la placa controladora de vuelo APM ardupilot 2.8, usando el software proporcionado por Mission planner.

- a) Software Mission planner
- b) Procedimiento de programación de software
- c) Planificación de rutas para la cobertura de un área

Mission Planner

Se optó por utilizar el software Mission Planner por permitir grabar los mapas para la utilización sin conexión a internet e incorporar la función de grabación en vivo de los datos telemétricos, además este software es de código abierto, lo que permitirá adaptarse a las necesidades del presente de tesis. En la tabla 13 podemos ver un comparativo de las características principales de 3 programas, que podrían haber cumplido con el propósito.

Tabla 13. Comparativo de programas

	HappyKillmore GCS	Mission Planner	MultiWiiCopter	Open Pilot
Integración con Google Maps	✓	✓	✓	✓
Permite la calibración del control manual	✓	✓	X	✓
Comunicación mediante el protocolo MAVLink	✓	✓	X	X
Permite programación de misiones	✓	✓	✓	✓
Permite grabar los mapas para su utilización sin conexión a internet	X	✓	X	X
Software de código abierto libre	X	✓	X	✓

Fuente: Elaboración propia

Procedimiento de programación

a) Programar Mission Planner

Se abrió el programa, se conectó la tarjeta a uno de los puertos USB del PC y se procedió a la pestaña de install setup, luego a install firmware, y seleccionamos el tipo de vehículo que vamos a utilizar, para este caso es un drone hexacóptero. De esta forma cargamos el software a la tarjeta, y ella reconoce que tipo de vehículo va a manejar. Como se ve en la figura 73, presentada a continuación.

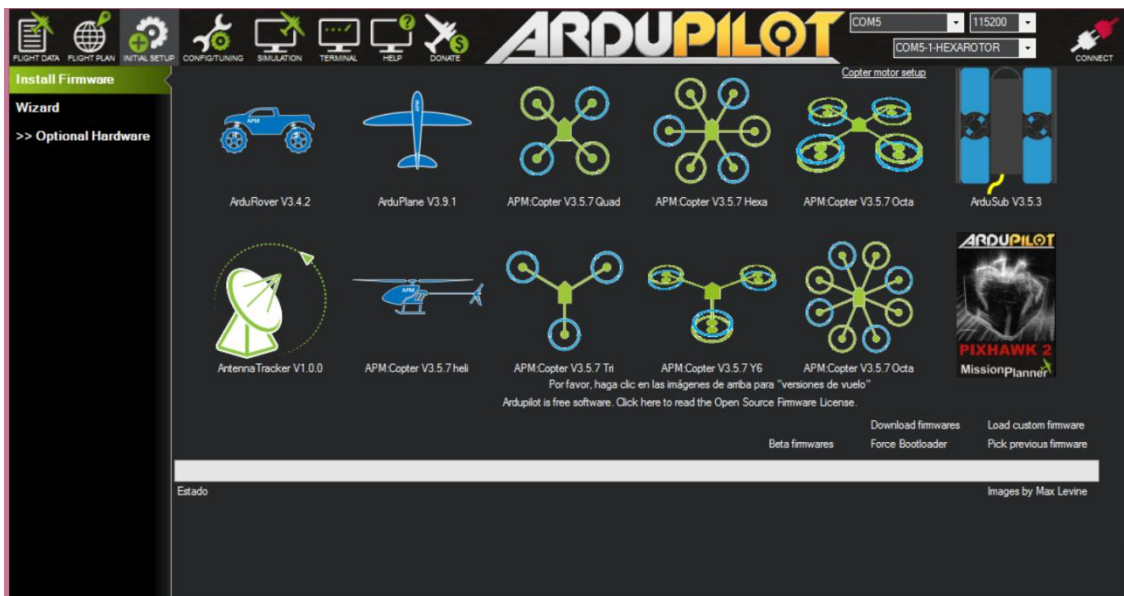


Figura 73. Interfaz Mission Planner 2

Fuente: Elaboración propia

b) Programar Mission Planner

Para este caso se escoge un hexacóptero de configuración en “X” como en la figura 74; de esta manera la tarjeta asimilara la disposición de los motores y el tipo de chasis.



Figura 74. Interfaz de programación 1

Fuente: Elaboración propia

c) Configuración del compás

Para configurar el compás, fue necesario girar el dron sobre todos sus ejes (X, Y, Z) de forma circular, así obteniendo el mayor número de puntos que se irán mostrando en la pantalla del PC. Al llegar a un número de puntos determinado automáticamente el programa dió como finalizada la calibración del compás magnético, esto se observa en la figura 75.

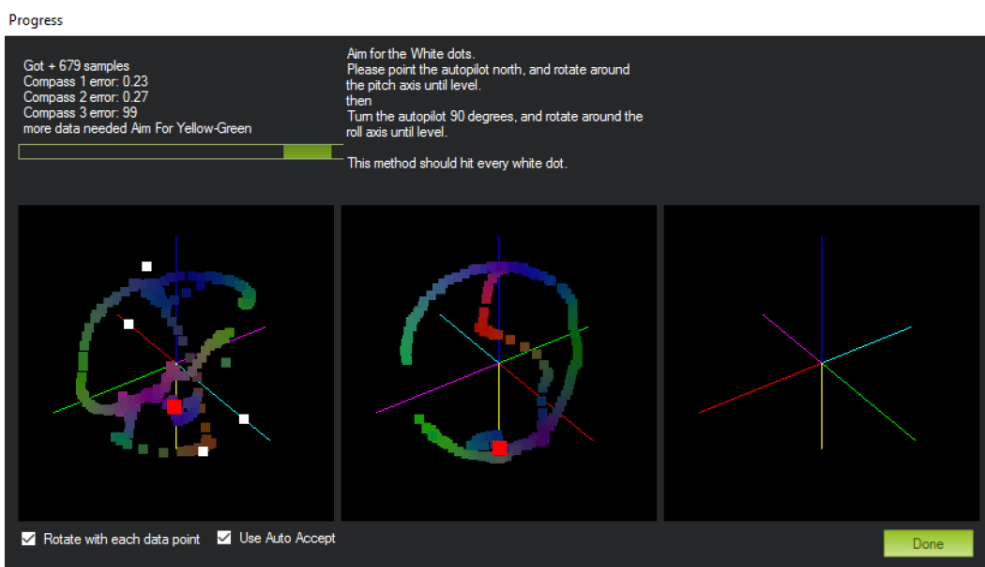


Figura 75. Interfaz de programación 3

Fuente: Elaboración propia

d) Calibración Acelerómetros y Nivel

El programa fue mostrando en que posiciones se debe poner el Drone para calibrar el acelerómetro, por cada posición que pide el programa se debe dar OK, para guardar ese parámetro en la tarjeta.

La segunda configuración es la de nivel, en la que el Drone debe estar en una superficie lo más nivelada posible, para tenerla como referencia, ya que esta será la que el conservará en el aire, podemos ver la figura 76 para ver esto de manera gráfica.



Figura 76. Interfaz de programación 4

Fuente: Elaboración propia

e) Modos de vuelo

Luego el programa pidió configurar los canales auxiliares, para este caso se configuró en el canal 5, un switch de 2 posiciones, 2 modos de vuelo.

Los modos de vuelo se definen como la forma en que el Drone se va a comportar cuando este en el aire, los modos de vuelo son 2, estabilizar (Stabilize) y mantener altitud (Alt Hold).

En el primero estabilizar (Stabilize), en este modo la tarjeta nos ayuda en vuelo con los acelerómetros y los giróscopos a mantener siempre el horizonte en el Drone después de tener un movimiento, auto corrige. En el segundo modo es mantener altitud (Alt Hold), en este modo la tarjeta

toma de referencia por medio del barómetro la presión atmosférica a la cual fue activada este modo, en este modo se desactiva el acelerador en el mando y se vuelve autónoma la altitud, revisar la figura 77.

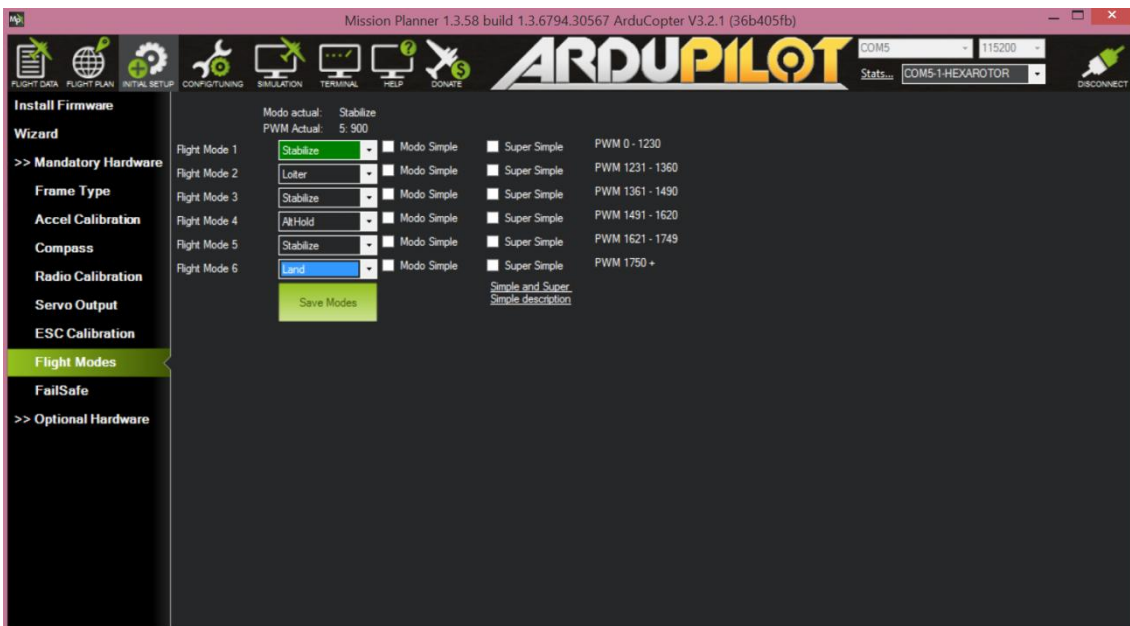


Figura 77. Modos de vuelo

Fuente: Elaboración propia

Planificación de rutas para la cobertura de un área

Las áreas poligonales convexas pueden ser cubiertas de forma sencilla y eficiente empleando el patrón de movimiento back and forth con dirección perpendicular a la dirección de barrido, por lo cual emplearemos dicho patrón para el proceso de planificación de rutas.

- Dirección óptima de barrido

A la hora de realizar una cobertura de una determinada área poligonal empleando el patrón de movimiento back and forth, el vehículo define un trayecto con una cierta cantidad de cambios de dirección o giros, los cuales deberán ser minimizados, debido a que el drone hexacóptero tarda más tiempo y consume más energía cuando se produce un cambio de dirección que cuando vuela en línea recta. Así pues, el número de cambios de dirección constituye el principal factor para evaluar el coste de

energía al realizar el barrido en una dirección u otra. En la figura 78 se muestra una misión programada en Mission planner.



Figura 78. Dirección óptima de barrido

Fuente: Elaboración propia

3.6 Implementación del prototipo de drone hexacóptero señalizador de puntos de siembra

En esta sección se mostrará la implementación del prototipo de drone implementado que cuenta con el sistema de eyección de capsulas de pintura, iniciando con la construcción de las estructuras mecánicas, instalación eléctrica, instalación electrónica e instalación informática.

Instalaciones mecánicas

A continuación de detalla la implementación mecánica de todo el sistema:

Ante todo, se menciona que el prototipo que se ha implementado es una escala menor al del diseño, esto debido al costo de adquisición de los componentes del diseño, razón por la cual el presente sistema de eyección tendrá la finalidad de disparar 16 cápsulas señalizadoras, esto debido a que las pruebas se realizarán en un campo de 1000 m².

Instalaciones mecánicas:

El armazón de drone adquirido para este prototipo es el mostrado a continuación, el modelo fue el RC F550, del cual solo se va a usó la placa base que sirve como placa de conexión de los variadores con la batería. A continuación, en la figura 79, podemos ver la placa adquirida.

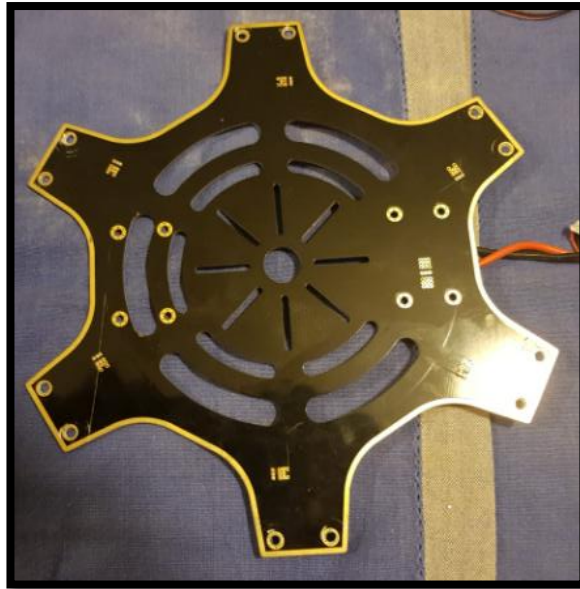


Figura 79. Placa base adquirida como prototipo para implementación

Fuente: Elaboración propia

Luego se realizó la impresión de los soportes de los motores, conectores de base a brazo usando la impresora 3D, tal como se puede ver en la figura 80, presente en la parte inferior.

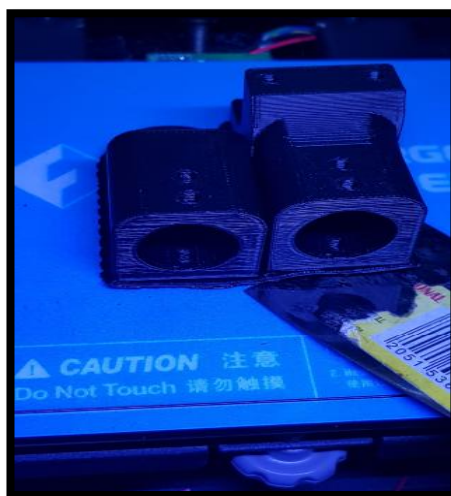


Figura 80. Impresión de soportes de motor y brazo

Fuente: Elaboración propia

Para la implementación se usó un motor capaz de levantar 600gramos peso por cada una de las 6 hélices, como se ve en la figura 81 mostrada a continuación este es el motor usado “Emax A2212”.



Figura 81. Motor Emax XA2212

Fuente: Elaboración propia

Seguidamente se hizo la instalación de los motores en los soportes de motor, este proceso tal como se aprecia en la figura 82 debe de repetirse para los 6 motores.



Figura 82. Instalación de motor en soporte

Fuente: Elaboración propia

Los variadores usados para el prototipo también se dimensionaron en base a los motores del drone, por lo que para este diseño se utilizaron variadores de 40 amps como máximo, los variadores en mención no venían con los pines soldados por lo que fue necesario que se suelden para su futura utilización, esa es la figura 83 que se puede ver a continuación.

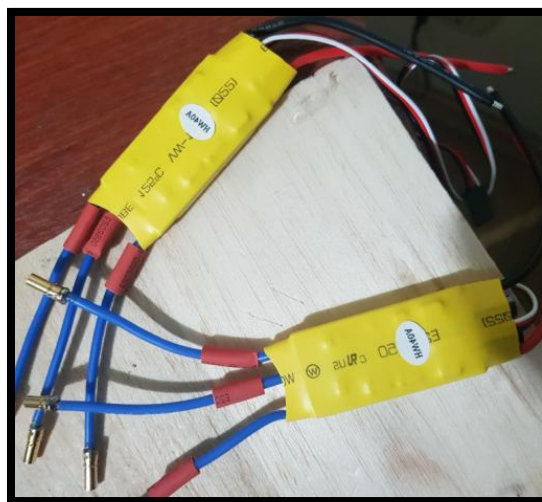


Figura 83. Variador HobbieKing 40amps

Fuente: Elaboración propia

Luego se continuó con la instalación de los variadores de velocidad en todos los brazos del drone, en la figura 84 líneas debajo de muestra el proceso que se debió realizar para los 6 variadores.

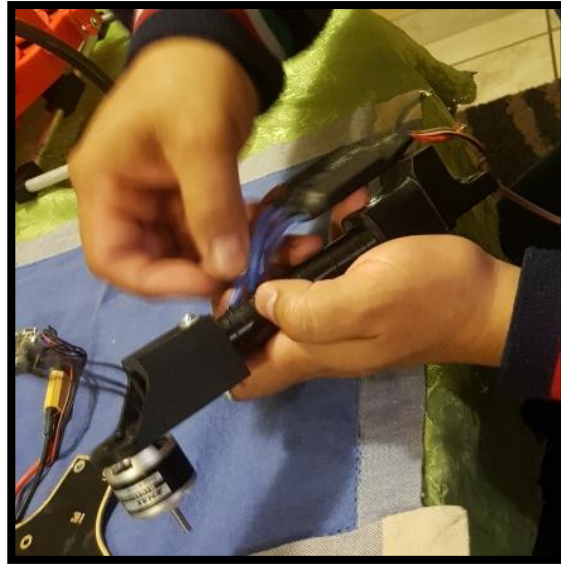


Figura 84. Instalación de los variadores en los brazos

Fuente: Elaboración propia

Por último, en la figura 85 se ve cómo se acoplaron las hélices a cada uno de los motores.



Figura 85. Instalación de las hélices en los brazos

Fuente: Elaboración propia

En la figura 86 podemos ver cómo quedó nuestro brazo listo para ensamblar a la base central.



Figura 86. Brazo ensamblado

Fuente: Elaboración propia

Una vez terminado, se fue instalando uno a uno las patas del drone, junto con los soportes de los motores y los conectores de base a brazo. A continuación, se muestra la instalación de todos los brazos.

La figura 87, muestra la instalación de la primera pata del drone a la base central.



Figura 87. Instalación de la primera pata a la base central

Fuente: Elaboración propia

La figura 88, muestra la instalación de la segunda pata del drone a la base central.



Figura 88. Instalación de la segunda pata a la base central

Fuente: Elaboración propia

La figura 89, muestra la instalación de la tercera pata del drone a la base central.

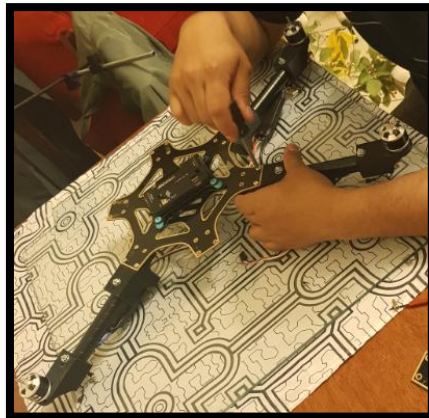


Figura 89. Instalación de la tercera pata a la base central

Fuente: Elaboración propia

La figura 90, muestra la instalación de la cuarta pata del drone a la base central.



Figura 90. Instalación de la cuarta pata a la base central

Fuente: Elaboración propia

La figura 91, muestra la instalación de la quinta pata del drone a la base central.

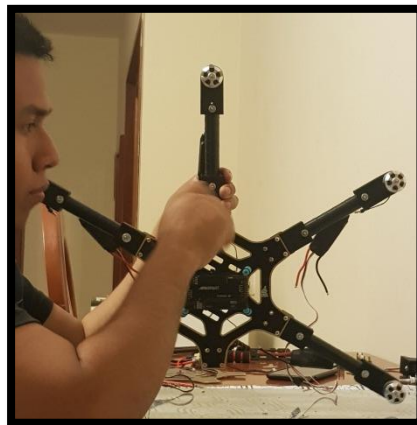


Figura 91. Instalación de la quinta pata a la base central

Fuente: Elaboración propia

La figura 92, muestra la instalación de la sexta pata del drone a la base central.



Figura 92. Instalación de las 6 patas en la base central

Fuente: Elaboración propia

Una vez terminado se instalaron los módulos auxiliares, tales como el Ardupilot, el módulo de GPS, el sistema de telemetría, los soportes para baterías, quedando así el dron como se muestra en la figura 93 inferior.

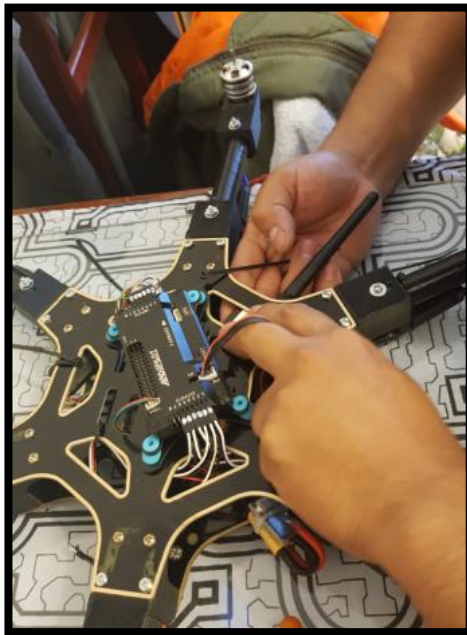


Figura 93. Instalación de módulos auxiliares

Fuente: Elaboración propia

Seguidamente se detalla la implementación del sistema de eyección, para esto se debió realizar la impresión de todas las partes mencionadas en el diseño.

En la figura 94 se muestra la impresión de una de las 4 partes de la base,

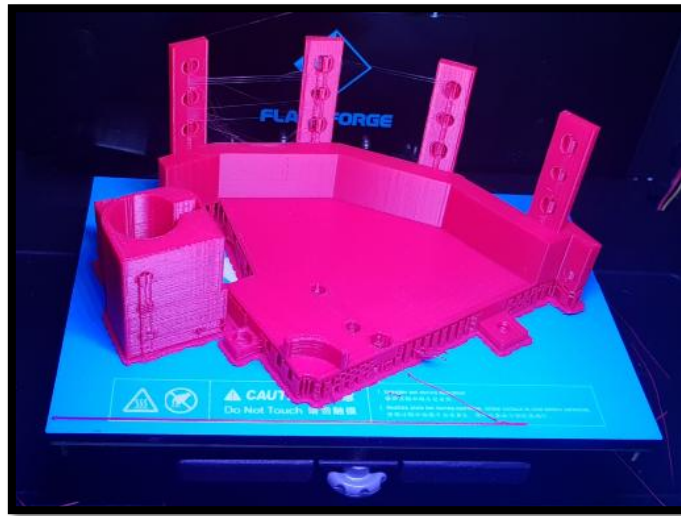


Figura 94. Base central parte 1-4 y una tolva.

Fuente: Elaboración propia

A continuación, en la figura 95, otra de las 4 partes de la base central.

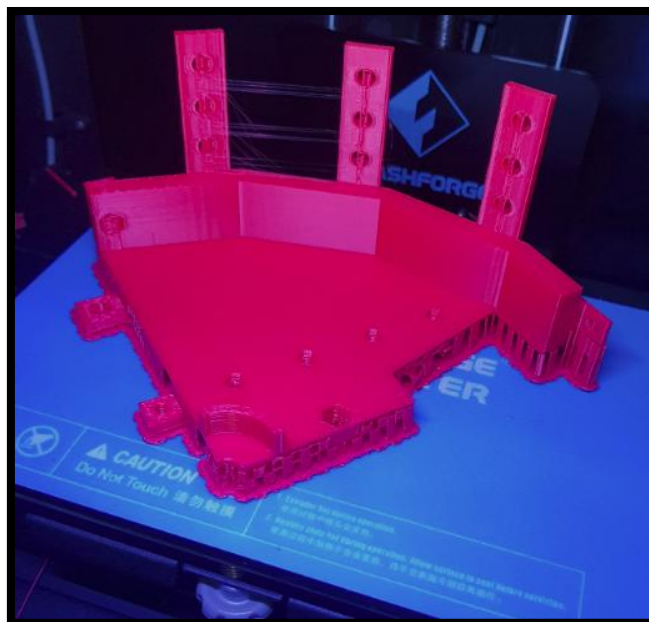


Figura 95. Base central parte 2-4.

Fuente: Elaboración propia

Al término de la impresión se hizo el ensamblaje de la base, cada una de las partes fue asegurada mediante pernos y tuercas lo que asegura una

estructura sólida que sea capaz ensamblarse y desensamblarse para su traslado, así se muestra en la figura 96.



Figura 96. Ensamblaje completo de la base central

Fuente: Elaboración propia

Para terminar con la base central se hizo la impresión y la instalación de la rampa de despliegue, quedando todo el ensamblaje como lo que se aprecia en la figura 97.

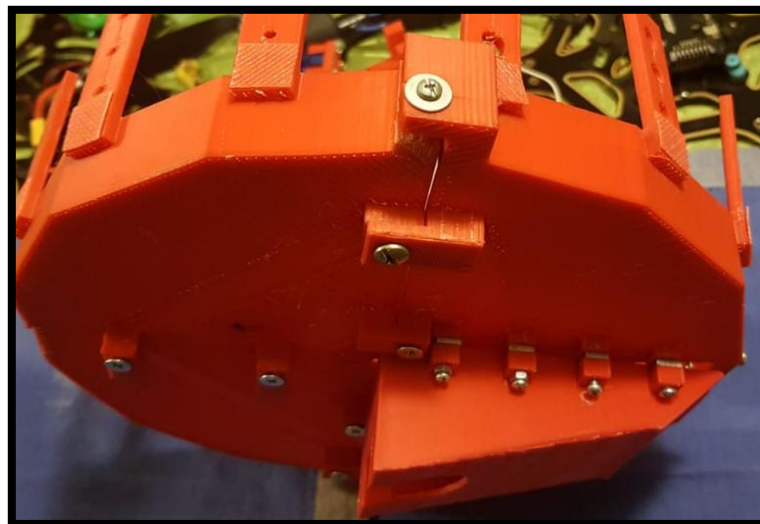


Figura 97. Ensamblaje completo de la base central y rampa

Fuente: Elaboración propia

Luego se hizo la impresión de la estructura que se va a sujetar al tren de aterrizaje, esto incluyó: Los conectores del 1 al 5 y la base del motor central. En las figuras 98 a continuación podemos ver su impresión.



Figura 98. Impresión de los conectores

Fuente: Elaboración propia

Luego se hizo la instalación del soporte del motor junto con la estructura del tren de aterrizaje como se muestra en la figura 99.



Figura 99. Ensamblaje de la estructura de soporte del sistema de eyección

Fuente: Elaboración propia

Seguidamente, se debió imprimir el eje central donde fueron colocadas las paredes laterales, la figura a continuación muestra dicha impresión, la figura 100 lo ejemplifica.

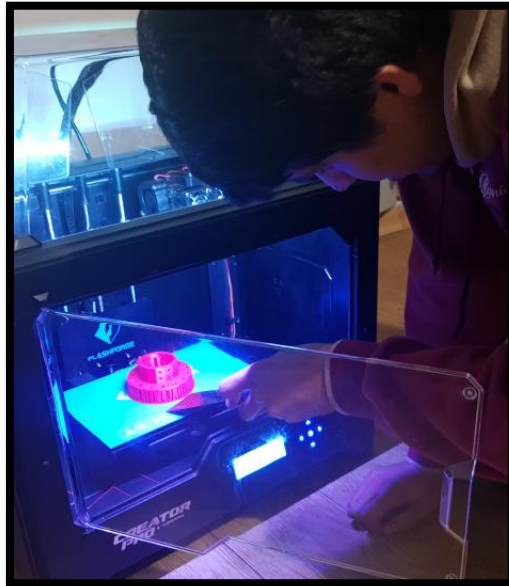


Figura 100. Impresión del eje central de paletas

Fuente: Elaboración propia

Acto seguido, se debió imprimir las paredes laterales, la figura 101, muestra dicha impresión.

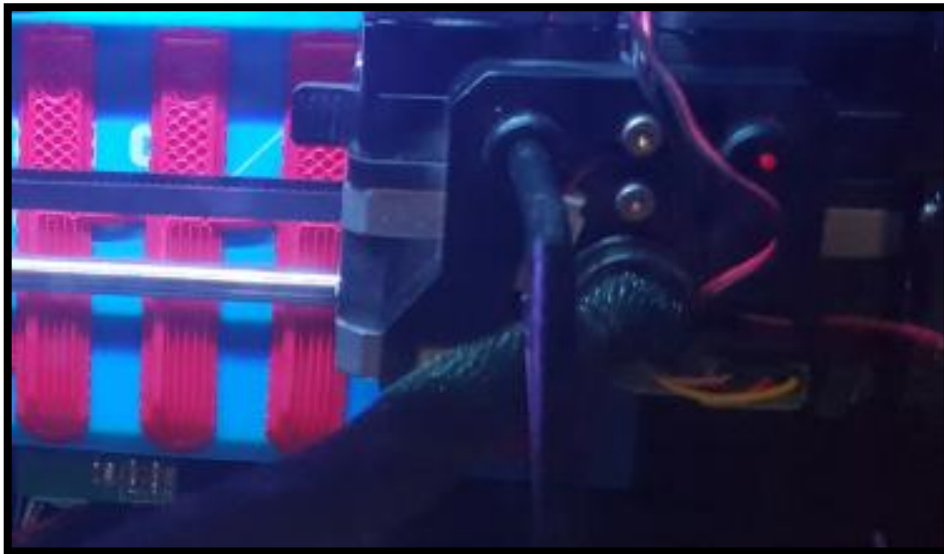


Figura 101. Impresión paredes laterales

Fuente: Elaboración propia

Al eje central se le debió apernar las 14 paredes laterales impresas, como se ve en la figura 102 a continuación.



Figura 102. Armado del eje de rotación con paredes laterales

Fuente: Elaboración propia

Hecho esto se debió hacer la instalación del motor en la base para motor de la estructura de soporte, figura 103.

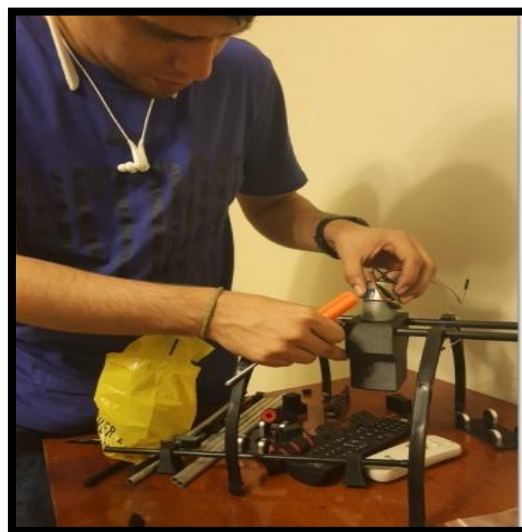


Figura 103. Inserción del motor en estructura de soporte

Fuente: Elaboración propia

En la figura 104 se ve cómo se instaló el eje central en el eje del motor.

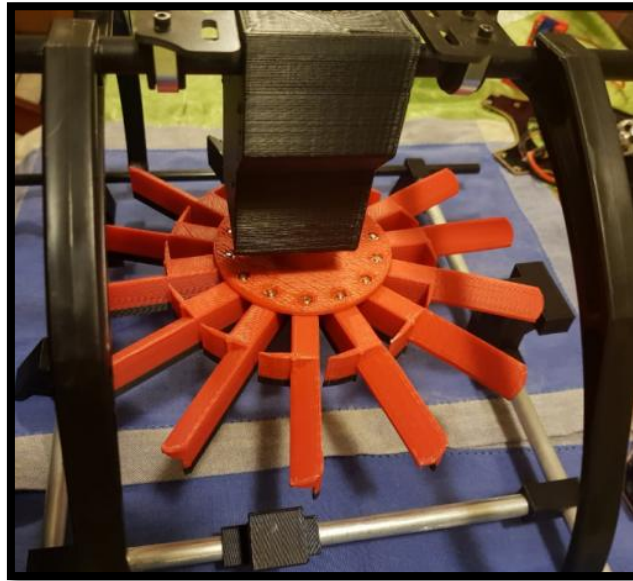


Figura 104. Inserción del motor en estructura de soporte

Fuente: Elaboración propia

Luego solo se tuvo que colocar la base dentro de la estructura la cual tiene los soportes necesarios para que esta se mantenga fija. Dejando así la figura 105 a continuación.



Figura 105. Estructura de soporte completo.

Fuente: Elaboración propia

Luego de eso se debió imprimir las tolvas que contendrán las cápsulas y el sistema de accionamiento mecánico, tal como se ve en la figura 106.

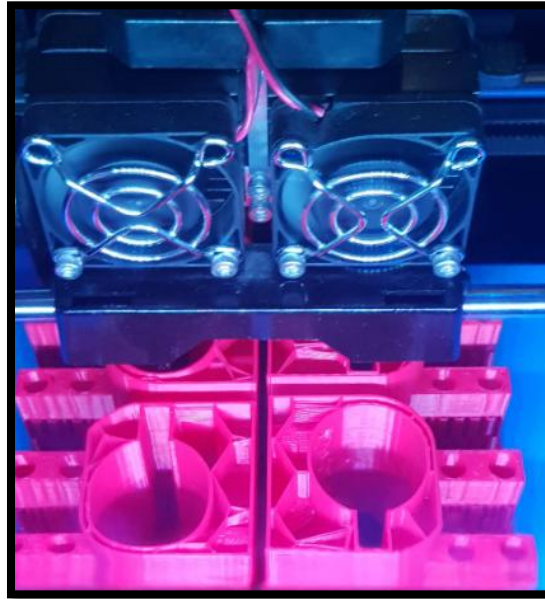


Figura 106. Impresión de tolvas de eyección

Fuente: Elaboración propia

Al tenerlas impresas se les acoplaron los servomotores, como se aprecia en la figura 107, mostrada líneas abajo.



Figura 107. Acople de servos en tolva de prototipo

Fuente: Elaboración propia

El diseño de la tolva con el servomotor integrado se puede mostrar en la figura 108.

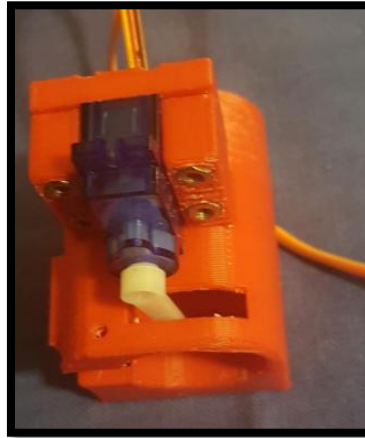


Figura 108. Tolva con servomotor instalado

Fuente: Elaboración propia

Se debió instalar el sistema de accionamiento mecánico como se ve en la figura 109.

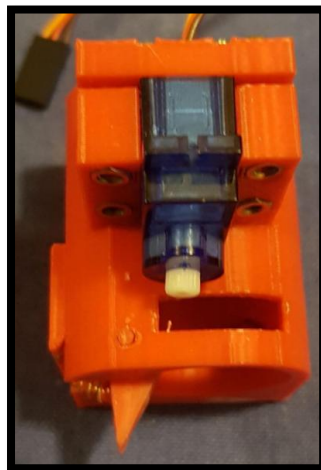


Figura 109. Tolva con sistema de actuador

Fuente: Elaboración propia

Las tolvas luego fueron sujetas a la base principal según el diseño que poseen las mismas, tal y como se ve en la figura 110, este proceso se tuvo que repetir para todas las tolvas.



Figura 110. Implementación de la tolva

Fuente: Elaboración propia

Con todo esto unido más el drone obtuvimos como resultado el sistema de eyección el cual pasó a ser probado en el capítulo de pruebas y resultados. A continuación, la figura 111 muestra el drone completamente armado ya en campo listo para hacer las pruebas.



Figura 111. Drone completamente armado

Fuente: Elaboración propia

Instalaciones eléctricas

Para la instalación eléctrica del prototipo se tomó en consideración una batería de 5200 mAh el cual distribuirá la energía necesaria al drone hexacóptero para cubrir el tiempo de autonomía que se requiere para el trayecto. La figura 112 muestra la instalación de la batería.



Figura 112. Instalación de Batería

Fuente: Elaboración propia

Debido a que esta implementación fue realizada a escala, se considera el cambio de tiempo de autonomía de 8 minutos para cubrir un trayecto de 175 metros.

La batería se ubicó en la placa central del armazón para mantener el centro de masa equilibrado y además dicha placa cuenta con un circuito de distribución de energía para los reguladores de voltaje, la controladora de vuelo y el sistema de eyección.

En la figura 113 se muestra el trabajo de soldado de los reguladores de voltaje hacia el circuito de distribución, así como el soldado de la batería electrónica que suministrara la energía requerida a la controladora de vuelo.

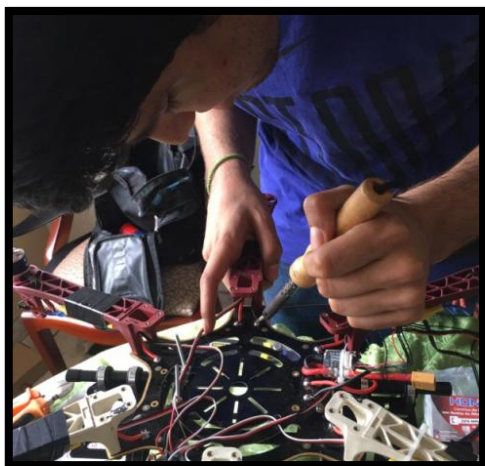


Figura 113. Soldado de placa de circuito de control

Fuente: Elaboración propia

Instalaciones electrónicas

Para el funcionamiento del prototipo se tuvo que ejecutar la conexión de la controladora de vuelo con sus componentes necesarios para que el drone hexacóptero pueda lograr el vuelo, así como el circuito electrónico del sistema de eyección que consiste en una placa de control de servomotores, motorreductores y lectura de señales digitales.

Debido a que esta implementación es realizada de manera escalada, se consideró el cambio del GPS RTK por un GPS UBLOX m7 el cual aumentó el margen de error en 1 metro con respecto a las coordenadas georeferenciales.

La primera etapa del funcionamiento es la controladora de vuelo cuya función fue controlar la estabilidad de vuelo gracias a la lectura tomadas por los diferentes componentes requeridos.

A la figura 114 muestra la instalación del GPS, compass, telemetría y antena de radiocontrol en placa superior central del armazón.



Figura 114. Instalación de telemetría, GPS y antena de radio control

Fuente: Elaboración propia

En la figura 115 se muestran la organización de todas las señales provenientes de las reguladoras de voltaje para poder ser instalada en la controladora de vuelo.

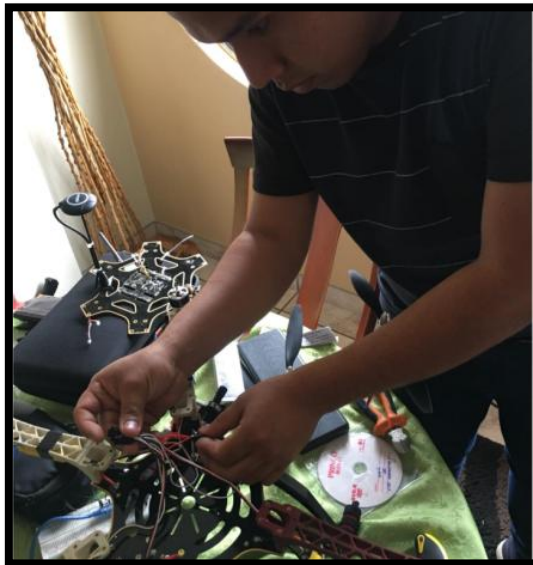


Figura 115. Separación de señales provenientes de reguladores de voltaje

Fuente: Elaboración propia

En la figura 116 se muestra la instalación de la controladora de vuelo con todos sus componentes requeridos para su funcionamiento. Además, dicha controladora se encuentra asentada sobre un mecanismo anti vibratorio para mitigar las vibraciones emitidas al momento del vuelo.



Figura 116. Instalación de controladora de vuelo en drone hexacóptero

Fuente: Elaboración propia

La otra etapa consta del circuito electrónico que controlará el sistema de eyección, dicho circuito depende de la señal digital proveniente de la controladora de vuelo al momento de llegar a un punto georeferencial.

Debido a que esta implementación fue realizada de manera escalada, se considera que el circuito electrónico cuenta con 6 salidas PWM y una salida digital para controlar el lanzamiento de 17 capsulas señalizadoras.

En la figura 117 se muestra el circuito realizado de manera compacta para no perjudicar el funcionamiento del sistema de eyección.

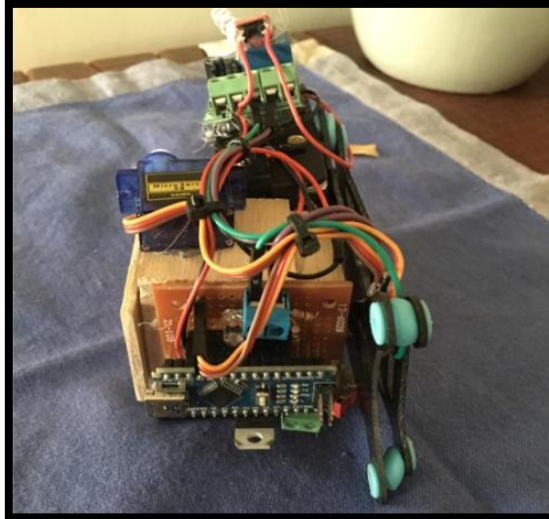


Figura 117. Circuito electrónico de sistema de eyección

Fuente: Elaboración propia

Se hizo una última calibración del GPS del drone con el programa Mision Planner, para esto hubo que rotar el drone sobre los 3 ejes como se ve a continuación en la figura 118 la calibración que se hizo en campo.



Figura 118. Rotación sobre el eje X

Fuente: Elaboración propia

Luego se continuó con la rotación sobre el eje “Y” dicha calibración se muestra en la figura 119.



Figura 119. Rotación sobre el eje Y

Fuente: Elaboración propia

Para finalizar la calibración se debió de rotar sobre el eje “Z”, como en la figura 120.

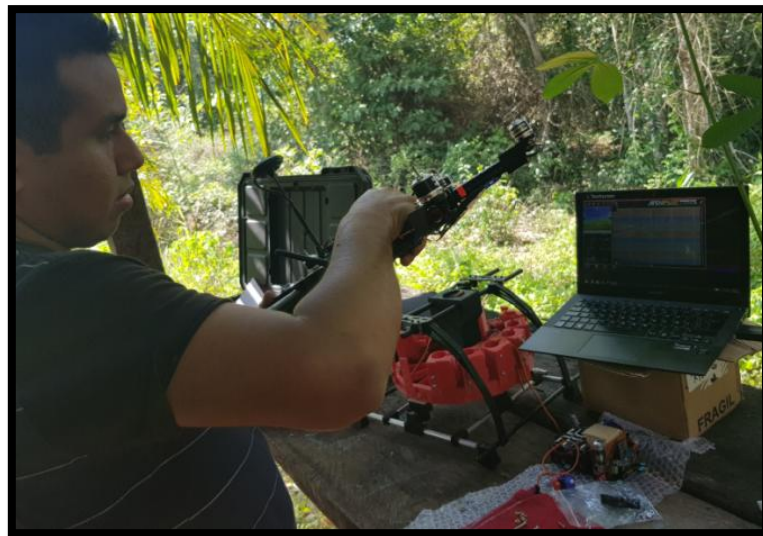


Figura 120. Rotación sobre el eje Z

Fuente: Elaboración propia

En la figura 121 se muestra el dron armado en su totalidad, la instalación del circuito electrónico compactado debajo de la placa central del almacén. Se consideró que la ubicación no fuera en el centro debido a

que el drone hexacóptero ya no cumpliría la distribución de su centro de masa.



Figura 121. Drone listo para pruebas de funcionamiento

Fuente: Elaboración propia

CAPITULO 4: PRUEBAS Y RESULTADOS

Este capítulo corresponde a las pruebas y resultados logrados sobre el funcionamiento del prototipo de drone hexacóptero con software de señalización para señalar puntos de siembra. Los resultados obtenidos de cada una de las pruebas planeadas servirán como referencia en cuanto al cumplimiento de los objetivos propuestos.

4.1 Pruebas de funcionamiento

Se realizó pruebas de funcionamiento en el prototipo de drone hexacóptero con software de señalización para señalar puntos de siembra, con la finalidad de comprobar y verificar la operatividad de cada de sus componentes para lograr la señalización de los puntos de siembra.

Prueba1

Consiste en la evaluación del tiempo de autonomía de vuelo que tendrá el drone hexacóptero sometida a distintos pesos. Lo que se busca con esta prueba es observar el factor de relación empuje / peso que existe al momento que el drone hexacóptero se encuentre suspendido en el aire moviéndose en un espacio delimitado de manera repetitiva.

Prueba 2

Consiste en la evaluación del funcionamiento del sistema de eyección de capsulas de pintura. Lo que se busca con esta prueba es observar la disposición de sincronía de todos los componentes mecánicos y electrónicos que conforman el sistema de eyección sea capaz de expulsar desde la primera capsula de pintura hasta la última.

Prueba 3

Consiste en la evaluación del funcionamiento del plan de vuelo del software Mission Planner. Lo que se trata de conseguir es la capacidad de exactitud del drone hexacóptero al llegar a cada punto de sembrío programado previamente por el plan de vuelo.

Prueba 4

Consiste en la señalización de puntos de sembrío en el fundo de palma aceitera WITPALM. Lo que se trata de conseguir es que el drone hexacóptero con su sistema de eyección implementado sea capaz de señalar los puntos de sembrío de palma aceitera solicitado en el plan de vuelo.

4.2 Resultados

A continuación, se presenta cada prueba con su respectiva explicación:

Resultados de la prueba 1

En la prueba número 1, se hizo el despegue del drone hexacóptero a una altura de 10 metros y por medio del radio control se hizo que el drone se moviera 9 metros desde un punto "A" hacia un punto "B" con 16 repeticiones. Posteriormente, se le asignó distintos pesos los cuales se muestran en la tabla 14, El mínimo peso simula el peso del sistema de eyección y el peso máximo simula la totalidad de capsulas de pintura instaladas.

Tabla 14. Relación autonomía de vuelo Vs peso adicional

Concepto de peso	Peso (Kg)
Sistema de Eyección	1.50 kg
Sistema de eyección + 13 capsulas	1.63 Kg
Sistema de eyección + 39 capsulas	1.89 Kg
Sistema de eyección + 65 capsulas	2.15 Kg
Sistema de eyección + 91 capsulas	2.41 Kg
Sistema de eyección + 117 capsulas	2.67 Kg
Sistema de eyección + 143 capsulas	2.93 Kg

Fuente: Elaboración propia

En la figura 122 se puede observar la delimitación realizada entre el punto "A" y punto "B" de 9 metros.



Figura 122. Separación de puntos dede A hacia B de 9 mts

Fuente: Elaboración propia

En la figura 123 se puede observar el peso adicional insertado al dron hexacóptero mientras vuela con las condiciones necesarias para realizar la prueba 1.



Figura 123. Drone hexacópeto con peso agregado

Fuente: Elaboración propia

En la tabla 15 se muestra los tiempos de autonomía de vuelo por cada una de las pruebas realizadas a cada peso de la tabla 15.

Tabla 15. Cuadro comparativo Peso (Kg) Vs tiempo de autonomía

Peso (Kg)	Tiempo de Autonomía de vuelo
1.50 kg	14.9 min
1.63 Kg	14.5 min
1.89 Kg	12.4 min
2.15 Kg	11.8 min
2.41 Kg	11.1 min
2.67 Kg	10.9 min
2.93 Kg	10.5 min

Fuente: Elaboración propia

Resultados de la prueba 2

En la prueba número 2, se le asignó al prototipo del sistema de eyección el lanzamiento de 17 capsulas de pintura a una altura de 10 metros y sometidos a perturbaciones que puedan simular los movimientos del drone hexacóptero. Dicho lanzamiento intenta imitar el lanzamiento de las capsulas de pinturas desde el drone hexacóptero en donde se busca que el impacto producido desde esa altura sea capaz de destruir la capsula y pueda desprender la pintura para que se impregne en el suelo y de esta manera se pueda considerar como una marca que señala el punto de siembra.

Se describe el procedimiento como la capacidad de soportar las perturbaciones a las cuales serán sometidas cada una de las 17 capsulas de pintura al momento de ser expulsadas del sistema de eyección. Se dividirán en 4 grupos los lanzamientos de 4 capsulas de pintura a distintos en distintos niveles de movimientos oscilantes con respecto al eje horizontal modulando la amplitud desde 0 a 100 mm.

En la figura 124 se puede observar la colocación del sistema de eyección ubicado a una altura de 10 metros de alto para realizar las pruebas de funcionamiento.



Figura 124. Posicionamiento del sistema de eyección a una altura de 10 metros

Fuente: Elaboración propia

En la figura 125 se puede observar el funcionamiento del sistema de eyección lanzando las primeras 5 capsulas de pintura sin generar movimientos oscilantes.



Figura 125. Lanzamiento de capsulas de pintura sin movimientos oscilantes

Fuente: Elaboración propia

En la figura 126 Se puede observar el funcionamiento del sistema de eyección lanzando una capsula de pintura realizando movimientos bruscos en una amplitud de 30mm con respecto a su eje horizontal.



Figura 126. Lanzamiento de capsulas de pintura con movimientos oscilantes de amplitud de 30 mm

Fuente: Elaboración propia

Se realizó la misma prueba para los siguientes movimientos brusco con una amplitud de 60 mm y 100 mm respectivamente obteniendo la siguiente tabla 13 que explica el margen de error que puede producir la caída de las capsulas de pintura con distintos tipos de simulaciones de movimientos bruscos.

En la figura 127 se puede observar la dispersión existente por los 4 lanzamientos lanzados en distintos grados de inclinación



Figura 127. Capsulas señalizadas caidas sobre una tina

Fuente: Elaboración propia

La siguiente tabla 16 muestra los resultados obtenidos tras las pruebas realizadas al lanzar las capsulas de pintura.

Tabla 16. Medicion de los margen de error por apliación de movimientos oscilantes

Amplitud de movimientos oscilantes	Margen de error promedio con respecto al centro	Cantidad de capsulas lanzadas
0 cm	1 cm	5
3 cm	8 cm	4
6 cm	12cm	4
10 cm	23cm	4

Fuente: Elaboración propia

Resultados de la prueba 3

En la prueba número 3, se le asignó al prototipo del drone hexacóptero la programación del plan de vuelo de los 17 puntos georeferenciales en donde tendrá que detenerse por un tiempo de 5 segundos para poder señalar mediante un puntero láser. Dicha señalización por medio de un puntero laser intenta imitar la señalización que realiza el impacto de las capsulas de pintura lanzados por el sistema de eyección instalado en el drone hexacóptero en pleno vuelo. Lo que se busca de esta prueba es determinar el radio de margen de error que se puede producir en cada uno de los puntos georeferenciales.

En la figura 128 se puede observar la instalación de un puntero láser en el drone hexacóptero para poder determinar su ubicación desde el suelo.

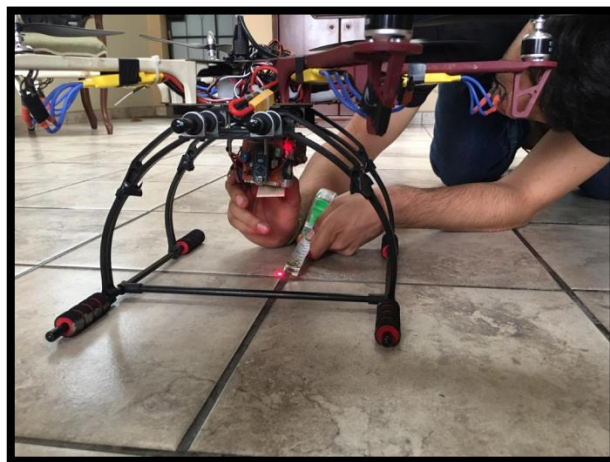


Figura 128. Prueba de funcionamiento de puntero láser en drone Hezxacóptero

Fuente: Elaboración propia

En la figura 129 se puede observar que el drone hexacóptero señala su ubicación desde una altura de 10 metros mediante el puntero laser.



Figura 129. Pruebas de puntero láser instalado en el drone hexacóptero

Fuente: Elaboración propia

En la figura 130 se puede observar que el drone hexacóptero ya ha iniciado su plan de vuelo y en el primer punto georeferencial se ha detenido por 5 segundos.



Figura 130. Pruebas de funcionamiento con programa de plan de vuelo

Fuente: Elaboración propia

Finalmente, luego de haber hechos los 16 puntos georeferenciales. Los datos obtenidos fueron ingresados a la siguiente tabla 17.

Tabla 17. Medición de margen de error con respecto al centro de puntero láser

Nº de punto georeferencial	Margen de error promedio con respecto al centro
1	36 cm
2	45 cm
3	48 cm
4	37 cm
5	58 cm
6	51 cm
7	31 cm
8	67 cm
9	12 cm
10	35 cm
11	53cm
12	20 cm
13	43 cm
14	35 cm
15	38 cm
16	29 cm

Fuente: Elaboración propia

Resultados de la prueba 4

En la prueba número 4, se le asignó al prototipo del drone hexacóptero la señalización de 17 puntos de sembrío en el fundo de palma aceitera WITPALM en donde tendrá que inicializar el vuelo de manera autónoma

mediante el plan de vuelo programado previamente para señalar los puntos de sembrío y al haber finalizado su trayecto tendrá que volver al lugar desde donde inicio su partida.

En la figura 131 se muestra el plan de vuelo a realizarse en el fondo de palma aceitera WITPALM.



Figura 131. Tramo tomado para la prueba de señalización de puntos de sembrío

Fuente: Elaboración propia

En la figura 132 se observa la marcación del punto de partida del drone hexacóptero, el cual tendrá que retornar luego de finalizar su trayecto de trabajo.



Figura 132. Prueba de funcionamiento de drone hexacóptero

Fuente: Elaboración propia

En la figura 133 se observa la señalizaciones obtenidas por medio de lanzamiento de las capsulas de pintura.



Figura 133. Medición de caída de capsula señalizadora

Fuente: Elaboración propia

Finalmente, luego de haber hechos los 16 puntos georeferenciales. Los datos obtenidos fueron ingresados a la siguiente tabla 18.

Tabla 18. Mediciones Realizadas de funcionamiento con Capsulas de pintura

Nº de punto georeferencial	Margen de error promedio con respecto al centro
1	43 cm
2	65 cm
3	89 cm
4	86 cm
5	68 cm
6	79 cm
7	38 cm
8	87 cm
9	70 cm
10	75 cm
11	50 cm
12	78 cm
13	89 cm
14	96 cm
15	91 cm
16	104 cm

Fuente: Elaboración propia

CONCLUSIONES

Del presente trabajo de tesis, podemos mencionar las siguientes conclusiones:

1. Ha sido posible diseñar un dron hexacóptero con capacidad de carga adicional de 5 kilogramos y con una autonomía de vuelo de 21 minutos a carga máxima de peso y a una velocidad máxima de 1.5 m/s. De esta manera el dron hexacóptero es capaz de levantar los 2 kilogramos de peso del sistema de eyección y 1.5 kilogramos provenientes de la suma de las 143 capsulas de pintura.
2. Ha sido posible diseñar un sistema de eyección capaz de lanzar 143 capsulas de pintura a una altura de 15 metros, lanzando una capsula de pintura por intervalos de 9 metros en un área de 1000 m².
3. Ha sido posible diseñar y elaborar un algoritmo que se inserta en el plan de vuelo del software Mission Planner el cual distribuye 143 puntos georeferenciales en un área de 1 hectárea en intervalos de distancias de 9 metros.

OBSERVACIONES Y RECOMENDACIONES

De la presente investigación podemos mencionar las siguientes observaciones y recomendaciones:

1. Dado que el diseño del dron hexacóptero con software de señalización para señalar puntos de siembra de palma aceitera funciona bien con las condiciones de climatológicas de la zona, es recomendable usar la misma aplicación de la presente tesis a otros tipos de sembrío como el cacao, aguaje, camu camu y entre otros cultivos de la zona que cuenten con sembríos mayores a 1 metro de distancia entre sembríos.
2. Para aumentar el área de señalización de puntos de sembrío mayor 1 hectárea por vuelo es necesario usar un dron octocóptero debido a que nuestro diseño comprende el límite de autonomía versus capacidad de carga.
3. Se puede observar que en el inicio el sistema de eyección se estimó con un diseño y un peso diferentes al que se presentaron durante la implementación, lo que no nos perjudicó puesto que el dron se diseñó con un factor de seguridad que lo permite soportar este nuevo peso.
4. La aplicación y uso de los drones en la agricultura permite que la carrera de Ingeniería mecatrónica se convierta en generadora de nuevas soluciones tecnológicas que beneficiarán a los agricultores de manera económica, ambiental y tecnológica. Por lo expuesto anteriormente se considera indispensable que se implemente un laboratorio experimental de drones con la finalidad que los estudiantes puedan realizar proyectos y temas de investigación.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

1. Tabuchi, R., (2015). *Diseño de un vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores para una carga útil de 1 kg*, (Tesis de Pregrado) Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima, Perú.
2. Carretero, D (2011). *Integración de un sistema UAV con control autónomo en un equipo aéreo para agricultura de precisión*, (Tesis de Pregrado) Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima, Perú.
3. Carretero, S., (2015). *Modelos digitales del terreno mediante fotogrametría aérea realizada con un vehículo aéreo no tripulado*, (Tesis de Pregrado) Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, España.
4. Villareal, J., (2015). *Análisis de precisión de levantamientos topográficos mediante el empleo de vehículos no tripulados (UAV) respecto a la densidad de puntos de control* (Tesis de Pregrado) Universidad Católica de Loja, Loja, Ecuador.
5. Santana, E., (2017). *Propuesta de sistema Multi-UAV para aplicaciones de cobertura de área*, (Tesis doctoral) Universidad Autónoma de Barcelona, Barcelona, España.
6. Superintendencia de Industria y Comercio (2015). *Vehículos Aéreos no Tripulados, Drones y sus sistemas de comunicación*.
7. Ruiperez, P. (2014). *Diseño y construcción de un Drone*, Universidad politecnica de Valencia, España.
8. Fpv Max, (2016), *Variador electrónico (ESC): Que es y cómo Funciona*
9. Comunidad de Madrid (2015). *Los drones y sus aplicaciones en la Ingeniería Civil*
10. Velasco S., González A, Román F., White J. (2002). *A simple method for measuring atmospheric pressure*. Am. J. Phys.
11. MikroElectronica (2011). *El mundo de los microcontroladores*
12. Minagri (2014). *Promoción del cultivo e Industrialización de la palma aceitera en el Perú*. Obtenido de <https://goo.gl/17Kowk>
13. InfoAgro (2014). *El cultivo de la palma africana*. Obtenido de <https://goo.gl/6JyMyb>

14. Pozo-Ruz, A., Ribeiro A., García-Alegre, M., García, L., Guinea, D., Sandoval F. (2015). *Sistema de posicionamiento global (GPS): descripción, análisis de errores, aplicaciones y futuro*
15. Hamish, W. &. (2016). *Mission planner features* . Obtenido de <http://ardupilot.org/planner/docs/mission-planner-features.html>
16. Hoffmann, G. R. (2004). *The Stanford Testbed Of Autonomous Rotorcraft For Multi Agent Control (Starmac)*. Stanford: Stanford University.
17. Huerta, E., & Mangiaterra, A. &. (2005). *GPS Posicionamiento Satelital*. Rosario: UNR Editora.
18. Ibañez, S., Gisbert, J., & Moreno, H. (2010). *Sistema de coordenadas geográficas*. Valencia: Universidad Politécnica de Valencia.
19. Mackay, R. &. (2016). *Ardupilot*. Obtenido de <http://ardupilot.org/copter/docs/common-telemetry-landingpage.html>
20. Mayoral, V. (2016). *Gitbooks*. Obtenido de <https://erlerobotics.gitbooks.io/erle-robotics-erle-copter/content/es/safety/lipo.html>
21. Mabus. (2017). *Obtenido de ESC para drones, ¿para qué sirven?*: <https://mabus.es/blog/esc-para-drones-para-que-sirven/>
22. Morato, N. (2010). *IKKARO*. Obtenido de <https://www.ikkaro.com/como-hacer-bolas-paintball/>
23. Navarro, M. (2016). *Equirepsa*. Obtenido de <http://www.equirepsa.com/productos/eyectores/eyector-termocompresor/>
24. Nichese. (s.f.). *Motores electricos*. Obtenido de <http://motores.nichese.com/brushless.htm>
25. Parra, J. (2016). *Control de drones basado en MAVLink para la plataforma Eyes of Things*. Castilla: Ediciones de Universidad de Castilla-La Mancha.
26. Pattipati, B. (2011). *System identification and Estimation Framework for pivotal automotive battery management system characteristics*. California: IEEE Editorial Board.
27. Piñeiro, I. (2016). *Drones una industria con futuro*. Pontevedra: Editorial Instalectra.
28. Planner, A. M. (2016). *Mission planner feature*. Obtenido de <http://ardupilot.org/planner/docs/mission-planner-features.html>

29. Postigo, H. (2010). *Desarrollo de la hora nacional*. Lima: Editoriales Indecopi.
30. Quak, E.-j. (2016). *Drones para la agricultura*. Editorial ITC .
31. Sandoval, A. (2011). *Programa Estratégico para el Desarrollo Rural Sustentable de la Región Sur- Sureste de México: Trópico Húmedo 2011*. Chiapas: Centro de investigación Regional Pacífico Sur.
32. Segarra, S. C. (2015). *Modelos digitales del terreno mediante fotogrametría aérea realizada con un vehículo aéreo no tripulado*. Madrid: Universidad Politécnica de Madrid.
33. Torres, G. F. (2017). *Aplicaciones de los drones en la agricultura*. El Salvador: UNICAES EDITORES.
34. Villareal Moncayo, J. V. (2015). *Análisis de la precisión de levantamientos topográficos mediante el empleo de vehículo no tripulados (UAV) respecto a la densidad de puntos de control*. Loja, Ecuador: Editorial UTPR.
35. Vivaldi, A. (2011). *Globedia*. Obtenido de <http://ec.globedia.com/tolva-antonios-muestra-campo>