



**ESPE**  
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS  
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

**DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA**

**CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA**

**TRABAJO DE TITULACIÓN, PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO  
DE INGENIERO MECATRÓNICO**

**TEMA: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO  
TRIPULADO AUTÓNOMO TIPO ALA VOLANTE COMO PLATAFORMA  
LIBRE DE DESARROLLO, PARA MONITOREO DEL ENTORNO POR  
MEDIO DE TRAYECTORIAS PREDEFINIDAS EN EL SECTOR RURAL.**

**AUTORES: LOVATO HUERTAS, HARLEY PATRICIO**

**NAVAS JÁCOME, RICHARD FERNANDO**

**DIRECTOR: ING. CONSTANTE PROCEL, PATRICIA NATALY**

**LATACUNGA**

**2019**



## DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

### CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

#### CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, “**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO AUTÓNOMO TIPO ALA VOLANTE COMO PLATAFORMA LIBRE DE DESARROLLO, PARA MONITOREO DEL ENTORNO POR MEDIO DE TRAYECTORIAS PREDEFINIDAS EN EL SECTOR RURAL**” fue realizado por los señores **Lovato Huertas Harley Patricio** y **Navas Jácome Richard Fernando** el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

**Latacunga, 16 de Julio del 2019**

Ing. Patricia Nataly Constante Procel

C.C.: 0503354029



## DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

### CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

#### AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Nosotros **Lovato Huertas Harley Patricio** y **Navas Jácome Richard Fernando**, declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo de titulación: “**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO AUTÓNOMO TIPO ALA VOLANTE COMO PLATAFORMA LIBRE DE DESARROLLO, PARA MONITOREO DEL ENTORNO POR MEDIO DE TRAYECTORIAS PREDEFINIDAS EN EL SECTOR RURAL**” es de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

**Latacunga, 16 de Julio del 2019**

Harley Patricio Lovato Huertas

C.C.: 1003189113

Richard Fernando Navas Jácome

C.C.: 0550008106



## DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

### CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

#### AUTORIZACIÓN

*Nosotros, **Lovato Huertas Harley Patricio** y **Navas Jácome Richard Fernando**, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación: **“DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO AUTÓNOMO TIPO ALA VOLANTE COMO PLATAFORMA LIBRE DE DESARROLLO, PARA MONITOREO DEL ENTORNO POR MEDIO DE TRAYECTORIAS PREDEFINIDAS EN EL SECTOR RURAL”** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad.*

**Latacunga, 16 de Julio del 2019**

Harley Patricio Lovato Huertas

C.C.: 1003189113

Richard Fernando Navas Jácome

C.C.: 0550008106

## **DEDICATORIA**

A mis padres quienes con su amor, paciencia y esfuerzo me han permitido llegar a cumplir hoy un sueño más, gracias por inculcar en mí el ejemplo de esfuerzo y valentía, de no temer las adversidades porque Dios está conmigo siempre.

A mis hermanos por su cariño y apoyo incondicional, durante todo este proceso, por estar conmigo en todo momento gracias. A toda mi familia porque con sus oraciones, consejos y palabras de aliento hicieron de mí una mejor persona y de una u otra forma me acompañan en todos mis sueños y metas.

**Harley Patricio Lovato Huertas**

El presente trabajo de titulación lo dedico principalmente a mis padres, por su amor, trabajo, sacrificio y apoyo incondicional en todos estos años de mi formación académica, gracias a ustedes he logrado llegar hasta aquí y convertirme en un profesional.

A todas las personas y miembros de mi familia que siempre se han hecho presentes con sus mensajes de aliento y que han colaborado directamente e indirectamente en esta meta muy importante de mi vida. Y demás personas han hecho que el trabajo se realice con éxito en especial a aquellos que abrieron las puertas y compartieron sus conocimientos.

**Richard Fernando Navas Jácome**

## **AGRADECIMIENTO**

Extiendo mi agradecimiento a todos quienes en el transcurso de esta investigación me brindaron su apoyo y confiaron en mis capacidades para crear. Agradezco a quienes entienden que el verdadero conocimiento debe estar orientado al servicio de la sociedad y debe nacer desde la iniciativa, la inteligencia y la humildad personal.

Agradezco a mi alma mater por ser el seno de mi aprendizaje, la razón de mi perseverancia y mi fe constante.

Agradezco a quienes simplemente fueron lo que debieron ser sin pretensiones, a quienes desde el ámbito personal siempre me impulsaron a ser mejor.

**Harley Patricio Lovato Huertas**

Agradezco a mis padres, por ser mi ejemplo de constancia y esfuerzo y por su paciencia y palabras de aliento, a mi hermano por siempre estar pendientes de mí, a mis amigos quienes fueron parte de este camino con quienes compartí momentos inolvidables.

También agradezco a nuestro docente tutor del proyecto y a toda la Universidad por brindarme una formación integral, en lo humano y profesional.

**Richard Fernando Navas Jácome**

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

### CARÁTULA

<b>CERTIFICACIÓN</b> .....	iii
<b>AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD</b> .....	iii
<b>AUTORIZACIÓN</b> .....	iv
<b>DEDICATORIA</b> .....	v
<b>AGRADECIMIENTO</b> .....	vii
<b>ÍNDICE DE CONTENIDOS</b> .....	viii
<b>ÍNDICE DE TABLAS</b> .....	xi
<b>ÍNDICE DE FIGURAS</b> .....	xii
<b>RESUMEN</b> .....	xiv
<b>ABSTRACT</b> .....	xv

### CAPÍTULO I

#### FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA

1.1 Antecedentes .....	1
1.2 Planteamiento del problema .....	2
1.3 Descripción resumida del proyecto .....	3
1.4 Justificación e importancia .....	4
1.5 Objetivo general .....	6
1.6 Objetivos específicos.....	6
1.7 Hipótesis.....	6
1.8 Variables de la investigación.....	6
1.8.1 Variable Independiente.....	6
1.8.2 Variable Dependiente.....	7
1.9 Vehículo aéreo no tripulado, uav's.....	7
1.10 Tipos de robots aéreos uav's .....	8
1.10.1 Ala fija ... ..	8
1.10.2 Alas rotativas o hélices .....	9
1.10.3 Alas Flexibles .....	9
1.10.4 Robots auto-sustentables .....	10

1.11	Aplicaciones de los uav's .....	10
1.11.1	Control de incendios forestales .....	10
1.11.2	Investigaciones Arqueológicas.....	11
1.11.3	Fines geológicos .....	11
1.11.4	Investigaciones biológicas.....	11
1.11.5	Manipulación de materiales nocivos .....	11
1.11.6	Como satélites .....	12
1.11.7	UAV's en aplicaciones de investigación.....	12
1.12	Materiales comunes en aplicaciones similares (aeromodelismo).....	13
1.12.1	Madera de Balsa .....	13
1.12.2	Madera de contrachapado.....	14
1.12.3	Madera MDF .....	15
1.12.4	Aluminio.....	15
1.12.5	Poliestireno expandido EPS .....	16
1.13	Tipos de propulsión en aeromodelismo.....	16
1.13.1	Planeadores.....	17
1.13.2	Motor de combustión interna .....	17
1.13.3	Motores eléctricos .....	19
1.13.4	Propulsión a turbina .....	20
1.14	Tipos de alas.....	21
1.15	Visión artificial.....	21
1.15.1	Componentes de un sistema de visión artificial .....	22
1.15.2	Herramienta y lenguajes de programación.....	23

## **CAPÍTULO II**

### **DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL UAV**

2.1	Análisis y selección de perfil alar.....	26
2.2	Modelado cad del prototipo.....	28
2.3	Análisis cae de la estructura .....	32
2.4	Selección de materiales .....	33
2.5	Selección de componentes.....	34
2.5.1	Motor de propulsión .....	34

2.5.2 Variador de velocidad .....	38
2.5.3 Baterías.....	39
2.5.4 Hélices.....	40
2.5.5 Servomotores.....	41

### **CAPÍTULO III**

#### **IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL DE VUELO Y MONITOREO**

3.1 Sistema de control de vuelo .....	44
3.1.1 APM Hardware .....	44
3.1.2 APM firmware.....	46
3.1.3 APM Software.....	47
3.1.4 Radio control .....	48
3.2 Conexiones .....	49
3.3 Calibración .....	54
3.3.1 Acelerómetro.....	55
3.3.2 Selección de modos de vuelo .....	55
3.3.3 Radio Control .....	57
3.3.4 Brújula.....	59
3.4 Sistema de control .....	59
3.4.1 Controlador de balanceo.....	60
3.4.2 Controlador de cabeceo.....	61
3.4.3 Controlador de giro .....	62
3.4.4 Control de Navegación.....	63
3.4.5 Sintonización.....	65
3.5 Sistema de monitoreo .....	67
3.5.1 Dispositivos para captura y envío de imágenes.....	68
3.5.2 Conexiones .....	70
3.5.3 Mapeo 3D.....	72
3.5.4 Visión Artificial.....	73
3.6 Análisis financiero.....	75

### **CAPÍTULO IV**

#### **PRUEBAS Y RESULTADOS**

4.1 Análisis del perfil alar .....	77
4.2 Prueba de autonomía .....	79
4.3 Prueba de alcance de telemetría .....	79
4.4 Prueba de alcance de transmisión de video .....	80
4.5 Análisis de control de vuelo .....	81
4.6 Especificaciones .....	82
4.7 Condiciones de vuelo .....	83
4.8 Validación de la hipótesis .....	83
<b>CAPÍTULO V</b>	
<b>CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES</b>	
5.1 Conclusiones .....	85
5.2 Recomendaciones.....	86
<b>BIBLIOGRAFÍA</b> .....	88
<b>ANEXOS</b> .....	92

**ANEXO A:** Planos de la estructura del UAV

**ANEXO B:** Manual de construcción

**ANEXO C:** Hojas de datos de los dispositivos eléctricos y electrónicos

**ANEXO D:** Programa de segmentación de imágenes en lenguaje C++

**ANEXO E:** Diagrama electrónico

**ANEXO F:** Manual de operación

## ÍNDICE DE TABLAS

<b>Tabla 1</b> <i>Propiedades mecánicas de la madera de balsa</i> .....	13
<b>Tabla 2</b> <i>Propiedades mecánicas de la madera de contrachapado</i> .....	14
<b>Tabla 3</b> <i>Características de motores de combustión interna usados en aeromodelismo</i> .....	18
<b>Tabla 4</b> <i>Características de motores eléctricos usados en aeromodelismo</i> .....	19
<b>Tabla 5</b> <i>Ventajas y desventajas de los tipos de alas</i> .....	21
<b>Tabla 6</b> <i>Etapas del proceso en un sistema de visión artificial</i> .....	23
<b>Tabla 7</b> <i>Espesor en porcentaje de cada perfil alar</i> .....	27
<b>Tabla 8</b> <i>Valores de carga alar para los distintos tipos de aeromodelos</i> .....	31
<b>Tabla 9</b> <i>Relación de Empuje Peso de cada tipo de aeromodelo</i> .....	35
<b>Tabla 10</b> <i>KV's requeridos en función de la velocidad de vuelo</i> .....	36
<b>Tabla 11</b> <i>Características del motor eléctrico brushless Rim Fire</i> .....	37
<b>Tabla 12</b> <i>Características del ESC ElectriFly Silver Series</i> .....	38
<b>Tabla 13</b> <i>Características de la batería Titan</i> .....	40
<b>Tabla 14</b> <i>Especificaciones de las hélices 12 x 6 APC</i> .....	40
<b>Tabla 15</b> <i>Características de Micro servo Futaba S3114 de alto esfuerzo de torsión</i> .....	42
<b>Tabla 16</b> <i>Características de la plataforma APM</i> .....	44
<b>Tabla 17</b> <i>Detalle de los componentes de la tarjeta Pixhawk</i> .....	45
<b>Tabla 18</b> <i>Especificaciones del Módulo GPS NEO 6M</i> .....	46
<b>Tabla 19</b> <i>Especificaciones del kit de radio telemetría 3DR</i> .....	48
<b>Tabla 20</b> <i>Especificaciones del Radio Control Futaba</i> .....	49
<b>Tabla 21</b> <i>Modos de vuelo</i> .....	55
<b>Tabla 22</b> <i>Configuración de canales para el control de la aeronave</i> .....	58
<b>Tabla 23</b> <i>Valores de ganancia de cada controlador</i> .....	60
<b>Tabla 24</b> <i>Especificaciones de la cámara FPV Caddx Turbo Micro SDR2</i> .....	69
<b>Tabla 25</b> <i>Especificaciones módulo transmisor y receptor RC832 inalámbrico</i> .....	70
<b>Tabla 26</b> <i>Detalle de cantidad y precio de los componentes del UAV</i> .....	75
<b>Tabla 27</b> <i>Resultados de la prueba de autonomía</i> .....	79
<b>Tabla 28</b> <i>Resultados de la prueba de distancia de telemetría</i> .....	80
<b>Tabla 29</b> <i>Resultados de la prueba de alcance de transmisión de video</i> .....	80
<b>Tabla 30</b> <i>Listado de especificaciones del UAV</i> .....	82
<b>Tabla 31</b> <i>Resultado del número de fotos válidas o no de cada prueba</i> .....	84

## ÍNDICE DE FIGURAS

<b>Figura 1</b> Control de un UAV .....	7
<b>Figura 2</b> Clasificación de los UAV .....	8
<b>Figura 3</b> UAV Ala Fija.....	9
<b>Figura 4</b> UAV Cuadrimotor .....	9
<b>Figura 5</b> UAV Alas flexibles.....	10
<b>Figura 6</b> UAV Autosustentable .....	10
<b>Figura 7</b> Aplicaciones de UAV's.....	12
<b>Figura 8</b> Planchas de madera de balsa.....	13
<b>Figura 9</b> Lámina de madera de contrachapado .....	14
<b>Figura 10</b> Planchas de madera MDF .....	15
<b>Figura 11</b> Láminas de EspumaFLex .....	16
<b>Figura 12</b> Aeromodelo tipo planeador .....	17
<b>Figura 13</b> Motor a combustión interna.....	17
<b>Figura 14</b> Motor eléctrico sin escobillas .....	20
<b>Figura 15</b> Motor de turbina .....	20
<b>Figura 16</b> Etapas de un sistema de visión artificial.....	22
<b>Figura 17</b> Aplicación de calibrador de cámara estéreo .....	24
<b>Figura 18</b> Módulo de tarjeta de adquisición de imágenes .....	24
<b>Figura 19</b> Coincidencia de patrones.....	25
<b>Figura 20</b> Boceto del perfil alar MH 45 .....	27
<b>Figura 21</b> Vista isométrica del modelo CAD del prototipo .....	28
<b>Figura 22</b> CAD del compartimiento de los componentes .....	29
<b>Figura 23</b> Datos del modelo CAD.....	30
<b>Figura 24</b> Análisis CAE de la estructura.....	32
<b>Figura 25</b> Gráfica para la selección de materiales.....	33
<b>Figura 26</b> Gráfica para la selección de materiales tipo espuma .....	34
<b>Figura 27</b> Motor eléctrico brushless Rim Fire .....	37
<b>Figura 28</b> ESC de 45 amperios ElectriFly Silver Series .....	38
<b>Figura 29</b> Batería Titan 14,8 V 3,5 AH 80 W .....	39
<b>Figura 30</b> Hélice 12 x 6 APC .....	40
<b>Figura 31</b> Micro servo Futaba S3114 de alto esfuerzo de torsión.....	41
<b>Figura 32</b> Tarjeta Ardupilot Pixhawk .....	45
<b>Figura 33</b> Módulo GPS Neo 6M .....	46
<b>Figura 34</b> Tipo de firmware de APM.....	47
<b>Figura 35</b> Software APM para monitoreo del UAV .....	47
<b>Figura 36</b> Kit de radio telemetría 3DR.....	48
<b>Figura 37</b> Radio Control Futaba 6j 2,4 GHz .....	49
<b>Figura 38</b> Esquema de conexión entre el operador y la tarjeta APM.....	50
<b>Figura 39</b> Esquema de conexión entre la computadora y la tarjeta APM. ....	51

<b>Figura 40</b>	Esquema de conexión entre los actuadores y la tarjeta APM. ....	52
<b>Figura 41</b>	Configuración de actuadores para un ala delta .....	52
<b>Figura 42</b>	Esquema de conexión para los módulos adicionales .....	53
<b>Figura 43</b>	Posiciones para la calibración del acelerómetro. ....	54
<b>Figura 44</b>	Modos de vuelo seleccionados .....	56
<b>Figura 45</b>	Lista completa de parámetros de vuelo.....	57
<b>Figura 46</b>	Pantalla de Calibración de Radio.....	58
<b>Figura 47</b>	Ángulos de rotación de una aeronave .....	60
<b>Figura 48</b>	Controlador PID de balanceo.....	61
<b>Figura 49</b>	Controlador PID de cabeceo.....	62
<b>Figura 50</b>	Controlador PID de giro .....	63
<b>Figura 51</b>	Descripción gráfica de los parámetros que influyen en el control de navegación.....	64
<b>Figura 52</b>	Cámara FPV Caddx Turbo Micro SDR2.....	68
<b>Figura 53</b>	Módulo transmisor y receptor RC832 inalámbrico .....	69
<b>Figura 54</b>	Esquema simbólico de conexión entre la cámara y la tarjeta de control .....	71
<b>Figura 55</b>	Esquema simbólico de conexión entre la cámara y el ordenador en tierra.....	71
<b>Figura 56</b>	Ruta de sobrevuelo para el área delimitada .....	72
<b>Figura 57</b>	Mapa 3D del terreno .....	73
<b>Figura 58</b>	Resultados del algoritmo de visión artificial. ....	74
<b>Figura 59</b>	Etapas del programa de segmentación de imágenes.....	75
<b>Figura 60</b>	Prototipo UAV terminado.....	76
<b>Figura 61</b>	Análisis de la velocidad del flujo de aire que rodea perfil alar.....	78
<b>Figura 62</b>	Análisis de la presión que ejerce el aire sobre el perfil alar .....	78
<b>Figura 63</b>	Gráficas del comportamiento de los alerones. ....	81

## **RESUMEN**

El presente trabajo de investigación presenta el diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado capaz de sobrevolar de manera autónoma una superficie determinada y recolectar información del terreno por medio de la toma de imágenes. El estudio se centra el diseño estructural de la aeronave y el criterio para la selección de materiales y perfil alar, además de los sistemas de control y monitoreo que posibilitan el vuelo autónomo y la captura y emisión de imágenes y video hacia la estación de control en tierra. Aspectos importantes para escoger los materiales están en función del peso y la resistencia mecánica teniendo en cuenta que la estructura debe ser lo más liviana posible y que pueda soportar todos los esfuerzos que se producen durante el vuelo. El perfil alar se obtuvo mediante investigación bibliográfica de autores dedicados a la elaboración de aeromodelos, campo afín al tipo de aeronave planteada para el proyecto. Se especifican los componentes electrónicos necesarios y el dimensionamiento de los mismos. El sistema de control de vuelo está constituido por una tarjeta Open Source encargado del movimiento de los actuadores que controlan los movimientos de la aeronave en vuelo y la propulsión del motor para abastecer un vuelo asistido o completamente autónomo definiendo la ruta deseada previamente. Una vez en el aire, el prototipo es capaz de tomar imágenes y video para realizar procesamiento de imágenes y mapeo 3D del área sobrevolada.

## **PALABRAS CLAVE:**

- **VEHÍCULO AEREO NO TRIPULADO**
- **ALA DELTA**
- **ROBÓTICA**

**ABSTRACT**

This research paper presents the design and construction of an unmanned aerial vehicle capable of autonomously flying over a given surface and collecting terrain information by imaging. The study focuses on the structural design of the aircraft and the criteria for the selection of materials and wing profile, in addition to the control and monitoring systems that enable autonomous flight and the capture and emission of images and video to the ground control station. Important aspects to choose the materials are a function of weight and mechanical resistance taking into account that the structure must be as light as possible and can withstand all the stresses that occur during the flight. The wing profile was obtained through bibliographic research by authors dedicated to the development of model airplanes, a field related to the type of aircraft proposed for the project. It also specifies the necessary electronic components such as electric motor, variator, batteries, radio control and how to calculate the values needed for each. The flight control system consists of an Open Source card in charge of the movement of the actuators that control the movements of the aircraft in flight and the propulsion of the engine to provide an assisted or completely autonomous flight defining the desired route previously. Once in the air, the prototype is capable of taking images and video to perform image processing and 3D mapping of the area overflow.

**KEY WORDS:**

- **UNMANNED AERIAL VEHICLE**
- **HANG-GLIDER**
- **ROBOTICS**

## **CAPÍTULO I**

### **FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA**

#### **1.1. ANTECEDENTES**

En la actualidad el uso de los drones UAV's para monitorear distintos tipos de procesos productivos por su facilidad de adquisición de información, que han llevado al desarrollo de distintos tipos de plataformas con características singulares y cuya configuración estructural varía para su funcionalidad como helicópteros, cuadricópteros, hexacópteros, aviones. Etc.

Los parámetros principales para el desarrollo del prototipo son tiempos de vuelo, altura de vuelo, estabilidad, capacidad de carga, alcance máximo, tipo de materiales, cualidades específicas que va a tener cada aeronave.

La Universidad de Maryland, en College Park, EEUU, fue el escenario de la presentación del modelo AD-150, un vehículo aéreo no tripulado desarrollado por American Dynamics Flight Systems. El AD-150 es un dron mixto que combina la agilidad de un cuadricóptero y las prestaciones de un avión haciendo posible los vuelos horizontales y verticales, (Dynamics, 2018)

El MIT, (Boston), está desarrollando el proyecto UAV SWARM Health Management Project, cuyo objetivo es la posibilidad de ejecutar misiones de larga duración con una flota de UAV's en un entorno dinámico. Dado que la batería de cada vehículo es limitada, el diseño de los prototipos son pequeños y bastante livianos con el fin de extender el uso de la batería para cumplir su misión. (MIT, 2017)

En el Ecuador existe el desarrollo de un prototipo de UAV tipo avión de ala fija por la USFQ en la que se enfoca en el diseño y construcción de un prototipo para la adquisición de información de la fauna marina. En los parámetros y pruebas de esta plataforma están los respectivos estudios

de aerodinámica. (Darling, 2018) En la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, se desarrolló un sistema que permite pilotar a una aeronave de manera autónoma por medio de trayectorias predefinidas mediante GPS. (Chicaiza & Chuchico, 2016)

En los últimos años, los vehículos aéreos no tripulados, han sido utilizados para el desarrollo de múltiples y variadas aplicaciones, ya sea por su versatilidad, su relativa facilidad de control de vuelo, o la capacidad de obtener información del medio a través de cámaras, sensores, etc. (Olivares, 2017) En la Universidad de Zayed, analizaron las aplicaciones potenciales de los drones en el monitoreo del medio ambiente y el manejo de espacios urbanos, así como sus potenciales riesgos. (Gallacher, 2016) En Estados Unidos, investigadores buscan maneras de suministrar productos de primera necesidad (Scott & Scott, 2017) y mejorar la logística en caso de desastres naturales (Restas, 2015). En la agricultura, combinando los beneficios de trabajo con vehículos aéreos no tripulados e introduciendo conceptos de IA e Internet de las Cosas (IoT), se busca la llamada agricultura de precisión (Saha, Saha, Ray, & Sircar, 2018). Esto muestra que los drones son una herramienta ideal para brindar soluciones a múltiples problemáticas del mundo actual.

## **1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA**

En el país, existen pocas o casi nulas empresas que se dediquen al diseño y construcción de vehículos aéreos no tripulados; esto se ve reflejado en el mercado local, ya que la mayoría de productos ofertados en ésta línea, como cuadricópteros, helicópteros, aviones de aeromodelismo, son de procedencia extranjera. Los problemas que origina comprar por ésta vía son varios, como los precios elevados debido a la importación y aranceles, tiempos de espera muy prolongados para recibir el producto o un repuesto en el caso de presentarse una avería.

Todos estos inconvenientes impiden el avance de ésta área en el país; ya que personas y empresas interesadas en investigar y proponer nuevos prototipos y productos innovadores en lo que se refiere a vehículos aéreos no tripulados, se ven limitados debido a la alta inversión de dinero y tiempo que demanda el proceso de desarrollo de productos. Por esta razón, el país deja de ser un productor de nuevas tecnologías y pasa a ser dependiente del desarrollo de otros países.

Además, las entidades dedicadas a brindar servicio de aplicaciones con el empleo de UAV's, también es reducido. Los beneficios de trabajar con vehículos aéreos no tripulados son muchos ya que pueden cubrir vastas extensiones de terreno, seleccionando la ruta que seguirá con anterioridad por medio de trayectorias y coordenadas por GPS, sin utilizar muchos recursos energéticos y en poco tiempo. Por tal razón, la introducción de un producto en el mercado nacional que sea de bajo costo, posibilite la investigación y el desarrollo posterior gracias a su plataforma "Open Source" y que este en un nivel competitivo con otros productos ofertados; representa una contribución valiosa al sector especializado en el trabajo con vehículos aéreo no tripulados y aplicaciones.

### **1.3. DESCRIPCIÓN RESUMIDA DEL PROYECTO**

El proyecto consiste en diseñar un vehículo aéreo no tripulado autónomo tipo Ala Volante como plataforma libre de desarrollo, tomando en cuenta que tenga altas de prestaciones de sustentabilidad, tiempo de vuelo, estabilidad, controlabilidad.

Una vez definido el tipo de aeronave con las especificaciones requeridas, se modelará el prototipo en software CAD para obtener los planos de las piezas que conforman la estructura. Se analizará en software CAE las cargas y el comportamiento que tendrán los componentes estructurales para su posterior manufactura en maquinaria CNC. Esta etapa culmina con el

ensamblaje del prototipo, puesta a punto y comprobación de los sistemas mecánicos que conforman el vehículo aéreo no tripulado.

Posteriormente, se realizarán pruebas de vuelo de la aeronave, controlada remotamente, para verificar y comprobar el rendimiento en el aire, para efectuar acciones correctivas en el prototipo.

La implementación de los componentes eléctricos que conforman el sistema de control autónomo en base a la información obtenida de las pruebas de vuelo, permitirá el seguimiento de trayectorias preestablecidas por software. Y a la par, con la adición del sistema de monitoreo a base de cámaras a bordo, el vehículo aéreo no tripulado será capaz de sobrevolar un área delimitada predefinida; es decir, el usuario tendrá la posibilidad de ingresar al sistema la superficie de interés, ya sea por coordenadas GPS, y el algoritmo determinará las trayectorias de vuelo necesarias para cubrir todo el terreno, con esto se busca obtener el mejor plan de vuelo para que el vehículo aéreo no tripulado pueda monitorear el área en su totalidad.

Los datos e imágenes adquiridos serán analizados por medio de algoritmos de procesamiento de imágenes y coordenadas de localización. La información procesada se utilizará en aplicaciones como mapeo 3D y análisis de terreno por visión artificial.

#### **1.4. JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA.**

Los costos elevados y los tiempos de espera prolongados para conseguir productos, accesorios y repuestos en el área de los UAV's es el principal problema para las personas y empresas que trabajan con ellos y el proyecto planteado representa una solución viable. La propuesta es desarrollar un prototipo de vehículo aéreo no tripulado más económico y que ofrezca características y especificaciones similares a los productos que se ofertan el mercado actual. A demás, el hecho

de que el prototipo sería diseñado y manufacturado en el país, reduciría considerablemente el tiempo de entrega de los productos, y abre la posibilidad de desarrollar nuevos accesorios, aplicaciones o repuestos, de acuerdo a la necesidad del comprador.

También, se busca aprovechar los beneficios de usar UAV's en la presta de servicios profesionales por lo que se plantea que el proceso de explorar un terreno y registrar información acerca del mismo se lo hace de manera tradicional, donde una persona o un grupo de personas deben realizar todas las actividades como recorrer el área designada, identificar objetos, capturar información con fotos y videos, etc. Todo esto representa un gasto de recursos, que incrementa dependiendo de la complejidad del estudio. Por tal motivo, un enfoque adicional del proyecto es hacer un monitoreo aéreo de una zona específica recolectando datos que sea de interés para el usuario por medio de imágenes y coordenadas de localización, para el análisis de la información obtenida del medio de algoritmos de procesamiento de imágenes y puntos GPS.

El sistema propuesto ofrece ventajas notables al proceso antes mencionado, reduciendo la intervención humana y evitando la generación de errores que implica, los recursos empleados también se reducen ya que el sistema es autónomo y el tiempo requerido para realizar esta actividad es menor. Además, el proyecto es adaptable con aplicaciones específicas que un usuario desee, sirve como base para futuras investigaciones en el campo de uso de vehículos aéreos no tripulados, y presenta una ventaja importante sobre los drones convencionales que se comercializan a nivel nacional, ya que la superficie sobre la que puede sobrevolar el UAV propuesto es mayor.

El sistema satisface la necesidad de poder explorar, buscar y encontrar información de interés de manera remota, disminuyendo el tiempo de exploración, mejorando los resultados de búsqueda y reemplazando la intervención humana.

El proyecto es ideal para aplicaciones en áreas como: agricultura de precisión, arquitectura, topografía, filmación, ingeniería civil, investigación y educación.

## **1.5. OBJETIVO GENERAL**

Diseñar y construir un vehículo aéreo no tripulado autónomo tipo Ala Volante como plataforma libre de desarrollo, para monitoreo del entorno por medio de trayectorias predefinidas en el sector rural.

## **1.6. OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- Seleccionar un modelo de vehículo aéreo no tripulado, por medio de investigación bibliográfica, que cumpla con los requerimientos necesarios en cuanto a tiempo de vuelo y sustentación.
- Diseñar el modelo del vehículo aéreo no tripulado en software CAD/CAE para analizar el comportamiento estructural y aerodinámico.
- Construir el vehículo aéreo no tripulado implementando los sistemas de vuelo autónomo y monitoreo.
- Procesar digitalmente las imágenes y los datos de vuelo obtenidos, mediante algoritmos, para mostrar al usuario información de interés sobre el área monitoreada.

## **1.7. HIPÓTESIS**

¿El vehículo aéreo no tripulado autónomo tipo ala volante podrá monitorear el entorno siguiendo trayectorias predefinidas, manteniendo el concepto de plataforma OpenSource?

## **1.8. VARIABLES DE LA INVESTIGACIÓN**

### **1.8.1. Variable Independiente**

Vehículo aéreo no tripulado autónomo tipo Ala Volante como plataforma libre de desarrollo.

### 1.8.2. Variable Dependiente

Monitoreo del entorno por trayectorias predefinidas.

## 1.9. VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO, UAV'S

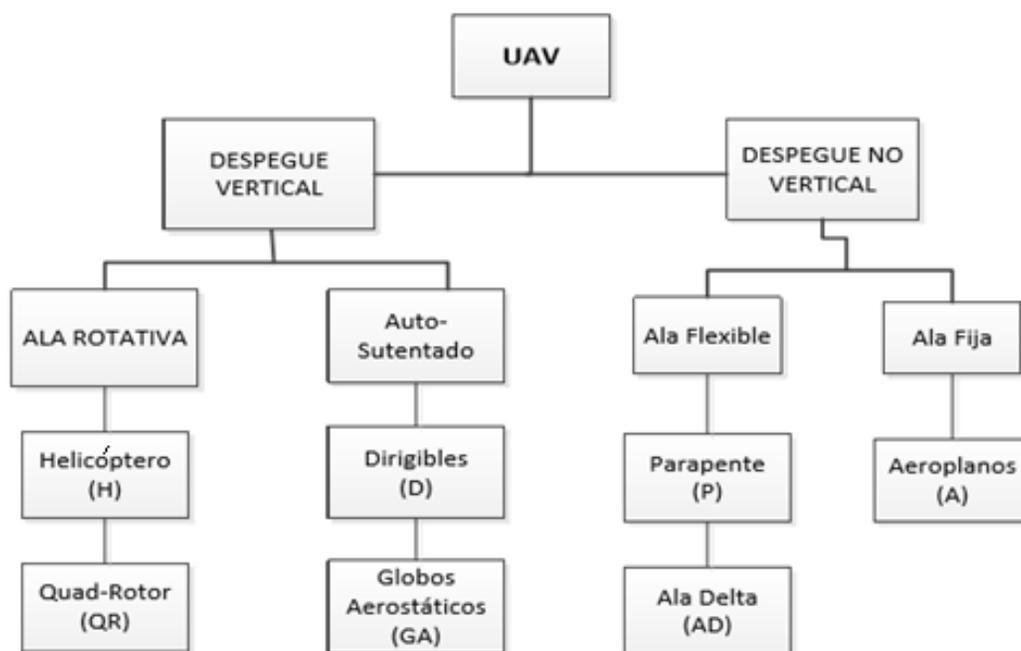
Este tipo de Robots también conocidos como Vehículos Aéreos No Tripulados ha tenido un crecimiento exponencial en los últimos años. La Segunda Guerra Mundial fue la pionera en el desarrollo de este tipo de vehículos, donde su uso como aviones teledirigidos y vehículos de entrenamiento en operativos de cañones antiaéreos fueron sus aplicaciones iniciales. A finales del siglo XX, el término UAV (Unmanned Aerial Vehicle por sus siglas en inglés) (Rivas & Chicaiza, 2006). Los UAV's pueden estar controlados remotamente desde una estación de tierra por un operador, como se observa en la figura 1:



*Figura 1. Control de un UAV*

## 1.10. TIPOS DE ROBOTS AÉREOS UAV'S

Existen diferentes clasificaciones de las cuales pueden ser por el tipo de despegue, de ala rotativa o hélice como un helicóptero como se muestra en la figura 2: (Renau, 2014)



*Figura 2. Clasificación de los UAV*

Y se describen algunos tipos de UAVs:

### 1.10.1. Ala fija

Este tipo de robots aéreos brinda un alto desempeño y fiabilidad en diferentes altitudes u condiciones atmosféricas adversas, la desventaja es su maniobrabilidad (Santana, 2017) como se puede ver en la figura 3:



**Figura 3. UAV Ala Fija**

Fuente: (Santana, 2017)

### 1.10.2. Alas rotativas o hélices

Este tipo de robot aéreo permiten un vuelo estacionario una gran capacidad de maniobrabilidad en espacios reducidos en esta categoría se encuentran los cuadrimotor y helicópteros (figura 4):



**Figura 4. UAV Cuadrimotor**

Fuente: (Santana, 2017)

### 1.10.3. Alas Flexibles

Estos robots aéreos poseen una unidad articulada de torsión activa que, junto con un complejo sistema de control, alcanza un rendimiento sin precedentes en la operación de vuelo (Santana, 2017)(figura 5):



**Figura 5.** UAV Alas flexibles

Fuente: (Santana, 2017)

#### **1.10.4. Robots auto-sustentables**

En la figura 6 se muestra robots que poseen una gran autonomía, sustentación aerostática y esto se logra mediante el llenado de un gas de menor densidad (Santana, 2017).



**Figura 6.** UAV Autosustentable

Fuente: (Santana, 2017)

### **1.11. APLICACIONES DE LOS UAV'S**

#### **1.11.1. Control de incendios forestales**

En España se crearon los primeros UAV's especialmente diseñados para la prevención y el control de incendios forestales. Su tarea es reunir la información necesaria para anticiparse en lo posible a la prevención y expansión de incendios. (Ollero, 2007)

### **1.11.2. Investigaciones Arqueológicas**

Los UAV's se utilizan para buscar y analizar restos arqueológicos gracias a su capacidad de recorrer y tomar fotografías de áreas extensas. (Kersel, 2016)

### **1.11.3. Fines geológicos**

La supervisión de volcanes en actividad. Los UAV's pueden tomar muestras de material volcánico como cenizas, que permitirá con modelos matemáticos predecir futuras precipitaciones de gases y ceniza volcánica o una erupción, alertando de manera rápida a las poblaciones cercanas.

Otras investigaciones han llevado a la utilización de vehículos aéreos para intentar seguir la ruta del huracán. Un estudio indica que los UAVs fueron enviados al ojo de un huracán en Estados Unidos para medir temperatura y humedad, lo que permitió pronosticar el camino y alertar a la población. (Prensa, 2010)

### **1.11.4. Investigaciones biológicas**

Se han utilizado para reproducir la ruta de aves en libertad se registra el vuelo con un GPS incorporado al ave y luego se reproduce con un UAV. Los investigadores pueden determinar de esta manera el porqué de su recorrido al tener la posibilidad de registrar exactamente las características de la zona donde vuela. (Prensa, 2010)

### **1.11.5. Manipulación de materiales nocivos**

Se utilizan para limpieza y estudio de materiales nocivos, En Japón, en Fukushima, se utilizan para obtener una vista precisa del interior del reactor nuclear con el objetivo de elaborar un plan de mantenimiento. La utilización del avión no tripulado permitió acceder, ya que se pudo acceder a zonas que ningún ser humano podría tolerar dado el alto índice de radiación en el área. (Prensa, 2010)

### 1.11.6. Como satélites

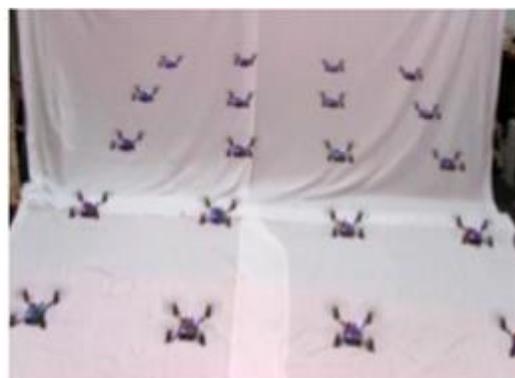
Se investiga la posibilidad de utilizar UAV's para crear redes de internet en áreas donde aún no llega. Estos vehículos funcionarían con energía solar y podrían cumplir las tareas de los satélites, pero más baratos y en una cobertura específica. (Prensa, 2010)

### 1.11.7. UAV's en aplicaciones de investigación

Son adquiridos por universidades para desarrollar investigaciones, entre las que se están desarrollando son: sobrevuelo en formación, enjambres de aeronaves, trabajo colaborativo, nano Quad-rotores, vuelo autónomo aprendizaje, entre otros. En general estas plataformas no se encuentran abiertas para su uso y muchas de ellas dependen de un sistema de navegación basado en visión que lo hace muy costoso. En la figura 7 a y b, se muestran los proyectos de investigación del grupo GRASP de la Universidad de Pennsylvania, los cuales se basan en sistemas de control de seguimiento de trayectoria y vuelo en formación, respectivamente. (Tonkin & Midgley, 2016)



a)



b)

**Figura 7.** Aplicaciones de UAV's.

a) Seguimiento de trayectorias. b) Vuelo colaborativo en formación.

Fuente: (Tonkin & Midgley, 2016)

## 1.12. MATERIALES COMUNES EN APLICACIONES SIMILARES (AEROMODELISMO)

La madera es el material base para la fabricación de aeromodelos, debido a que es un material ampliamente utilizado para este propósito, gracias a su ligereza en cuanto a peso, resistencia y sencillez para su manejo. A continuación, se enlistan los materiales usados y una breve descripción.

### 1.12.1. Madera de Balsa



**Figura 8.** Planchas de madera de balsa

Fuente: (Gabarró, 2010)

La madera de balsa, se observa en la figura 8, es la madera más ligera usada en aeromodelismo. Su peso varía entre 100 y 200 kg por metro cúbico. La balsa no es solamente ligera, sino que también es blanda. Así, se puede trabajar fácilmente y cortar y pegar sin ningún problema. La madera de balsa se puede pegar con cianocrilato, epoxy, cola blanca o colas celulósicas. Las propiedades del material se especifican en la tabla 1. (Gabarró, 2010)

**Tabla 1**

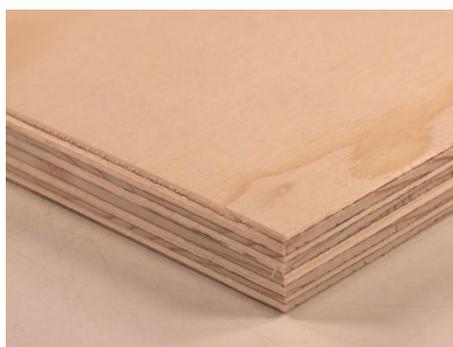
*Propiedades mecánicas de la madera de balsa*

Propiedad	Valor
Módulo de ruptura	21,4 MPa
Compresión paralela al grano	14,9 MPa
Cortante paralela al grano	2,1 MPa

Fuente: (Pérez Alcaraz, 2009)

### 1.12.2. Madera de contrachapado

Son planchas formadas por el resultado de pegar varias láminas de madera entre sí. Las ventajas que propone este material para la construcción de aeronaves a escala es que, a diferencia de la madera convencional, las láminas que conforman el contrachapado se disponen en distintas direcciones con respecto a sus vetas, esto proporciona mayor uniformidad y resistencia mecánica al material. Las propiedades se detallan en la tabla 2.



**Figura 9.** Lámina de madera de contrachapado

Fuente: (Pérez Alcaraz, 2009)

Al estar conformada por varias capas como se muestra en la figura 9, presenta una gran capacidad para retener la propagación de grietas. Por la disposición de las láminas mencionadas anteriormente, este material no presenta inconvenientes con el uso de elementos de sujeción como tornillos, clavos, remaches, etc. (Pérez Alcaraz, 2009)

**Tabla 2**

*Propiedades mecánicas de la madera de contrachapado*

Propiedades	Valor
Módulo de ruptura	114 MPa
Tracción perpendicular al grano	6,3 MPa
Compresión paralela al grano	56,3 MPa
Compresión perpendicular al grano	6,7 MPa

Fuente: (Pérez Alcaraz, 2009)

### 1.12.3. Madera MDF

De las siglas Fibra de Densidad Media (Medium Density Fibreboard), son planchas o tabloneras ilustradas en la figura 10, fabricados en su mayoría por fibras de maderas aglutinadas con resinas sintéticas comprimidas, lo que resulta en una mayor densidad que otros tipos de maderas. Presenta una estructura homogénea, uniforme y maciza, ideal para someterse a procesos como taladrado, fresado, tallado, corte laser, etc. (Maderas Santana, 2015) Esta característica se aprovecha para usar el material en maquinaria CNC para obtener piezas de alta precisión y de la forma que desee el diseñador. Esto y su bajo costo hace que esta madera sea ideal para prototipado rápido de aeromodelos.



**Figura 10.** *Planchas de madera MDF*

Fuente: (Maderas Santana, 2015)

### 1.12.4. Aluminio

El aluminio es un material altamente usado en aplicaciones aeronáuticas debido a que es un metal relativamente ligero en comparación con la resistencia que ofrece. En aeromodelos de pequeña escala se usan distintos tipos de perfiles estructurales principalmente con fines estructurales, ya sea para soporte de componentes, placas de unión, etc. Las series recomendadas son la 6000 y 7000. (Pérez Alcaraz, 2009).

La serie 6000 presenta silicio y magnesio como elementos de aleación. Su buena formabilidad y soldabilidad lo hace un material muy versátil en el campo automotriz y aeronáutico, ya que es ideal para la elaboración de piezas, perfiles, tubos, planchas, etc. La serie 7000 tiene al zinc como elementos de aleación. Se utiliza para la formación de láminas y miembros estructurales de aviones. (Mott, 2009)

#### **1.12.5. Poliestireno expandido EPS**

Es un material compuesto plástico con textura espumosa. Localmente se lo conoce como EspumaFlex, se observa en la figura 11. Entre las características que se pueden destacar es su higiene, ya que no favorece la propagación de microorganismos, es un material ligero, resistente a la humedad y con capacidad para absorber impactos (Grupo Isotex, 2015). Aunque sus principales aplicaciones sean en el campo alimenticio, en aeromodelismo este material es aprovechado por su bajo peso y capacidad de absorber los golpes, para conformar la estructura interna de las alas. Otra ventaja es la relativa facilidad para moldearlo al perfil alar deseado.



*Figura 11. Láminas de EspumaFLex*

#### **1.13. TIPOS DE PROPULSIÓN EN AEROMODELISMO**

Parte importante a la hora de diseñar un vehículo aéreo es determinar el modo de propulsión, ya sea por medio de motores, turbinas, etc. A continuación, se nombran los principales, tomando en

cuenta sus ventajas y desventajas para determinar el método ideal en base a los requerimientos de la aplicación.

### 1.13.1. Planeadores

Principalmente se caracterizan por su superficie alar mucho mayor que otros tipos de aeronaves, debido a que dependen de las alas para su sustentación, ver figura 12. El vuelo se produce por el flujo de aire que se desliza por las alas netamente. El control del modelo puede ser libre o radiocontrolados a través de servo motores. (RC-INK, 2014)



*Figura 12. Aeromodelo tipo planeador*

### 1.13.2. Motor de combustión interna



*Figura 13. Motor a combustión interna*

Fuente: (RC-INK, 2014)

Al igual que en la industria automotriz, estos motores funcionan al proveer, desde un depósito, combustible a uno o varios cilindros para producir movimiento rotatorio. Este movimiento es aprovechado por las hélices para impulsar el vehículo. En la figura 13 se puede apreciar el tamaño reducido de estos motores, adaptados para este tipo de estructuras. (RC-INK, 2014). En la tabla 3, se mencionan los motores a combustión interna más utilizados en el campo del aeromodelismo.

**Tabla 3**

*Características de motores de combustión interna usados en aeromodelismo*

Tipos de motores	Características
Motores Glow-Plug (de bujía incandescente)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• El combustible que usan estos motores es una mezcla de aceite, metanol y nitrometano, las cantidades de cada uno varían específicamente con el modelo que se trabaje.</li> <li>• La bujía es una resistencia de platino, la cual es necesaria calentarla por medio del paso de corriente mediante una batería.</li> <li>• El cilindraje en estos motores se presenta desde los 0,4 cc hasta los 23 cc.</li> </ul>
Motores Diesel	<ul style="list-style-type: none"> <li>• El combustible que se emplea es una mezcla de diésel, aceite, éter y nitrito de amilo en diferentes porcentajes según las características del motor.</li> <li>• Estos motores no tienen bujía, el aumento de temperatura se debe a la compresión de los gases en la cámara de combustión. La compresión puede ser regulada para lograr un encendido y funcionamiento correctos.</li> <li>• El par motor es mucho mayor que los motores Glow pero no es muy susceptible a cambios de velocidad. El cilindraje va desde 0,8 a 3,5 cc.</li> </ul>
Motores de Chispa	<ul style="list-style-type: none"> <li>• El combustible con el que trabajan estos motores es la combinación de gasolina sin plomo, de 95 octanos preferiblemente, y aceite; al igual, las cantidades varían en cada caso.</li> <li>• Poseen bujías similares a los de auto, que se activa electrónicamente por medio de un sistema aparte. Esto los hace más fiables que un motor Glow.</li> </ul>

Fuente: (RC-INK, 2014)

### 1.13.3. Motores eléctricos

Aunque no se han utilizado tradicionalmente por mucho tiempo, los recientes avances y mejoras en las baterías hacen que estos motores sean muy viables en el campo del aeromodelismo. Se puede cambiar la velocidad de estos motores por medio de variadores específicos. La fuente de energía son baterías por tanto deben ser motores de corriente continua (RC-INK, 2014). En la tabla 4, se nombran dos tipos. En la figura 14 se muestra un motor eléctrico sin escobillas comúnmente usado en aeromodelos.

**Tabla 4**

*Características de los motores eléctricos usados en aeromodelismo*

Tipos de motores DC	Características								
Motores con escobillas	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Son motores DC que utilizan imanes hechos de “tierras raras” como cobalto, neodimio, etc.</li> <li>• La velocidad de estos motores se regulaba por un servo que accionaba un interruptor o utilizando una resistencia variable, este sistema tiene un rendimiento bajo y pérdida de energía.</li> <li>• Ahora se utilizan dispositivos que varían el ancho de pulso (PWM), que se acoplan muy bien con el radiocontrol, con esto se puede reducir la velocidad sin comprometer mucho el par motor.</li> </ul>								
Motores sin escobillas (Brushless)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Estos motores son muy utilizados por su gran rendimiento y bajo consumo, muy superior a los motores con escobillas.</li> <li>• Existen dos maneras en la que están constituidos estos motores: <table border="1" data-bbox="565 1402 1416 1816"> <thead> <tr> <th data-bbox="565 1402 998 1440"><b>Inrunner (rotor interno)</b></th> <th data-bbox="998 1402 1416 1440"><b>Outrunner (carcasa rotatoria)</b></th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td data-bbox="565 1440 998 1564"> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Fueron los primeros en emplearse en el aeromodelismo.</li> </ul> </td> <td data-bbox="998 1440 1416 1564"> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Los imanes permanentes esta ubicados alrededor del bobinado.</li> </ul> </td> </tr> <tr> <td data-bbox="565 1564 998 1690"> <ul style="list-style-type: none"> <li>• El bobinado se encuentra en el estator y el rotor se encuentra en el interior.</li> </ul> </td> <td data-bbox="998 1564 1416 1690"> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Son de un diámetro mucho mayor, el par es mayor y permite la utilización directa de las hélices al eje.</li> </ul> </td> </tr> <tr> <td data-bbox="565 1690 998 1816"> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Tiene un menor diámetro, un menor par pero mayor velocidad.</li> </ul> </td> <td data-bbox="998 1690 1416 1816"></td> </tr> </tbody> </table> </li> </ul>	<b>Inrunner (rotor interno)</b>	<b>Outrunner (carcasa rotatoria)</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Fueron los primeros en emplearse en el aeromodelismo.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Los imanes permanentes esta ubicados alrededor del bobinado.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• El bobinado se encuentra en el estator y el rotor se encuentra en el interior.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Son de un diámetro mucho mayor, el par es mayor y permite la utilización directa de las hélices al eje.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Tiene un menor diámetro, un menor par pero mayor velocidad.</li> </ul>	
<b>Inrunner (rotor interno)</b>	<b>Outrunner (carcasa rotatoria)</b>								
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Fueron los primeros en emplearse en el aeromodelismo.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Los imanes permanentes esta ubicados alrededor del bobinado.</li> </ul>								
<ul style="list-style-type: none"> <li>• El bobinado se encuentra en el estator y el rotor se encuentra en el interior.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Son de un diámetro mucho mayor, el par es mayor y permite la utilización directa de las hélices al eje.</li> </ul>								
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Tiene un menor diámetro, un menor par pero mayor velocidad.</li> </ul>									

Fuente: (RC-INK, 2014)



**Figura 14.** Motor eléctrico sin escobillas  
Fuentes: (RC-INK, 2014)

#### 1.13.4. Propulsión a turbina

Tiene el mismo funcionamiento que los motores utilizados en los aviones a escala normal, ver figura 15. Los motores de este tipo son mucho más costosos y generan mucha más potencia, permitiendo que los prototipos lleguen a altas velocidades. El pulsorreactor es el motor a reacción más sencillo que se conoce; su facilidad de fabricación y mecánica de funcionamiento hace que sea muy usado entre los diseñadores de aeromodelos. (RC-INK, 2014)



**Figura 15.** Motor de turbina  
Fuente: (Burzi, 2010)

### 1.14. TIPOS DE ALAS

Existen tres tipos de configuración de alas, en la tabla 5 se exponen los tipos con sus respectivas ventajas y desventajas.

**Tabla 5**

*Ventajas y desventajas de los tipos de alas*

Tipos de ala	Ventajas	Desventajas
Alta	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Facilidad y rapidez de carga y descarga.</li> <li>• Trenes de aterrizaje pequeños.</li> <li>• Menor interferencia en aviones monoplanos.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Alojamiento del tren de aterrizaje en el fuselaje, aumento de peso.</li> <li>• El tren de aterrizaje tiene poca fuerza de tracción.</li> </ul>
Media	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Menor interferencia, lo que se traduce en resistencia mínima.</li> <li>• Excelente para entrenadores y cargueros.</li> <li>• La divergencia del flujo en la raíz de la ala es reducida.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• La posición del centro de gravedad varía considerablemente.</li> </ul>
Baja	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Ideal para carguero pequeños donde no se dispone de equipos especiales.</li> <li>• Permite una alta deflexión de la cola horizontal.</li> </ul>	

Fuente: (Borrell, 2013)

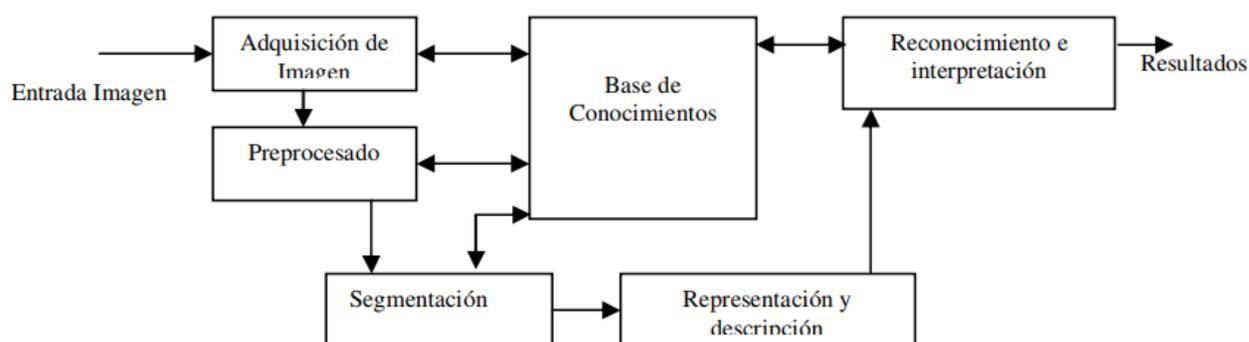
### 1.15. VISIÓN ARTIFICIAL

La visión artificial se dedica al estudio de imágenes pre procesadas para poder interpretarlas y posibilitar a las máquinas a tener capacidades similares a las humanas. El objetivo principal de la visión artificial es identificar, localizar y extraer características de objetos de interés en imágenes después de un proceso diferente que muchas veces se consideran iguales, el procesamiento de imágenes. El procesamiento de imágenes tiene como objetivo mejorar la calidad de la imagen para aplicar los diferentes algoritmos dependiendo de la aplicación deseada. (Florencia, 2004)

Este proceso tiene varias aplicaciones industriales y en el campo científico. Industrialmente se usa en los sistemas de control de calidad donde se prioriza la velocidad para poder evaluar los productos; por otro lado, los investigadores se centran en el análisis de imágenes más complejas en busca de patrones más específicos haciendo los procesos mucho más lentos debido a la cantidad de información que debe ser analizada. (Florencia, 2004)

### 1.15.1. Componentes de un sistema de visión artificial

En la figura 16 se muestra un diagrama de flujo con las distintas fases de un sistema de visión artificial.



**Figura 16.** Etapas de un sistema de visión artificial

Fuente: (Chavez, 2001)

La etapa inicial es la adquisición de las imágenes usualmente a través de cámaras a bancos de imágenes previamente almacenadas. Una vez obtenidas las imágenes hay que procesarlas, es decir, mejorar la calidad aplicando filtros para prevenir posibles errores posteriores. Después se identifican los objetos que se encuentran dentro, a esto se llama segmentación. En base a un aprendizaje previo por medio de algoritmos o entrenamiento de redes neuronales, se analiza cada objeto identificado descartando los que no son de interés. Una vez identificado se procede a dar a

conocer al usuario el resultado final. (Chavez, 2001) En la tabla 6 se sintetiza cada etapa tomando en cuenta la información de entrada y salida.

**Tabla 6**

*Etapas del proceso en un sistema de visión artificial.*

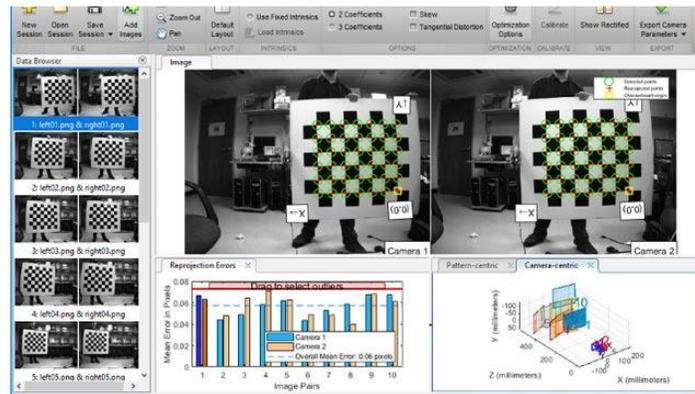
Procesos	Entrada	Salida	Área
<b>Captura</b>	Imagen	Imagen	Procesamiento de imágenes
<b>Pre – procesamiento</b>			
<b>Segmentación</b>	Imagen	Grupos de píxeles (objetos o regiones)	Análisis de imágenes
<b>Descripción</b>	Objetos o regiones	Información cuantitativa de los objetos o regiones	
<b>Reconocimiento</b>	Información cuantitativa	Objetos clasificados en categorías	
<b>Interpretación</b>	Objetos clasificados	Entendimiento de la escena	Visión artificial

Fuente: (García & Caranqui, La visión artificial y los campos de aplicación, 2015)

### 1.15.2. Herramienta y lenguajes de programación

Existen varias herramientas, lenguajes de programación y software para el desarrollo de aplicación con visión artificial que varían en la complejidad de su uso, así como la licencia requerida para su utilización. Se mencionan las principales.

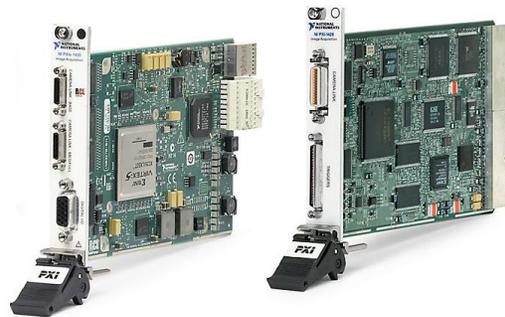
Matlab es un software matemático desarrollado por la empresa Matworks que cuenta con un lenguaje de programación propio, está disponible en las plataformas Mac OS, Windows y Unix. Está conformado por varias herramientas especializadas para varias disciplinas entre ellas está “Image Processing Toolbox” que proporciona una serie de algoritmos y una interfaz gráfica para el procesamiento, análisis y visualización de imágenes. Además, la herramienta “Computer Vision System Toolbox” emplea imágenes y videos para reconocer, clasificar y seguir objetos para su interpretación. La detección de patrones dentro de una imagen se observa en la figura 17. (García, Visión Artificial y Procesamiento Digital de Imágenes usando Matlab, 2008)



**Figura 17.** Aplicación de calibrador de cámara estéreo

Fuente: (The MathWorks, Inc, 2019)

National Instruments oferta herramientas de hardware y software para la adquisición y procesamiento de imágenes enfocándose principalmente en el ámbito industrial. El módulo “IMAQ Vision Algorithms” provee un conjunto de algoritmos para la detección de patrones, regiones de interés, detección de bordes, histogramas, reconocimiento de caracteres, entre otras aplicaciones. Un módulo de tarjeta de adquisición de imágenes se muestra en la figura 18.



**Figura 18.** Módulo de tarjeta de adquisición de imágenes

Fuente: (National Instruments Corporation, 2019)

Matrox Imaging Library (MIL) desarrollado por la empresa Matrox Electronics System, es un conjunto de herramientas que permite la creación de aplicaciones para analizar imágenes y visión artificial. El paquete incluye un software interactivo con el usuario y funciones de programación

especializadas en este campo. Una aplicación con estas librerías es la detección de coincidencia de patrones en una placa electrónica como se observa en la figura 19.



**Figura 19.** *Coincidencia de patrones*

Fuente: (Matrox, 2019)

La corporación Intel originalmente desarrolló en código C++ la librería “Open Computer Vision” actualmente conocida como OpenCV. Es una librería dedicada al trabajo con visión artificial que puede ser usada libremente con fines académicos, comerciales e investigativos. Está disponible en plataformas como Mac OS, Windows y GNU/Linux. Contiene funciones que facilitan la programación de sistemas de reconocimiento de objetos, aprendizajes, entre otros. (García & Caranqui, La visión artificial y los campos de aplicación, 2015)

## **CAPÍTULO II**

### **DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL UAV**

El tipo de aeronave que se va a construir es un ala delta; por lo tanto, la primera consideración es definir la forma del perfil alar para modelar la forma que tendrá el UAV en software CAD. Otra consideración importante es la selección del material adecuado, para esto se tiene que tomar en cuenta aspectos como la aplicación del prototipo, el peso y la resistencia de los materiales. Para validar el diseño, se somete el modelo con los datos del material a una serie de pruebas en software CAM, para detectar posibles defectos y hasta qué punto el diseño mantiene su funcionalidad antes de fallar. En esta fase se conocen datos como el peso total aproximado del prototipo y la velocidad a la que puede desplazarse, con esta información se puede elegir un motor eléctrico capaz de propulsar la aeronave. Con los requerimientos del motor se eligen la hélice, el dispositivo de control y la batería para un funcionamiento óptimo. Para finalizar el diseño base el UAB, se requiere dos servo motores que servirán para controlar el movimiento de los alerones. Hasta este punto el prototipo ya es capaz de sobrevolar una superficie y se cumple con el propósito de esta fase.

#### **2.1. ANÁLISIS Y SELECCIÓN DE PERFIL ALAR**

Un perfil alar es la forma del área transversal de un elemento que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que generen sustentación. Para la selección del perfil para las alas de UAV se siguieron las recomendaciones del diseñador y experto en aeromodelismo, Martin Hepperle. (Hepperle, Flying Wings, 2018)

El barrido y la torsión suelen causar pérdidas de rendimiento de vuelo, y esto se amplifica ya que el modelo planteado es de tipo “Ala volante”, es decir que no posee cola; estas se pueden

minimizar al elegir perfiles con coeficientes de momento cercanos a cero. (Hepperle, Flying Wings, 2018)

Los perfiles y modelos tradicionales eran susceptibles al problema antes planteado, se propusieron varias series de perfiles MH 40 y MH 60, que tienen los siguientes objetivos: (Hepperle, Flying Wings, 2018)

- Lograr valores bajos de resistencia con respecto a los perfiles típicos.
- Tener coeficientes bajos de torsión
- Mejorar el coeficiente de elevación máximo en comparación a los ya disponibles.

En la tabla 7 se detallan las series y perfiles en función de su espesor (t/c). El espesor es un valor en porcentaje % en el eje de las ordenadas con respecto a la longitud que existe entre el borde de ataque y borde de salida conocido como cuerda.

**Tabla 7**

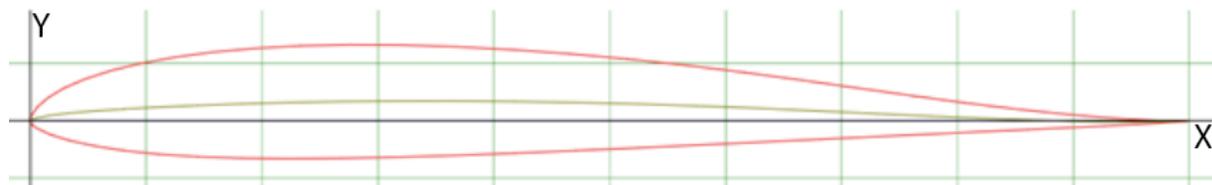
*Espesor en porcentaje de cada perfil alar*

Perfiles	MH 60	MH 61	MH 62	MH 64	MH 44	MH 45	MH 46	MH 49
<b>Espesor</b>	10.08%	10.28%	9.30%	8.61%	9.66%	9.85%	11.39%	10.50%

Fuente: (Hepperle, Flying Wings, 2018)

Por sugerencia del mismo autor, se escogió en perfil MH45.

### Perfil MH 45



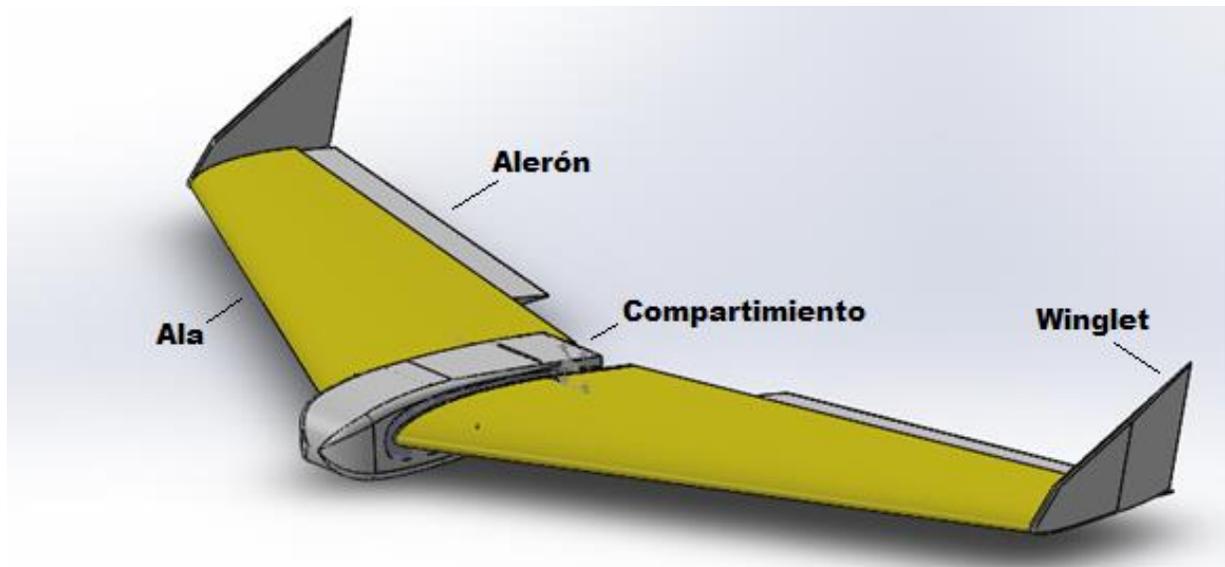
**Figura 20.** Boceto del perfil alar MH 45

Características: (Hepperle, MH 45, 2018)

- Espesor: 9,85%.
- Coeficiente de elevación máxima relativamente alto.
- Coeficiente de momento bajo de  $cm^4 = +0,0145$ .
- Puede ser usado en números de Reynolds de 100'000 o más.
- Se ha utilizado con éxito en modelos de aviones sin cola.

Un flujo con un número de Reynolds alrededor de 100 000 (típico en el movimiento de una aeronave pequeña, salvo en zonas próximas a la capa límite) expresa que las fuerzas viscosas son 100.000 veces menores que las fuerzas convectivas, y por lo tanto aquellas pueden ser ignoradas. (Mott, 2009)

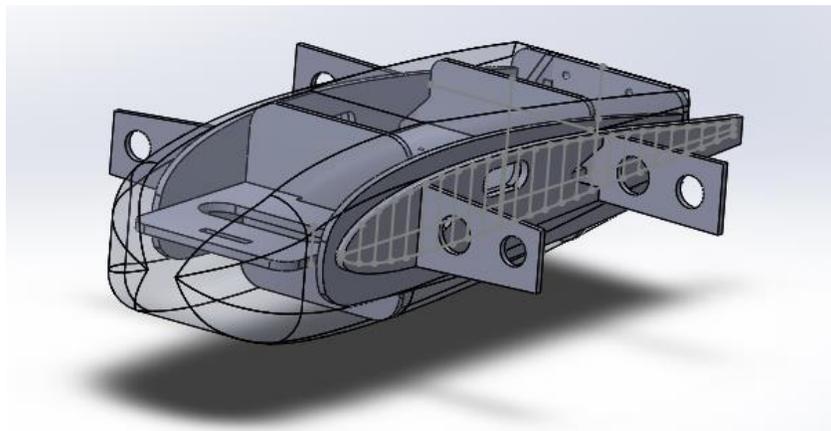
## 2.2. MODELADO CAD DEL PROTOTIPO



*Figura 21. Vista isométrica del modelo CAD del prototipo*

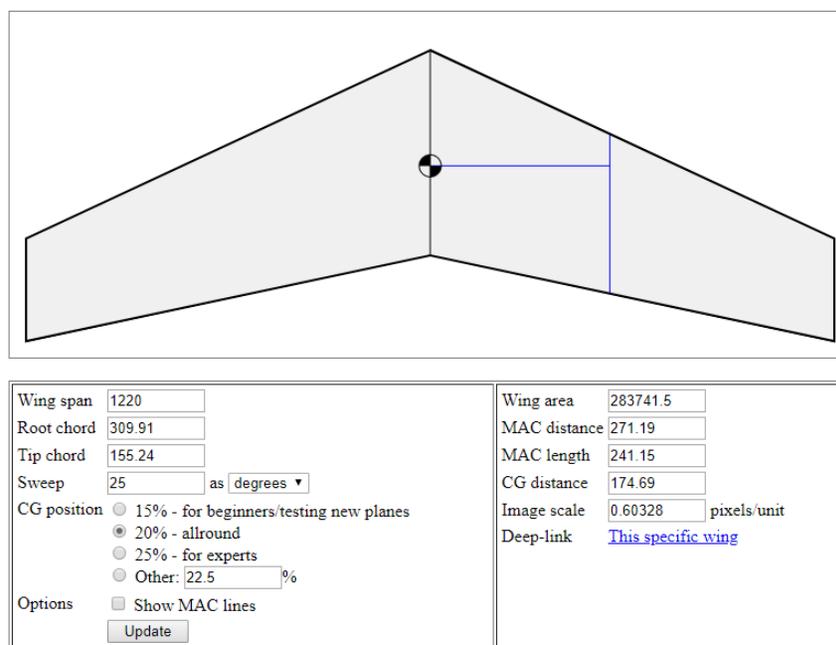
Con la ayuda de un software de Diseño Asistido por Computador CAD y en base al perfil seleccionado anteriormente, se generan los puntos para formar la sección correspondiente al perfil como se muestra en la figura 20. La forma de la sección transversal se mantiene igual a lo largo de todo el prototipo, lo que cambia es la escala. El anexo A contiene los planos de la estructura.

En la Figura 21 se observa el prototipo desde el ángulo superior, el cuerpo del ala conforma prácticamente toda la estructura del vehículo aéreo. El modelo es simétrico con respecto al plano central con un perfil alar que inicia en la mitad y disminuye su tamaño progresivamente hasta llegar a los extremos donde se ubican los Dispositivos de punta alar o Winglets, siempre manteniendo la sección como se mencionó anteriormente. En la parte central del modelo se ubica un compartimiento con el propósito de unir los dos perfiles alares y alojar todos los componentes necesarios para el funcionamiento del prototipo. En la Figura 22 se muestra la estructura interna del compartimiento central, en este se encuentran todos los slots para ubicar dispositivos como la tarjeta controladora, variadores, receptores, módulos de telemetría, cámara, motor, baterías, etc.



*Figura 22. CAD del compartimiento de los componentes*

Una vez finalizado el diseño en CAD, se pueden obtener datos del modelo, como se muestra en la figura 23, la superficie de las alas del prototipo es 0,28 metros cuadrados; otro dato importante es el peso total que son 1,2 Kg.



**Figura 23.** Datos del modelo CAD

Con esta información se puede validar el diseño según el criterio de carga alar propuesto por Martin Simons. En la tabla 8 se muestra los distintos tipos de aeromodelos con su respectiva carga alar, el propósito de este procedimiento es demostrar que el prototipo se encuentra dentro del rango sugerido por el autor. Cabe destacar que para un valor de carga mayor el avión es más maniobrable pero su estabilidad de vuelo es mucho menor, lo que se refleja en su mayor complejidad para su control. Se selecciona planeadores no motorizados con el fin de demostrar la principal funcionalidad del perfil alar para esta aeronave y para reducir la complejidad a la hora de realizar el control de vuelo autónomo.

**Tabla 8.**

*Valores de carga alar para los distintos tipos de aeromodelos*

Tipo de aeromodelo	Carga Alar [Kg/m <sup>2</sup> ]
Alta velocidad, alta maniobrabilidad	6,7 – 7,92
Deportivos de velocidad moderada	4,87 – 6,7
Entrenadores de baja velocidad	3,65-4,87
Planeadores de baja velocidad	3.65 - 4.26
Planeadores no motorizados	2.43 - 3.65

Fuente: (Simons, 1994)

La funcionalidad seleccionada da paso para la posterior investigación en el desarrollo del proyecto teniendo en cuenta que cumpla con la principal función de que pueda volar bajo ciertos parámetros de vuelo para esta aplicación. Por lo tanto, el principal cumplimiento del perfil para planeadores no motorizados según la tabla 8 es un rango 2.43-3.65 kg/m<sup>2</sup>, para esto se tiene que calcular la carga alar de diseño con la ecuación 1. (RC Airplanes Victor, 2016)

$$Carga\ alar = \frac{Peso}{Area} \quad (1)$$

$$Peso\ de\ la\ aeronave\ total = 1200\ gr = 1.2kg$$

$$Área: 283741,5\ mm^2 = 0.28\ m^2$$

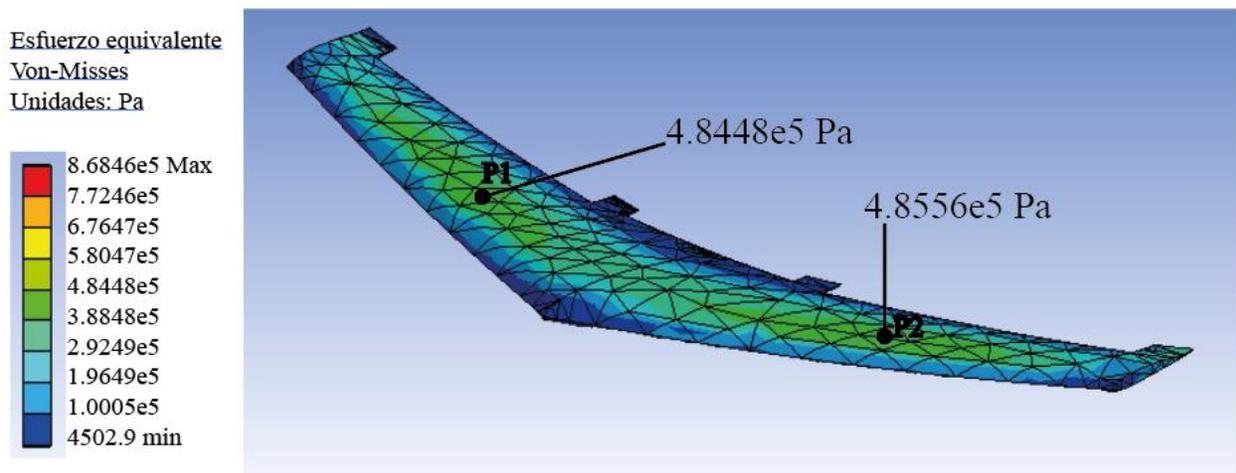
El resultado con la aplicación de la fórmula de la ecuación 1 es 4,2857 Kg/m<sup>2</sup>, este dato se encuentra dentro del rango del tipo de aeromodelo deseado.

Para el desarrollo del proyecto se selecciona el ala alta, ya que esta brinda una mayor estabilidad a la hora de vuelo, a diferencia que el ala baja que brinda mayor maniobrabilidad, un ejemplo claro son los aviones de combate que llevan un ala baja comparados con aviones de vigilancia cuya configuración es el ala alta. Las velocidades para los entrenadores de baja velocidad varían desde 15km/h a los 60 km/h. (Simons, 1994)

### 2.3. ANÁLISIS CAE DE LA ESTRUCTURA

Con un programa de Ingeniería Asistida por Computador CAE, se analiza el comportamiento de la estructura a las fuerzas puntuales que debe soportar el ala volante cuando vuela, una de ellas es sostener su propio peso para lo cual se conoce el valor de 1.2Kg obtenido de la modelación en CAD, al multiplicar por la gravedad de  $9.8 \text{ m/s}^2$  se obtiene 11.76 N.

La carga puntual ocupada en el análisis de la estructura será de un peso de 14.7 N sobredimensionando el peso del avión a 1.5Kg, que corresponde a los componentes electrónicos que controlan el prototipo. La fuerza del peso se aplicará al centro de la estructura y el resultado que se obtiene del estudio que se muestra en la figura 24 sirve para determinar el esfuerzo equivalente que deberá soportar la estructura y las alas; con los datos obtenidos seleccionar el material más adecuado para la construcción.

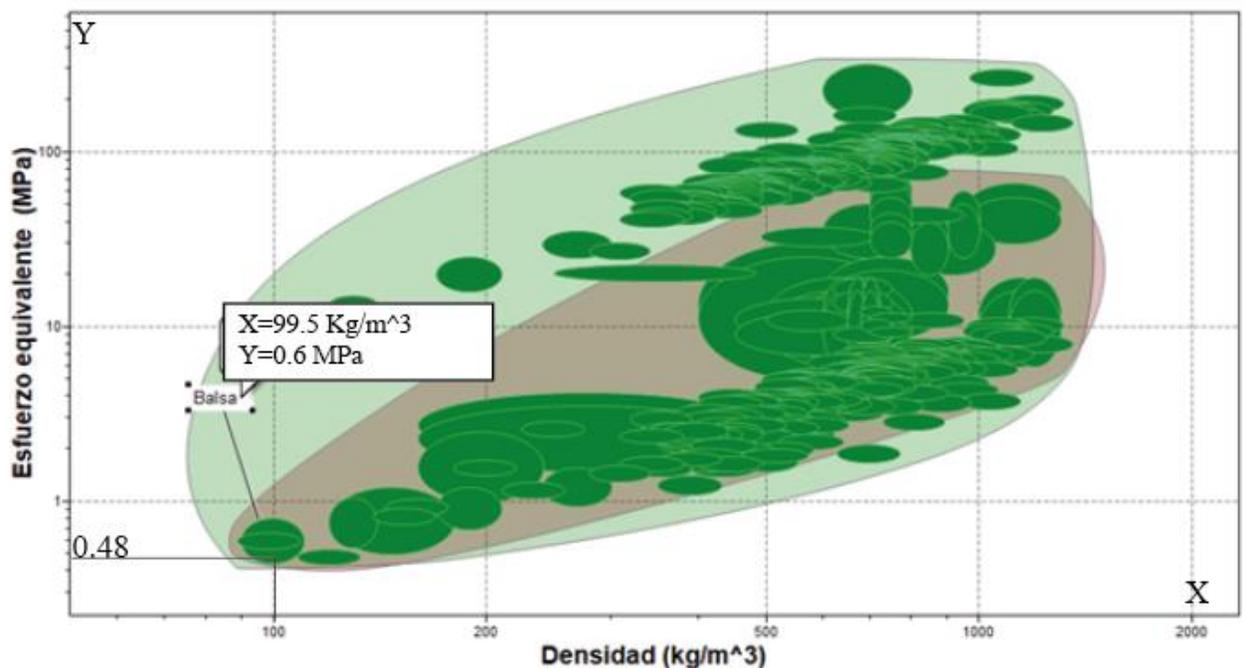


*Figura 24. Análisis CAE de la estructura*

El valor del esfuerzo máximo que se genera en los puntos P1 y P2 es de  $4.8448e5 \text{ Pa}$  y su equivalente es  $0.48 \text{ MPa}$

## 2.4. SELECCIÓN DE MATERIALES

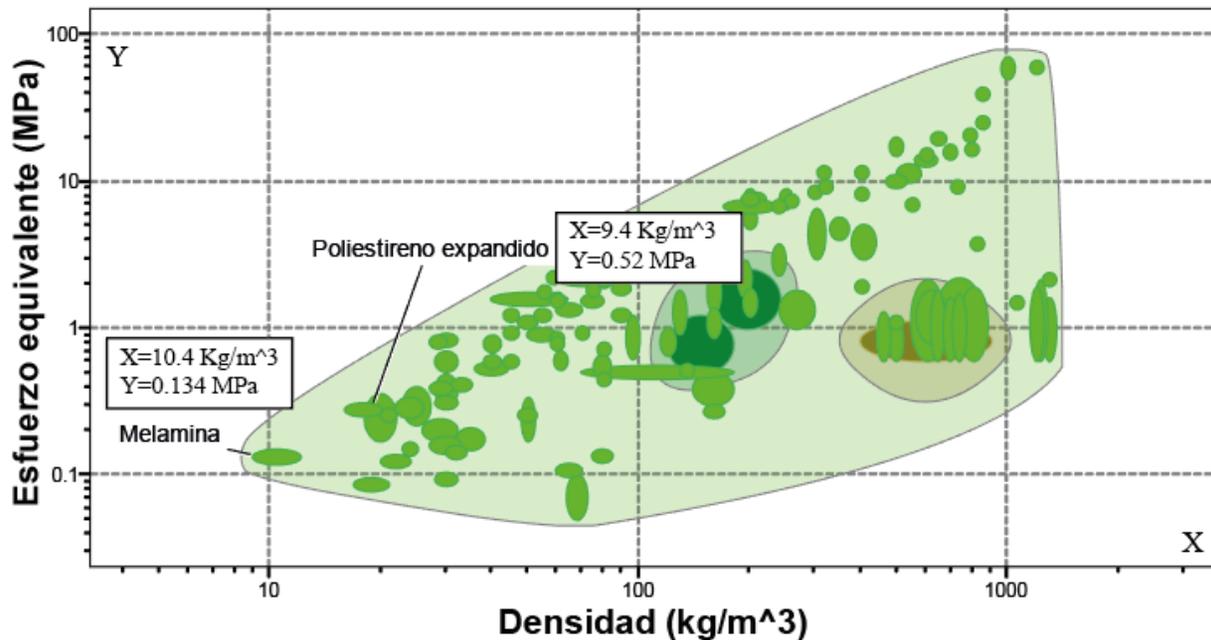
El valor obtenido del esfuerzo equivalente que soportará la estructura en el centro debido a la fuerza de su propio peso es de 0.48 MPa, para la selección del material se usa la figura 25. En el eje Y se encuentra el esfuerzo equivalente (MPa) y en el eje X la densidad en ( $\text{Kg}/\text{m}^3$ ). El material que se acerca al valor de 0.48 MPa es la madera Balsa con un valor de 0.66 MPa y cuya densidad es  $99.5 \text{ Kg}/\text{m}^3$ .



*Figura 25. Gráfica para la selección de materiales*

Para encontrar un material equivalente se usa la figura 26 con referencia a espumas disponibles en el mercado actual. Las mismas características se encuentran dos materiales, el primero la espuma de Melanina con un esfuerzo equivalente de 0.134 MPa y cuya densidad es  $10.4 \text{ Kg}/\text{m}^3$  y el Poliestireno Expandido (Espuma Flex) con un esfuerzo equivalente de 0.52 MPa y cuya densidad es  $9.4 \text{ Kg}/\text{m}^3$ . Los materiales para la selección son madera balsa y la espuma de poliestireno expandido para la construcción del prototipo por sus características mecánicas y su baja densidad.

Estos materiales están disponibles en el mercado local. En el anexo B se detalla la construcción del prototipo.



*Figura 26. Gráfica para la selección de materiales tipo espuma*

## 2.5. SELECCIÓN DE COMPONENTES

### 2.5.1. Motor de propulsión

Para el prototipo se eligió usar un motor eléctrico ya que como se mencionó en el capítulo uno presenta muchas ventajas con respecto a los motores a combustión interna. Los motores eléctricos no necesitan ser encendidos previamente a diferencia de los de combustión interna, el control de velocidad del motor se lo hace electrónicamente lo que lo hace ideal para la finalidad del proyecto, y con los recientes avances tecnológicos los motores eléctricos y las baterías tienen un mejor rendimiento, menor consumo y ocupan menor espacio que los sistemas a combustión, además de ser más fiables a la hora del vuelo. A continuación, se indica el proceso para la selección del motor eléctrico de propulsión. (RC Airplanes Victor, 2016)

Consideraciones:

- El peso total de la aeronave se estima 1500 gramos.
- KV es un dato de fabricante de motores y se refiere a las rpm's del motor por cada voltio que se le alimente.

#### a. Relación Empuje/Peso

Como se mencionó en el modelado CAD del prototipo, el tipo de aeromodelo con el que se está trabajando es un tipo planeador, por lo tanto, la relación Empuje/Peso = 0.55, como se muestra en la tabla 9.

**Tabla 9**

*Relación de Empuje Peso de cada tipo de aeromodelo*

Tipo de aeromodelo	Relación Empuje / Peso
Planeador – entrenador	0,35 - 0,55
Vuelo a escala	0,60 - 0,70
Deportivos y acrobáticos lentos	0,70 - 0,80
Acrobáticos rápidos	0,80 - 1,00
Jets y 3D	1,00 - 2,50

Fuente: (Borrell, 2013)

#### b. Empuje necesario

Para calcular el empuje necesario se emplea la ecuación y los datos obtenidos anteriormente.

$$Empuje = \frac{Peso}{Relación Empuje/Peso} \quad (2)$$

$$Empuje = \frac{1500 \text{ g}}{0,55 \text{ g/gf}}$$

$$Empuje = 2727 \text{ gf}$$

#### c. Cantidad de KV en función de la velocidad estimada

En la tabla 10 se muestra la velocidad de vuelo que se desea que tenga el prototipo; una velocidad alta no es prioridad del proyecto por lo que una velocidad máxima entre 40 y 50 Km/h

es suficiente, ya que el propósito es ir escaneando el terreno y obtener información. Los Kv's requeridos se fijarán en 800.

**Tabla 10**

*KV's requeridos en función de la velocidad de vuelo*

KV	Velocidad (Km/h)	Velocidad (mph)
1000	70	43
2000	140	87
3000	210	131
4000	280	175

Fuente: (RC Airplanes Victor, 2016)

#### d. Relación Potencia/Empuje

La relación Potencia / Empuje tiene un comportamiento lineal en función de los KV's calculados anteriormente. Se utiliza la ecuación 3 para calcular la relación.

$$\text{Relación } \frac{Pot}{Emp} = 0,17 * \frac{Kv}{1000} + 0,09 \quad (3)$$

$$\text{Relación } \frac{Pot}{Emp} = 0,17 * \frac{800}{1000} + 0,09$$

$$\text{Relación } \frac{Pot}{Emp} = 0,226 \frac{Watts}{gf}$$

#### e. Potencia del motor necesaria

Con los datos de la relación potencia / empuje y el empuje necesario obtenidos anteriormente, se utiliza la ecuación 4 para calcular la potencia del motor.

$$\text{Potencia} = \text{Empuje} * \text{Relación } \frac{Pot}{Emp} \quad (4)$$

$$\text{Potencia} = 2727 * 0,226$$

$$\text{Potencia} = 616,36 \text{ Watts}$$

Se recomienda incrementar el valor obtenido en %50

$$\text{Potencia total} = 924,55 \text{ Watts}$$

Con los datos de Kv y la potencia en Watts se elige un motor con características similares o superiores. La selección de un motor adecuado para el proyecto se lo hace por medio de una empresa especializada al trabajo con motores para aeromodelismo.



**Figura 27.** Motor eléctrico brushless Rim Fire

Fuente: (Great Planes, 2019)

En este caso la empresa es Great Planes; la ventaja de usar estos motores es que la empresa recomienda las baterías, las hélices y las hélices con la que garantizan un correcto funcionamiento. La selección fue un motor eléctrico brushless RimFire .32 mostrado en la figura 27, la tabla 11 muestran las características del motor.

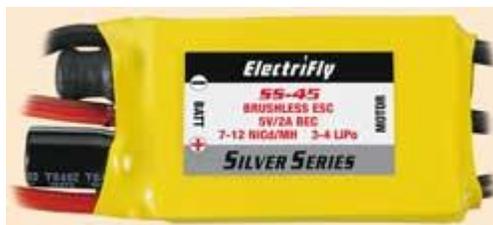
**Tabla 11**

*Características del motor eléctrico brushless Rim Fire .32*

Descripción	Valor
Diámetro	42 mm (1,7 in)
Longitud	50 mm (2,0 in)
KV	800
Potencia constante	850 Watts
Potencia pico	1480 Watts
Peso	198 g (7 oz)
Diámetro del eje	5 mm (0,2 in)
Rango de voltaje	11,1 – 14,8 V

Fuente: (Great Planes, 2019)

## 2.5.2. Variador de velocidad



**Figura 28.** ESC de 45 amperios ElectriFly Silver Series

Fuente: (RC Universe, 2018)

Para seleccionar el dispositivo correcto para controlar la velocidad de giro del motor se necesita conocer las especificaciones del motor elegido anteriormente. Los parámetros de interés son los valores de la potencia, voltaje y corriente normal y pico, conociendo esto se debería elegir un dispositivo que tenga características iguales o superiores para que pueda funcionar sin causar daños e inconvenientes en el futuro. Una ventaja del fabricante del motor elegido es que sugiere los componentes con los que garantiza un correcto funcionamiento del motor, en este caso se selecciona un controlador electrónico de velocidad (ESC) de 45 amperios (TowerHobbies, 2019), en la figura 28 se muestra el dispositivo y en la tabla 12 se detallan sus características.

**Tabla 12**

*Características del ESC ElectriFly Silver Series*

Descripción	Valor
Corriente de salida máxima	45 Amp
Potencia Máxima	500 Watts
Baterías Lipo (Celdas - Voltaje)	3 – 4 , 11.1 – 14,8 V
Baterías NiCd (Celdas - Voltaje)	7 – 12, 8,4 – 14,4 V
Frecuencia de operación	8,5 KHz
Corte por voltaje	Voltaje de batería x 0,67
Corte térmico	230 °F – 110 °C
Dimensiones	70 x 10 x 33 mm
Peso	50 gramos

Fuente: (RC Universe, 2018)

### 2.5.3. Baterías

Las baterías de polímero de litio (LiPo) en la actualidad son las más utilizadas en aplicaciones de robótica por beneficios que presentan sobre otros tipos de baterías. En el aeromodelismo son una de las principales razones para que los motores eléctricos sean una opción mucho más viable que los motores a combustión convencionales debido a la ligereza y su reducido tamaño, su capacidad para almacenar grandes cantidades de energía lo que se traduce en tiempos de vuelo más prolongados y su tasa de descarga alta que le permite alimentar a toda clase de sistemas de alta demanda de energía. (I charger NZ, 2019)

El fabricante del motor y el variador garantizan un correcto funcionamiento al trabajar con baterías de polímero de litio, en este caso lo ideal es una batería de 4 celdas con un voltaje de 14,8V. Por investigación y tomando en cuenta que el tiempo de vuelo del prototipo debe ser el más prolongado posible se selecciona una batería de 14,8 V marca Titan mostrada en la figura 29, el fabricante asegura que tiene mejores propiedades que las baterías LiPo convencionales las cuales se muestran en la tabla 13.



**Figura 29.** Batería Titan 14,8 V 3,5 AH 80 W  
Fuente: (Titan, 2019)

**Tabla 13***Características de la batería Titan*

Descripción	Valor
Número de celdas	4
Peso	208 gramos
Dimensiones	37,6 x 37,6 x 66,5 mm
Rango de voltaje	10.0 - 16.8 V
Capacidad	3,5 Ah

Fuente: (Titan, 2019)

**2.5.4. Hélices**

Para seleccionar una hélice es necesario saber la nomenclatura. Viene dado por dos números separados por una “x”, el primer número indica la longitud en pulgadas y el segundo indica el paso o ángulo de inclinación. (Aeromodelismo, 2015)

**Figura 30. Hélice 12 x 6 APC**

Fuente: (HobbyKing, 2019)

En este caso el fabricante sugiere utilizar Hélices 12 x 6 o 13 x 8 (TowerHobbies, 2019), se seleccionó una hélice 12 x 6 que se muestra en la figura 30 y en la tabla 14 se encuentra las especificaciones.

**Tabla 14***Especificaciones de las hélices 12 x 6 APC*

Descripción	Valor
Peso	50 gramos
Diámetro de hélice	12 in
Rotación	CCW (contrario al sentido del reloj)
Paso de la hélice	6 in

Fuente: (HobbyKing, 2019)

### 2.5.5. Servomotores

Para controlar la trayectoria del prototipo; es decir, el mecanismo que permite la navegación a través del aire y su respectiva maniobrabilidad se lo hace a través de alerones ubicados en cada sección alar. El movimiento combinado de los alerones permite al UAV desplazarse en la dirección que el usuario o el sistema de navegación lo requiera. En aeromodelismo, el movimiento de los alerones se lo realiza a través de un mecanismo biela manivela sujeto a un motor eléctrico que es el que se encargara de controlar el movimiento del mecanismo. El mejor tipo de motor eléctrico para este objetivo son los servomotores ya que estos incluyen el control de la rotación del eje y su tamaño es ideal para su ubicación en la estructura. Una consideración adicional y fundamental es el material del que está hecho la caja de reducción incluida en los motores, ya que de estos depende completamente la funcionalidad del prototipo.



**Figura 31.** Micro servo Futaba S3114 de alto esfuerzo de torsión  
Fuente: (Futaba, 2018)

Tomando en cuenta lo antes mencionado se elige un micro servo Futaba S3114 de alto esfuerzo de torsión mostrado en la figura 31; como su tamaño es aún menor que los servomotores tradicionales se reduce la interferencia que pueda haber con el perfil alar, al ser de alto esfuerzo los engranes de la caja de reducción son metales a diferencia de otros que comúnmente son de plástico

y a su vez el torque se sobredimensiona con lo que la confiabilidad al momento de volar es muy buena. Las especificaciones del motor elegido se muestran en la tabla 15.

**Tabla 15**

*Características de Micro servo Futaba S3114 de alto esfuerzo de torsión*

Descripción	Valor
Voltaje	4,8 – 6,0 V
Torque	1,5 – 1,7 Kg/cm
Velocidad	0,10 – 0,09 sec/60°
Dimensiones	22 x 11 x 20 mm
Peso	7,8 gramos

Fuente: (Futaba, 2018)

## **CAPÍTULO III**

### **IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL DE VUELO Y MONITOREO**

Convencionalmente en aeromodelismo, el control de los prototipos se lo hace de forma directa; es decir, se utiliza un radio control para enviar señales de manera remota, a bordo del aeromodelo se reciben la señal y directamente se conectan a los dispositivos controladores del motor de propulsión y de los servomotores de los alerones. Este método exige mucha pericia y experiencia del operador, ya que su plan de vuelo se basa únicamente en la visualización que tiene del avión, y esto lo hace muy susceptible a agentes externos como ráfagas de viento, compensación o pérdida de la visibilidad del prototipo.

Con un sistema de control de vuelo, las señales recibidas no se envían directamente a los actuadores, sino que entran en una tarjeta que interpreta que acción desea el operador que realice la aeronave, y en base a la información que obtiene de los sensores a bordo emite señales para que el prototipo tenga el comportamiento deseado. Además, el sistema ofrece otras ventajas, como rastreo GPS en tiempo real, establecimiento de rutas predeterminadas, y una de las más importantes la estabilidad de vuelo, es decir, ante perturbaciones externas el sistema corrige para evitar posibles colisiones.

En este capítulo se detallan la selección de los dispositivos de control de vuelo, como viaja la información a través del sistema, los módulos que aportan información del medio, la calibración de la tarjeta de control para que se acople a la aeronave diseñada y la manera de fijar un plan de vuelo para que el prototipo la sobrevuele de manera autónoma. La hoja de datos se muestran en el anexo C.

### 3.1. SISTEMA DE CONTROL DE VUELO

Para seleccionar una tarjeta que permita contralar el vuelo de la aeronave, la primera consideración y la más fundamental es asegurarse que sea una plataforma Open Source, que permite su uso libre para fines académicos e investigativos, eliminando la adquisición de licencias para su utilización y la posibilidad de modificar los programas base y adaptarlos a los requerimientos del proyecto.

Por investigación y experiencia utilizando vehículos aéreos no tripulados de distintos de tipos, se llegó a la plataforma Ardupilot Mega (APM) que básicamente es un piloto automático basado en la plataforma Arduino Mega de igual manera Open Source. Esta permite controlar aeronaves de ala fija, helicópteros convencionales y de varios rotores, es capaz de proporcionar una estabilización autónoma de la aeronave, navegación por medio de coordenadas y telemetría bidireccional. Se enumeran las características de la plataforma en la tabla 16. (ArduPilot, 2016)

**Tabla 16**

*Características de la plataforma APM*

Característica	Descripción
Licencia de plataforma	Open Source
Soporte de vehículos	Aeronaves, helicópteros, vehículos terrestres
Configuración	Por interfaz gráfica (no se necesita programar)
Navegación	Selección de punto por punto
Comandos autónomos	Despeje, aterrizaje y acciones especiales
Programas de simulación	Xplane y Flight Gear
Memoria disponible	4 MB

Fuente: (ArduPilot, 2016)

APM está formado por tres componentes principales: hardware, software y firmware.

#### 3.1.1. APM Hardware

Es la placa física que contiene los sensores y micro procesadores, encargada de recoger información del medio y recibir las órdenes del usuario para interpretar y enviar señales de salida

a servos, ESC's, gimbals, etc. El modelo escogido es una tarjeta Pixhawk, que se puede visualizar en la figura 32.



**Figura 32.** Tarjeta Ardupilot Pixhawk

Fuente: (ArduPilot, 2016)

La tarjeta posee un módulo GPS, un sensor barómetro, un sensor brújula, giroscopio, acelerómetro, controlador de energía eléctrica y un sistema de telemetría a más de tener varios de puertos con diferentes protocolos de comunicación. En la tabla 17 se muestra en detalle los componentes.

**Tabla 17**

*Detalle de los componentes de la tarjeta Pixhawk*

Componente	Descripción
Procesador	Núcleo ARM Cortex M4 de 32 bits con FPU
Modulo GPS	Neo-6M
Sensor brújula	Con protocolo de comunicación I2C
Sensor barométrico	MS5611-01BA03
Giroscopio y acelerómetro	3 ejes modelo MPU-6000
Controlador de energía eléctrica	RC150
Sistema de telemetría	Emisor y receptor de datos a 915 MHz

Fuente: (ArduPilot, 2016)



**Figura 33.** Módulo GPS Neo 6M

Para aprovechar todas las funcionalidades del sistema, existen componentes adicionales que se comunican con el modulo principal. En la figura 33 se puede observar el módulo GPS Neo 6M, incluye Eeprom y antena, es compatible con una variedad de controladores de vuelo. En la tabla 18 se indican las especificaciones (Naylamp, 2018)

**Tabla 18**

*Especificaciones del Módulo GPS Neo 6M*

Característica	Descripción
Voltaje de alimentación	3 – 5 V
Interface	Serial UART 5V
Tipo de antena	Cerámica
Frecuencia de refresco	5 Hz
Indicador de señal	LED
Tamaño	Diámetro de 60 mm
Baud rate por defecto	9600 bps

Fuente: (Naylamp, 2018)

### 3.1.2. APM firmware

Una vez conectados todos los dispositivos físicamente, se necesita del código que ejecuta la tarjeta que se conoce como firmware, tal como se observa en la figura 34, existen varias opciones como el control de una aeronave de ala fija, helicópteros de multi rotor y vehículos terrestres. Una vez seleccionado se procede a configurar los parámetros correspondientes al prototipo para que se acople a la forma de diseño realizado.



*Figura 34. Tipo de firmware de APM*

### 3.1.3. APM Software

Una vez configurado los parámetros necesarios e instalar correctamente el firmware adecuado para el vehículo aéreo no tripulado, el software se ejecuta en la computadora en tierra y por medio de los módulos de telemetría recibe información inalámbricamente. Este software es usado para cargar códigos a la tarjeta APM, cambiar configuraciones, planear rutas de vuelo, recibir datos de vuelo en tiempo real y monitorear el UAV en el mapa como se muestra en la figura 35.



*Figura 35. Software APM para monitoreo del UAV*



**Figura 36.** *Kit de radio telemetría 3DR*

Fuente: (RoboShop, 2018)

La comunicación inalámbrica entre la tarjeta abordo y la computadora en tierra se logra mediante un set de radio telemetría 3DR de código abierto, en la figura 36 se observa dos módulos con sus respectivas antenas, las características se mencionan en la tabla 19.

**Tabla 19**

*Especificaciones del kit de radio telemetría 3DR*

Característica	Descripción
Banda de frecuencia	915 MHz
Sensibilidad del receptor	-117 dBm
Potencia de transmisión	Hasta 20dBm
Conectores de antena	RP-SMA

Fuente: (RoboShop, 2018)

### 3.1.4. Radio control

En aeromodelismo, se usa una emisora de radio control que permite al operador enviar señales a una determinada frecuencia. A bordo de la aeronave, un receptor recibe la información y directamente acciona los actuadores designados a cada canal. Para esta aplicación el radio control es ideal sobre otros tipos de conexión inalámbrica como WIFI, bluetooth y demás, ya que el aspecto fundamental en la selección es la distancia en que se puede mantener una conexión estable. Las características más importantes para seleccionar un dispositivo son la distancia máxima, la frecuencia de transmisión, el número de canales que maneja, entre otros. Para el proyecto de

requiere una distancia superior a quinientos metros y un mínimo de cuatro canales para operar todos los actuadores del prototipo.



**Figura 37.** Radio Control Futaba 6j 2,4 GHz

Fuente: (Horizon Hobby, 2019)

El dispositivo seleccionado es un radio control Futaba 6j a 2,4 Ghz, en la figura 37 se puede observar la emisora y receptora y las especificaciones se muestran en la tabla 20. Una ventaja de este dispositivo es la programación de rutinas, es decir, se puede combinar canales y lograr comandos más complejos.

**Tabla 20**

*Especificaciones del Radio Control Futaba*

Característica	Descripción
Banda de frecuencia	2,4 GHz
Numero de canales	6
Voltaje de entrada del receptor	4,8 V – 7,4 V
Compatibilidad de baterías del receptor	NiCd, NiMH, LiPo, LiIon & LiFe
Dimensiones del receptor	43 x 24 x 7.9 mm
Peso del receptor	8.3 g

Fuente: (Horizon Hobby, 2019)

### 3.2. CONEXIONES

Para que los dispositivos empelados puedan interactuar entre sí se utilizan conexiones físicas e inalámbricas, empleando varios protocolos de comunicación. En la figura 38, se muestra un esquema de como viaja la información, desde que el operador realiza una acción hasta que llega al

a la tarjeta controladora. Primero se establece la conexión inalámbrica por radio control entre la emisora y la receptora a una frecuencia de 2,4 GHz; la señal de salida del dispositivo receptor es una modulación por ancho de pulso (PWM), que como se mencionó en la sección anterior se usa para controlar directamente los servomotores. En este caso la señal PWM ingresa a los puertos de entrada de la tarjeta APM físicamente mediante cables.



*Figura 38. Esquema de conexión entre el operador y la tarjeta APM.*

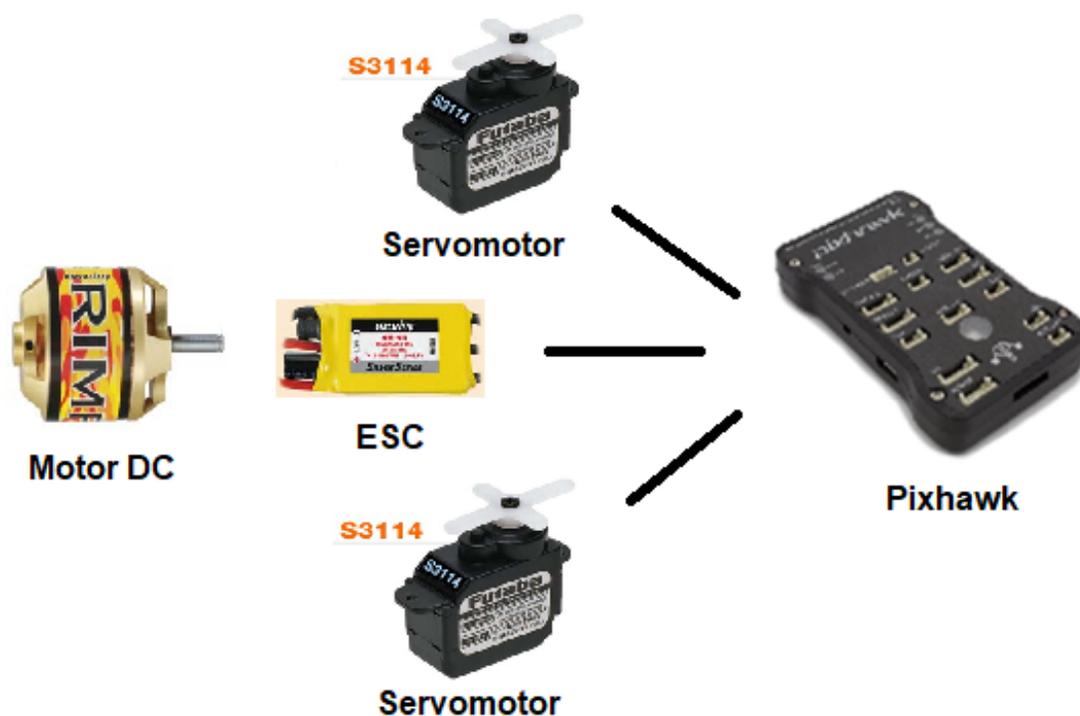
La comunicación entre la tarjeta APM a bordo de la aeronave y la computadora con el software se logra por medio del kit de telemetría, este vínculo permite recibir información de vuelo en tiempo real, la configuración inicial de los parámetros del prototipo, así como su posterior modificación. La figura 39 muestra una representación de la conexión entre los dispositivos de telemetría y controladores que reciben y envían datos. La tarjeta APM se comunica físicamente mediante comunicación serial a dos hilos, ambos dispositivos de telemetría se conectan inalámbricamente, finalmente la computadora y el dispositivo restante se comunican físicamente mediante vía serial por el puerto USB.



**Figura 39.** Esquema de conexión entre la computadora y la tarjeta APM.

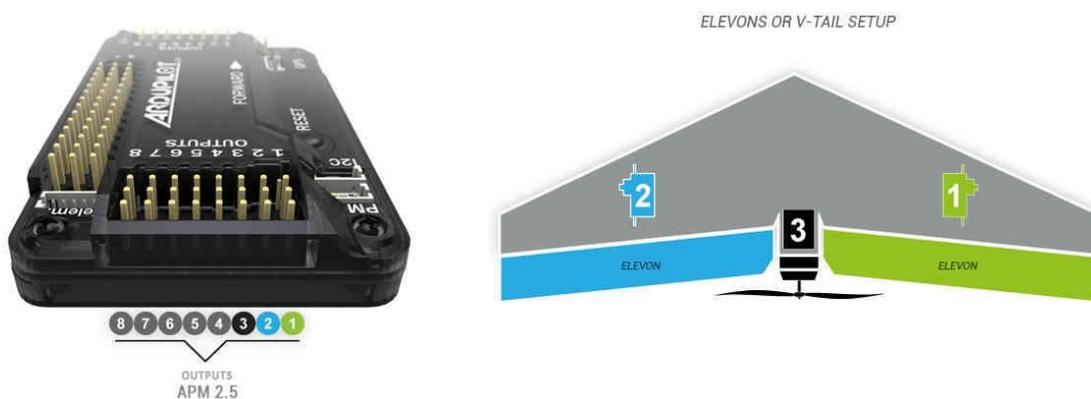
Una vez conectados los dispositivos de comunicación y control, se debe asignar los actuadores a los puertos de salida de la tarjeta APM. Al igual que los pines de entrada, la señal de salida es del tipo PWM. Dos de ellas son asignadas para el control de los servomotores que manipulan los alerones de alas de la aeronave, estos canales conducen información ya procesada con la finalidad de siempre mantener la estabilidad del prototipo.

Finalmente, una señal de salida es asignada para el control del motor principal encargado de propulsar la estructura, el pin es conectado en primer lugar al variador (ESC) y posteriormente al motor brushless. En la figura 40 se observa las conexiones antes descritas, son de tipo físicas y solo es necesaria una línea, la alimentación se divide tanto para los servomotores y para el motor de propulsión.



*Figura 40. Esquema de conexión entre los actuadores y la tarjeta APM.*

La tarjeta de piloto automático posee 8 salidas para controlar actuadores como se explicó, es imperativo conocer los puertos a los que están destinados las partes de la aeronave. En la figura 41 se muestra la disposición de los servomotores y el motor principal para un ala delta.

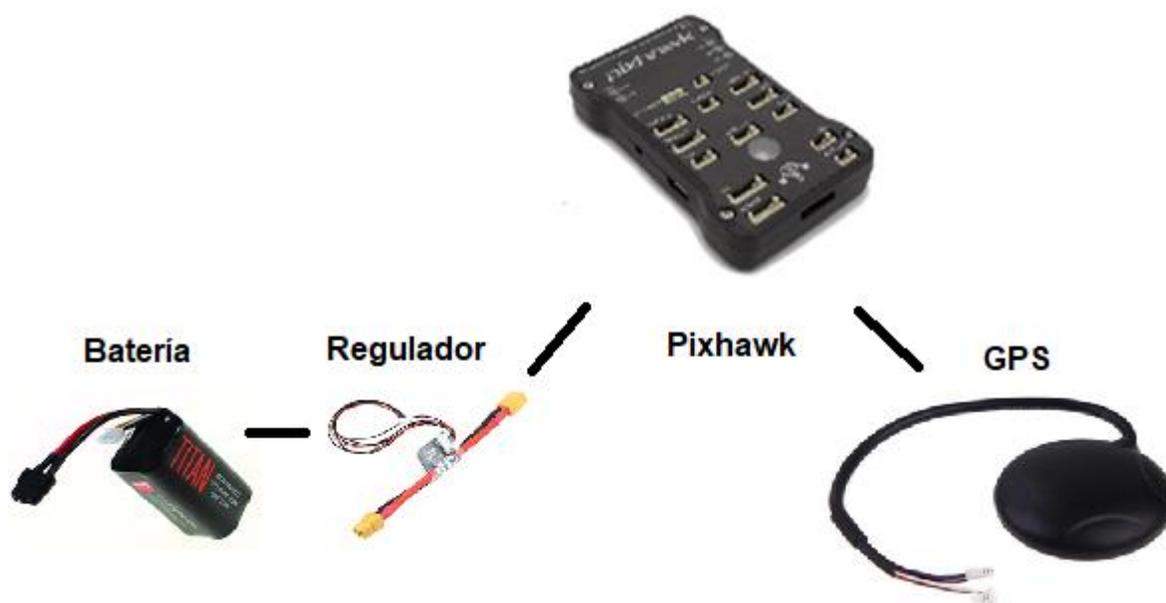


*Figura 41. Configuración de actuadores para un ala delta*

Fuente: (ArduPilot, 2019)

Los primeros dos puertos están designados para el control de los servomotores que manipulan el movimiento de los alerones derecho e izquierdo, el tercer puerto se conecta con el variador (ESC) que controla la velocidad de giro del motor principal. Cabe mencionar que esta disposición de puertos es predeterminada y de ser necesario puede ser modificada.

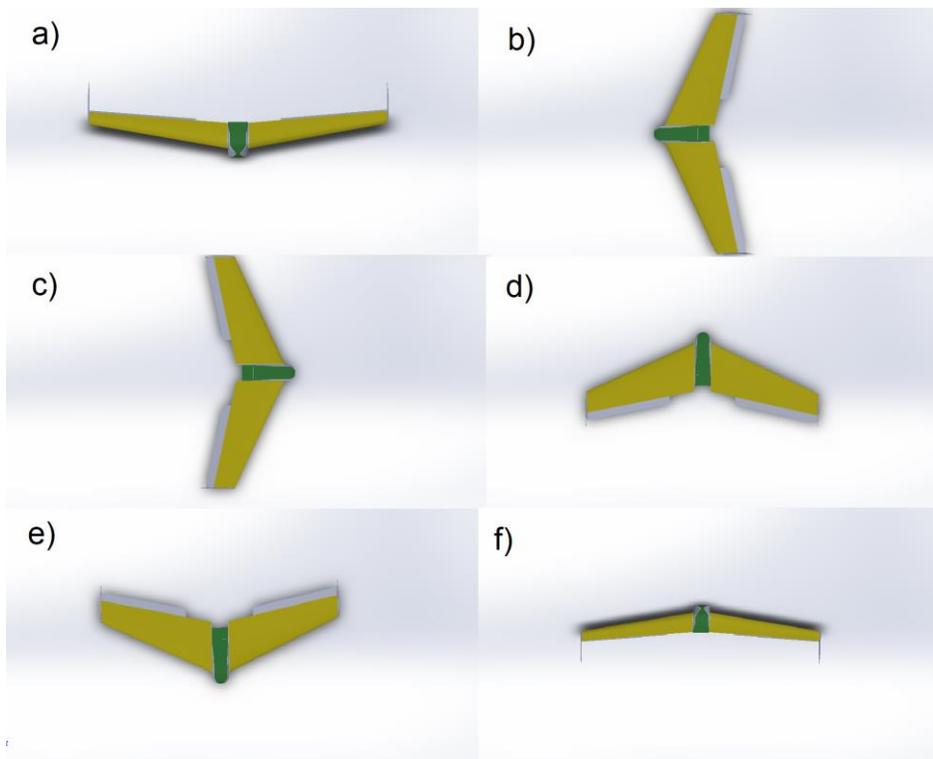
Por último, se implementan los módulos adicionales mostrado en la figura 42; el módulo GPS se conecta físicamente por protocolo de comunicación I2C. La batería se adapta a un módulo regulador de energía, la cual permite alimentar la tarjeta APM y demás componentes, ya que estos trabajan con un voltaje mucho menor. Para evitar picos de corriente en los dispositivos de control, se emplean fuentes de energía adicionales, ya que la batería principal fundamentalmente está destinada a abastecer el motor principal. Cabe resaltar que, por conocimientos de electrónica general, al usar varias fuentes de energía se deben cortocircuitar todas las fases GND en el sistema.



*Figura 42. Esquema de conexión para los módulos adicionales*

### 3.3. CALIBRACIÓN

Una vez establecidas las conexiones físicas e inalámbricas y ubicados todos los componentes en la estructura de la aeronave es imperativo realizar la configuración inicial del sistema. Esta configuración está dividida en dos partes principales: la primera es la calibración del hardware imprescindible que posibilita el vuelo del prototipo como el acelerómetro, radio control, la brújula, los modos de vuelo y las funciones de seguridad en caso de fallo; la segunda etapa consiste en disponer los componentes adicionales como soportes estabilizadores para cámaras o establecer puertos para controlar actuadores extras dependiendo la aplicación, para el presente proyecto es necesario configurar un puerto para controlar el disparo de la cámara a bordo (este proceso se menciona en la sección del sistema de monitoreo).



**Figura 43.** Posiciones para la calibración del acelerómetro.

a) A nivel con el piso. b) Lado izquierdo. c) Lado derecho. d) El frente para arriba. e) El frente para abajo. f) El lado superior dirigido al piso

### 3.3.1. Acelerómetro

Este dispositivo es capaz de censar la rotación de la aeronave en los tres ejes. Como se indica en la figura 43, para completar la calibración del acelerómetro es necesario ubicar la estructura en seis posiciones.

### 3.3.2. Selección de modos de vuelo

**Tabla 21**

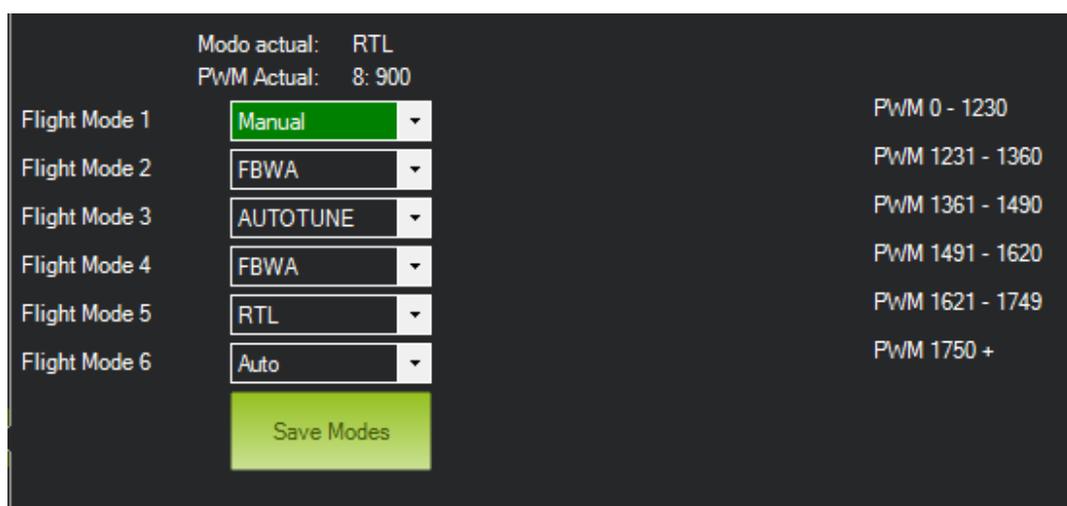
*Modos de vuelo. “-” = control manual total, “+” control manual teniendo en cuenta límites, “S” control asistido. “A” control automático.*

Modo	Balaneo	Cabeceo	Aceleración	GPS	Resumen
<b>Manual</b>	-	-	-		Control manual del movimiento a través del espacio.
<b>FBWA</b>	S	S	-		El balanceo y cabeceo se comportan de acuerdo a la entrada, fijando límites.
<b>FBWB</b>	S	A	A	Si	Como FBWA, con control de altitud y velocidad.
<b>Crucero</b>	A	A	A	Si	Como FBWB, con seguimiento en tierra.
<b>Estable</b>	+	+	-		Estabiliza la aeronave en la ausencia de mando.
<b>Autotune</b>	S	S	-		Como FBWA, calibra los valores del PID mientras vuela.
<b>Entrenamiento</b>	+	+	-		Control manual dentro de los límites del balanceo y cabeceo.
<b>ACRO</b>	+	+	-		Modo de velocidad controlada sin límite de altitud.
<b>Automático</b>	A	A	A	Si	Sigue la misión preestablecida
<b>LOITER</b>	A	A	A	Si	Vuela en círculos en torno a la posición donde fue activada.
<b>Círculo</b>	A	A	A		Gira la aeronave ligeramente.
<b>Guiado</b>	A	A	A	Si	Vuela en círculos en torno a un punto definido por GPS.
<b>RTL</b>	A	A	A	Si	Regresa al punto de despegue.

Fuente: (ArduPilot, 2019)

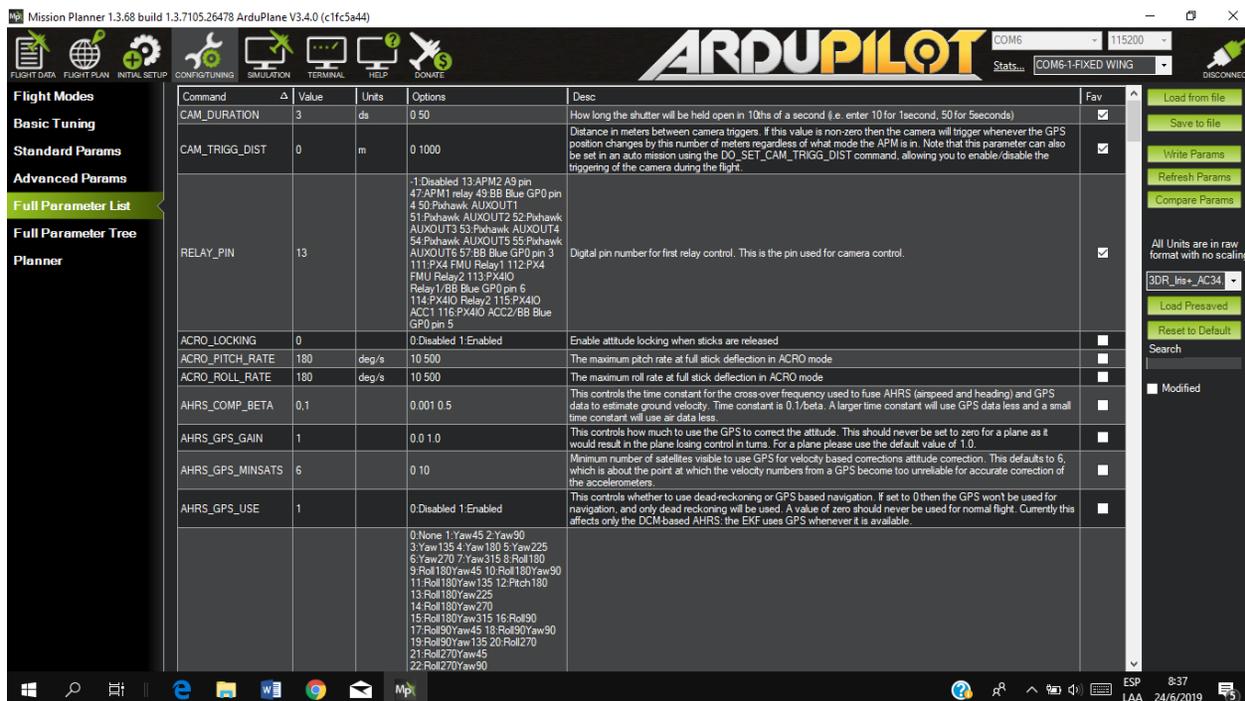
El sistema cuenta con varios modos de vuelo mostrados en la tabla 21, allí se evalúan el control sobre los dos ángulos de movimiento principales (balanceo y cabeceo), la aceleración del motor de propulsión y el uso del GPS.

Como se muestra en la figura 44, el sistema admite hasta 6 modos de vuelo los cuales pueden ser cambiados antes y durante el vuelo. Para el presente proyecto los modos seleccionados son los siguientes: Manual, FBWA, Autotune, Automático y RTL.



**Figura 44.** Modos de vuelo seleccionados

En modo manual, el pilotaje de la aeronave se lo realiza directamente mediante control RC sin estabilización o corrección por parte del sistema. FBWA (Fly By Wire\_A) es el modo recomendado y óptimo para operadores inexpertos ya que provee un vuelo asistido, la aceleración del motor se controla manualmente dentro del rango especificado en los parámetros, al inclinar la aeronave el sistema la mantendrá dentro de los parámetros máximos; estos parámetros se pueden modificar y ajustar en la lista de variables del sistema mediante el software mostrada en la figura 45.



*Figura 45. Lista completa de parámetros de vuelo*

Modo Autotune tiene características similares que el modo Fly By Wire\_A y además realiza la sintonización automática de las ganancias del control PID de balanceo y cabeceo, este proceso se lo analiza más a fondo en la sección del sistema de control. En modo automático, el avión sigue la misión predeterminada, es decir, el conjunto de puntos de referencia GPS establecidos por la estación en tierra. Modo RTL (Return To Launch) consiste en que la aeronave regresa a la ubicación donde se fijó previamente con punto de lanzamiento, una vez alcanzado la ubicación el avión mantendrá un vuelo crucero hasta que se le dé una nueva orden. (ArduPilot, 2019)

### 3.3.3. Radio Control

Los mandos a distancia RC son usados en aeromodelismo para controlar el movimiento y dirección de los aeroplanos ya que trabajan a largas distancias. El radio control maneja un número limitado de señales o canales, cada uno puede ser variado por medio de “sticks” o interruptores montados en el dispositivo. Los canales controlan los movimientos del avión y en el caso particular

del presente proyecto, un ala delta; en la tabla 22 se muestra la asignación de canales, cabe resaltar que esta configuración predeterminada puede ser modificada

**Tabla 22**

*Configuración de canales para el control de la aeronave*

Canales	Acción	
	Avión ala fija	Ala delta
Canal 1	Balaceo	Balaceo
Canal 2	Cabeceo	Cabeceo
Canal 3	Aceleración	Aceleración
Canal 4	Guiñada	
Canal 8	Cambio de modos de vuelo	Cambio de modos de vuelo

Fuente: (ArduPilot, 2019)

Cada canal del radio control maneja una señal que varía en un determinado rango de valores, el objetivo de esta calibración es identificar los valores máximos y mínimos de cada señal. En la figura 46 se observa la interfaz del software que muestra en barras el valor de cada canal, para calibrar basta ubicar los mandos e interruptores en sus posiciones máximas y mínimas para que el programa identifique el rango de valores que maneja el radio control. Además, existe la posibilidad de revertir los valores de los canales, esto dependerá de la disposición de los actuadores que controlan el movimiento de los alerones.



**Figura 46.** Pantalla de Calibración de Radio

### **3.3.4. Brújula**

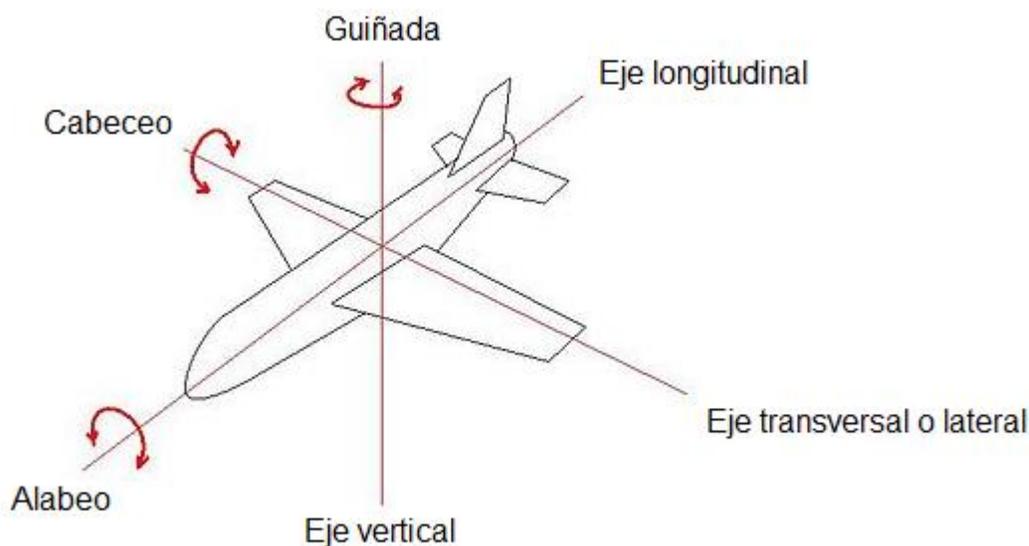
La tarjeta de piloto automático cuenta con una brújula incorporada, para su calibración la tarjeta debió ser montada en la dirección correcta hacia al frente y el método es similar a la calibración del acelerómetro. Como se muestra en la figura 40, la aeronave debe ser girado en distintas posiciones hasta que el programa termine de reunir los datos necesarios.

### **3.4. SISTEMA DE CONTROL**

La tarjeta de piloto automático utiliza un controlador Proporcional Integrador Derivativo (PID) para el control de vuelo de la aeronave. Este sistema comprende la fase intermedia entre las ordenes de entrada requeridas por el usuario, es decir, el comportamiento deseado por el operador o la ruta preestablecida con anterioridad, y las señales de salida dirigidas hacia los actuadores para que el avión se comporte como se espera. Además, el sistema se encarga de mantener un vuelo estable ante cambios bruscos en la trayectoria o la presencia de perturbaciones a causa de agentes externos.

El sistema de control va dirigido a las variables que gobiernan el movimiento de una aeronave, en este caso son los ángulos de rotación “roll, pitch y yaw” que traducidos al español son cabeceo, balanceo y timón. En la figura 47 se indican las tres clases de ángulos de rotación; el balanceo también es denominado como alabeo y el timón como guiñada.

La acción proporcional del controlador está determinada por la constante  $K_p$ , la integradora por la constante  $K_i$  y la derivativa por la constante  $K_d$ ; cada una de ellas son el resultado de distintos parámetros como valores máximos, mínimos, el valor de ganancia la cual varía en un rango de valores hasta tener el comportamiento de la planta deseada, a esto se lo conoce como sintonización.



**Figura 47.** Ángulos de rotación de una aeronave

En la tabla 23 se indican el nombre del valor de ganancia que influye en cada constante del controlador para un mejor entendimiento de las secciones posteriores.

**Tabla 23**

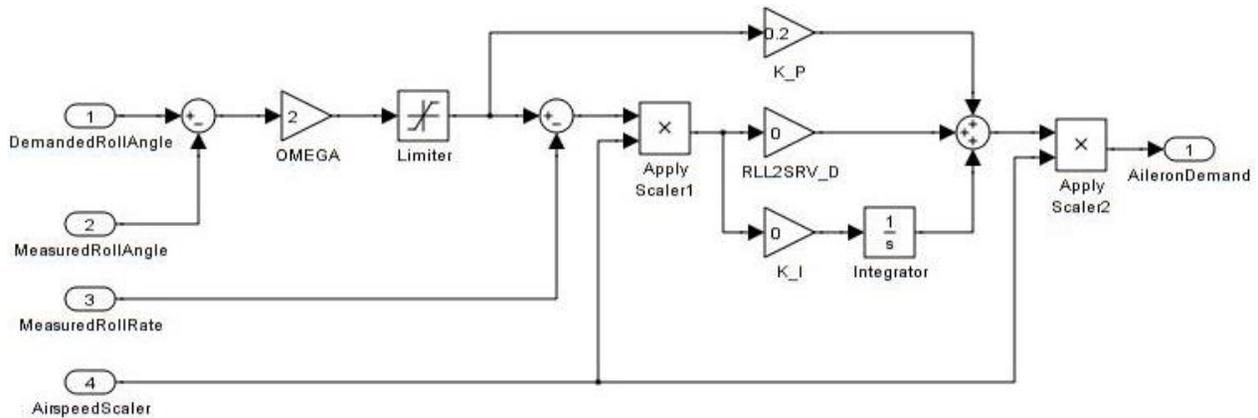
*Valores de ganancia de cada controlador*

	Balaceo	Cabeceo	Giro
<b>Kp</b>	RLL2SRV_P	PTCH2SRV_P	-
<b>Kd</b>	RLL2SRV_D	PTCH2SRV_D	-
<b>Ki</b>	RLL2SRV_I	PTCH2SRV_I	PTCH2SRV_INT

Fuente: (ArduPilot, 2019)

### 3.4.1. Controlador de balaceo

El ángulo de alabeo o balance es el ángulo de rotación con respecto a eje longitudinal de la aeronave, mide la inclinación tanto para la derecha o izquierda. La figura 48 muestra de forma gráfica el controlador para el balanceo, donde como información de entrada están el ángulo de balaceo deseado que viene a ser el Set Point, el ángulo medido, su tasa promedio y un valor escalado de la velocidad del aire. Después se encuentran la fase de control donde se aplican las acciones proporcional, derivativa e integradora y finalmente se obtiene un valor de salida que será enviado a los actuadores para corregir el error entre el valor medido y deseado.



**Figura 48.** Controlador PID de balanceo

Fuente: (ArduPilot Dev Team, 2019)

La operación para calcular la constante  $K_p$  se detalla en la ecuación 5, para el cálculo de la constante  $K_i$  se usa la ecuación 6 y la constante  $K_d$  es el valor del parámetro de ganancia derivativa. El valor de ganancia OMEGA se obtiene de la ecuación 7. (ArduPilot Dev Team, 2019)

$$K_p = (RLL2SRV_p - RLL2SRV_i * RLL2SRV_{TCONST}) * RLL2SRV_{TCONST} - RLL2SRV_D \quad (5)$$

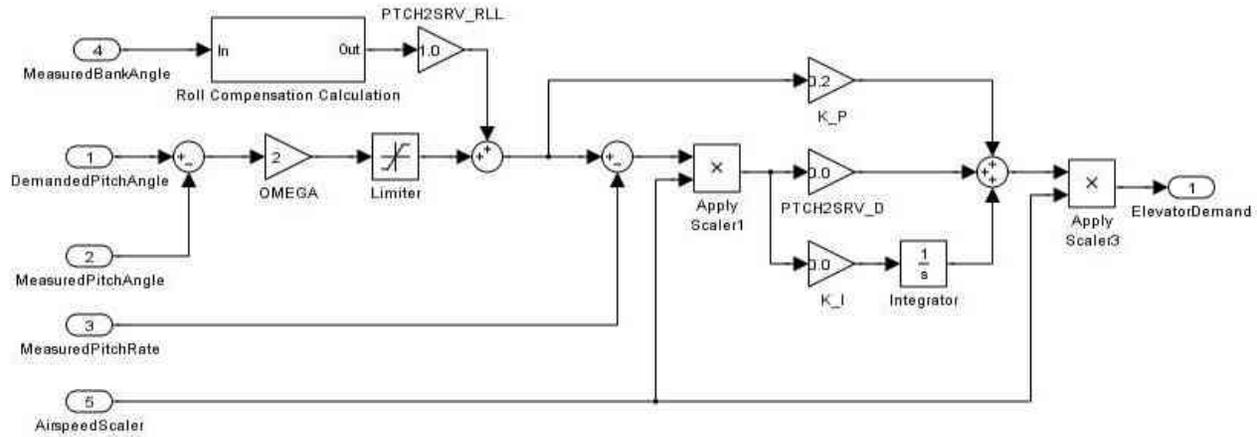
$$K_i = RLL2SRV_i * RLL2SRV_{TCONST} \quad (6)$$

$$OMEGA = \frac{1}{RLL2SRV_{TCONST}} \quad (7)$$

### 3.4.2. Controlador de cabeceo

El ángulo de cabeceo es el ángulo de rotación con respecto a eje lateral o transversal y rige si la aeronave desciende o asciende. La figura 49 muestra gráficamente el controlador para el cabeceo, donde como información de entrada están el ángulo de cabeceo al que se desea llegar que viene a ser el Set Point, el ángulo medido, su tasa promedio y un valor escalado de la velocidad del aire, además se toma en cuenta el ángulo de inclinación para realizar una compensación con respecto al ángulo de balance. Después se encuentran la fase de control donde se aplican los comportamientos

proporcional, derivativo e integrador y finalmente se obtiene un valor de salida que será enviado a los actuadores para corregir el error entre el valor medido y deseado.



**Figura 49.** Controlador PID de cabeceo

Fuente: (ArduPilot Dev Team, 2019)

La constante proporcional  $K_p$  se detalla en la ecuación 8, para el cálculo de la constante integradora  $K_i$  se usa la ecuación 9 y para la constante derivativa  $K_d$  se toma directamente el parámetro de ganancia derivativa. El valor de ganancia OMEGA se obtiene de la ecuación 10. La compensación del ángulo de balance se describe en la ecuación 11. (ArduPilot Dev Team, 2019)

$$K_p = (PTCH2SRV_P - PTCH2SRV_I * PTCH2SRV_{TCONST}) * PTCH2SRV_{TCONST} - PTCH2SRV_D \quad (8)$$

$$K_i = PTCH2SRV_I * PTCH2SRV_{TCONST} \quad (9)$$

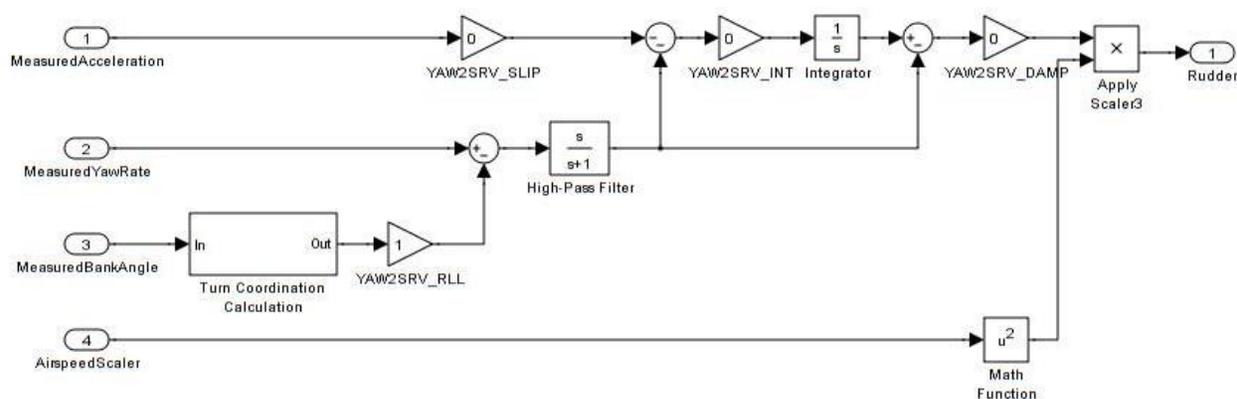
$$OMEGA = \frac{1}{PTCH2SRV_{TCONST}} \quad (10)$$

$$ROLL_{COMPENSATION} = \frac{PTCH2SRV_{ROLL} * gravity}{airspeed * \tan(BankAngle) * \sin(BankAngle)} \quad (11)$$

### 3.4.3. Controlador de giro

El ángulo de giro es el ángulo de rotación con respecto a eje vertical y rige la dirección de la aeronave. En la figura 50 se puede observar que a diferencia de los controladores anteriores que

tenían una disposición paralela, en este caso la estructura del proceso está en serie. En las entradas están el valor de la aceleración del motor, el valor medido del ángulo de giro, de inclinación y la velocidad del aire. Después se encuentran la fase de control donde se aplican los comportamientos proporcional, derivativo e integrador y finalmente se obtiene un valor de salida que será enviado a los actuadores para corregir el error entre el valor medido y deseado.



**Figura 50.** Controlador PID de giro

Fuente: (ArduPilot Dev Team, 2019)

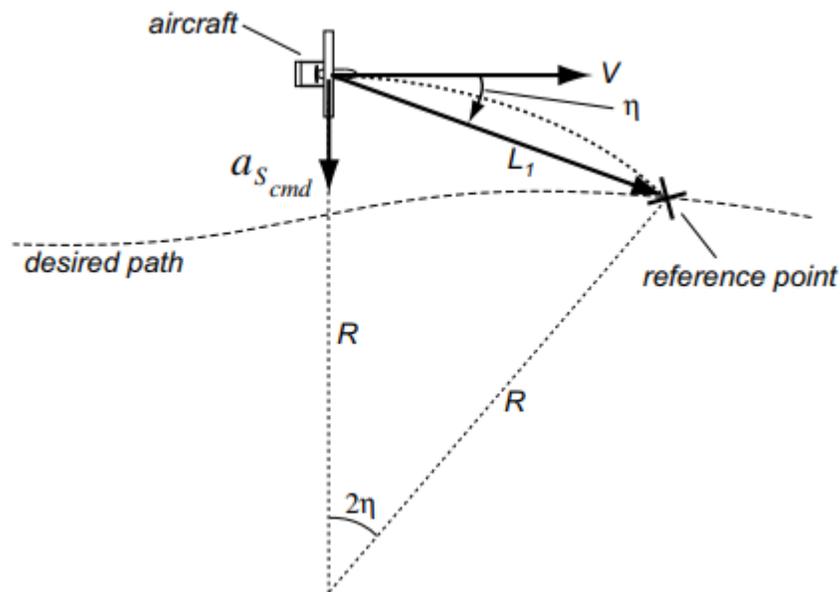
### 3.4.4. Control de Navegación

Los controladores descritos anteriormente tienen como objetivo mantener la estabilidad de vuelo y realizar los ajustes en el comportamiento de los alerones para que la aeronave se dirija en la dirección requerido por el usuario. Este vuelo no es totalmente autónomo ya que el sistema no es totalmente independiente y necesita la guía del operador para navegar a través de una ruta. Para cumplir con los objetivos del proyecto, el UAV debe ser capaz de sobrevolar el terreno a través de coordenadas fijadas por puntos GPS. El control de navegación es el encargado de asemejar al máximo la trayectoria real con la trayectoria ideal preseleccionada.

Es una implementación del algoritmo para seguimiento de puntos descrito en el artículo científico “Lógica no lineal de guía para seguimiento de trayectoria” (Park, Deyst, & How, 2004),

el cual provee de un ruta controlada ya sea en línea recta o curvas, una configuración de usuario simplificada y su estructura es susceptible a modificaciones futuras.

Para la lógica del algoritmo se toma en cuenta dos vectores, el primero ( $L_1$ ) es la distancia entre el punto actual del vehículo aéreo y un punto de referencia que se ubica en la ruta, el segundo es el vector en dirección a la velocidad de la aeronave ( $V$ ). Entre ambos aparece un ángulo ( $\eta$ ) al se reconocen dos comportamientos: cuando el vehículo se encuentra en una posición muy lejana a la ruta deseada, el valor del ángulo es elevado; cuando el vehículo está cercano a la ruta, el valor del ángulo es reducido. La figura 51 ilustra gráficamente el comportamiento descrito.



**Figura 51.** Descripción gráfica de los parámetros que influyen en el control de navegación

Ésta lógica se aplica para reducir al máximo el ángulo entre ambos vectores para que la trayectoria de la aeronave se ajuste a la ruta requerida. Al momento de sintonizar el controlador, se varía el valor de ganancia para regular el margen de error que tiene el sistema para volver a la ruta; es decir, que tan bruscos son los cambios de movimiento para mantener la ruta.

### 3.4.5. Sintonización

Obtener los valores de los parámetros de ganancia de los controladores de cabeceo y balanceo es primordial para un vuelo estable y preciso. Este proceso se lo conoce como sintonización y para el sistema Ardupilot existen dos métodos. EL primero y recomendado por el fabricante es utilizar la funcionalidad automática (AUTOTUNE), y el método manual.

#### a. AUTOTUNE

Es un modo de vuelo que tiene el mismo comportamiento que FBWA, y además utiliza las órdenes de entrada enviadas por el operador para obtener los valores clave de afinación de los controladores PID. El piloto usa el control en tierra para que una vez en vuelo, elegir el modo AUTOTUNE y volar por unos minutos. Durante el vuelo, el piloto debe realizar la mayor cantidad de cambios bruscos para el que algoritmo de sintonización pueda entender cómo se comporta la aeronave.

Hay varios aspectos a tomar en cuenta antes de comenzar con este modo de vuelo:

- El algoritmo de sintonización posee varios niveles, dependiendo del nivel que se elige aumenta o disminuye la complejidad de pilotaje. Por consiguiente, si operador no es experimentado, es recomendable dejar en su valor predeterminado pensado para principiantes.
- Debe asegurarse que todas las configuraciones del fuselaje estén correctas y funcionando como el motor de propulsión, que los alerones se comporten de manera correcta antes los cambios de movimiento.
- Revisar los valores de velocidad y altura mínima en la lista de parámetros, ya que de no sobrepasar estos valores el modo de vuelo AUTOTUNE no realizará ninguna acción.

- Verifique la configuración de seguridad sea correcta y fije un punto de reunión en un lugar seguro para el modo de vuelo “regreso a casa” (RTL).

Una vez en el aire y activado el modo AUTOTUNE, el sistema automáticamente configurará valores predeterminados para sus ganancias PID de balanceo y cabeceo. Cada 10 segundos el algoritmo almacenará los nuevos parámetros; es normal que al inicio la respuesta de la aeronave antes las órdenes del piloto sean lentas, lo cual mejorara mientras la sintonización avance.

Para que el ajuste sea exitoso, la clave es generar cambios bruscos de movimiento. Para el balanceo el operador debe girar hacia la izquierda o derecha hasta el máximo y después de aproximadamente dos segundos invertir la dirección al máximo. Con cada inversión, los valores se ajustan en un 5%, por tanto, se sugiere repetir la acción por un mínimo de 20 veces.

Para sintonizar el cabeceo, es un procedimiento similar al anterior; el piloto de disponer la aeronave hacia arriba y después bajar bruscamente la aeronave. Igualmente se recomienda repetir la acción 20 veces.

Una vez sintonizado los controles PID de balanceo y cabeceo, es momento de control de navegación. El parámetro a ajustar es NAVLI\_PERIOD, tiene un valor predeterminado conservador pensado para acoplarse a la mayoría de modelos. Este valor controla que tan bruscamente gira el avión en los modos automáticos (AUTO, RTL y LOITER). Para regular el parámetro, configurar una misión con puntos GPS de forma rectangular para que sea más fácil detectar los giros, una vez en vuelo se debe bajar gradualmente en una unidad hasta que el comportamiento sea aceptable.

Otro parámetro fundamental a tomar en cuenta es PTCH2RSV\_RLL, este controla la cantidad de compensación que deben efectuar los alerones para mantener a nivel la nariz del avión después de un giro. Al igual que los anteriores parámetros, posee un valor predeterminado; para ajustar el valor en modo FBWA se debe mantener un vuelo en círculos. Si la aeronave gana altitud el parámetro se debe reducir en una pequeña cantidad, de lo contrario, si pierde altitud se debe aumentar el valor.

Los valores de ganancia obtenidos son: RLL2SRV\_P: 0.8, RLL2SRV\_I: 0.1, RLL2SRV\_D: 0.004, PTCH2SRV\_P: 0.5, PTCH2SRV\_I: 0.05, PTCH2SRV\_D: 0.003, PTCH2SRV\_INT: 0,2.

### **3.5. SISTEMA DE MONITOREO**

Una vez construido la estructura de la aeronave e implementado el sistema de control de vuelo autónomo exitosamente, se introduce el sistema que provee la funcionalidad al proyecto. El objetivo es lograr que el prototipo sea capaz de recolectar información del medio como datos obtenidos de los sensores, pero el enfoque principal se centra en la captura de imágenes del área sobre volada para analizarla el contenido y mostrar información de interés para el usuario.

El sistema de monitoreo está constituido básicamente por un dispositivo encargado de tomar imágenes y un sub sistema con la capacidad de enviar y recibir dichas imágenes desde el prototipo hasta la estación de control en tierra. Aunque el sistema de control y de monitoreo son independientes, se necesita establecer una conexión entre ambos dependiendo de la aplicación final que requiera al usuario. Una vez recibida toda la información en la estación en tierra, se aplica el respectivo algoritmo para procesar las imágenes y datos y finalmente mostrar los resultados. Otros aspectos que varían según la aplicación seleccionada son la calidad de la imagen, la posición de la cámara, la velocidad de la aeronave, entre otros.

Las funcionalidades con las que cuenta el prototipo están divididas en dos partes. Una concentrada en tomar imágenes en puntos estratégicos preseleccionados antes del vuelo, para esto es necesario una alta calidad de las imágenes y compensa el número reducido de capturas, ya que estas serán usadas para reconstruir el terreno y generar una modelado 3D. La otra funcionalidad consiste en transmitir video en tiempo real, por este motivo se requiere que la resolución del conjunto de imágenes sea reducida debido al gran volumen de transmisión de datos que representan; el video es receptado por la estación en tierra y se aplican algoritmos de visión artificial para encontrar y mostrar regiones de interés para el usuario como detección de bordes del terreno, diferenciación de terrenos.

### 3.5.1. Dispositivos para captura y envío de imágenes

En función de las aplicaciones que se mencionaron en la introducción del presente capítulo, se necesitan dos tipos de cámaras: una capaz de tomar fotos en alta resolución y almacenarlas, y otra graba video en baja resolución y con la posibilidad de comunicarse con un dispositivo a través de un protocolo simplificado. Esto es esencial ya que los componentes deben ser lo más reducido posibles ya que al trabajar con aeronaves, es esencial limitar al máximo el peso a bordo.



**Figura 52.** Cámara FPV Caddx Turbo Micro SDR2

Fuente: (Caddx FPV, 2019)

**Tabla 24***Especificaciones de la Cámara FPV Caddx Turbo Micro SDR2*

Característica	Descripción
Lente	2,1 mm
Relación de aspecto	16: 9/4: 3
Compatibilidad con OSD:	Si
Entrada de energía	5V-40V
Corriente de potencia	12V / 80mA
Peso neto	11.8g
Dimensiones	19 x 19 x 17 mm
Protocolo de comunicación	Serial

Fuente: (Caddx FPV, 2019)

Para la captura de video, los aspectos a tomar en cuenta son: el tamaño debe ser el más reducido posible y con la posibilidad para poder ubicarla en varias posiciones sobre la estructura, no es necesario almacenar el video si no que debe poseer un puerto para el envío por medio de un protocolo de comunicación. Se seleccionó una cámara FPV Caddx Turbo Micro SDR2 1/2.8 2.1 mm que se muestra en la figura 52. Las características se describen en la tabla 24.

**Figura 53. Módulo transmisor y receptor RC832 inalámbrico**

Fuente: (RCmoment INC, 2016)

Con la cámara de video es necesario un dispositivo capaz de recibir la información y enviar inalámbricamente a la estación en tierra; por lo tanto, se debe tomar en cuenta que la distancia de comunicación sea suficiente para cubrir una extensión de terreno, al igual que la resolución de imagen debe ser reducida, la norma en que esta codificada debe ser la más simple, ya que manejar una encriptación de alta definición no justifica la información que se maneja, además que los

equipos que se deben adicionar para tomar el video en tierra e introducirlos en el ordenador son mucho más costosos. Se seleccionó el módulo transmisor y receptor RC832 inalámbrico ilustrado en la figura 53. Las especificaciones de muestran en la tabla 25.

**Tabla 25**

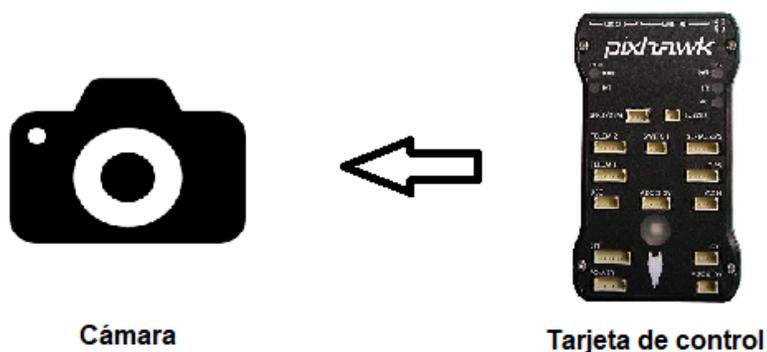
*Especificaciones módulo transmisor y receptor RC832 inalámbrico*

Característica	Descripción
Distancia de transmisión	400 a 800 m (ampliable)
Número de canales	32 CH
Tamaño del receptor	88 x 65 x 18 mm
Peso del receptor	85 g
Tamaño del transmisor	64 x 33 x 10 mm
Peso del transmisor	22 g

Fuente: (RCmoment INC, 2016)

### 3.5.2. Conexiones

El sistema de monitoreo está compuesto por dos sistemas independientes el uno del otro, el uno destinado a tomar fotografías en determinados puntos para su posterior procesamiento y el segundo encargado de transmitir video en tiempo real. En la figura 54 se muestra el esquema simbólico de conexión de cada sistema. El sistema encargado de tomar fotografías al terreno está constituido principalmente por dos dispositivos: la cámara y la tarjeta de control. La finalidad de este sistema es recolectar una serie de imágenes en el vuelo para posteriormente generar un mapa 3D del terreno, por esta razón el momento en que se captura la imagen debe ser en una posición e intervalo de tiempo determinado lo cual es dictaminado por la tarjeta de control. La tarjeta controla el mecanismo de activación de la cámara, para esto se emplea una de las salidas digitales para enviar un disparo que accione el mecanismo.



**Figura 54.** Esquema simbólico de conexión entre la cámara y la tarjeta de control

El mecanismo que permite utilizar la señal de disparo proveniente de la tarjeta y que lo traduzca en la captura de imágenes se lo realiza mediante un relé; básicamente, se reemplaza el uso convencional del botón físico de la cámara accionado mecánicamente por el usuario y se instala un relé para que el accionamiento sea digital por medio de la señal proveniente de la tarjeta de control.



**Figura 55.** Esquema simbólico de conexión entre la cámara y el ordenador en tierra

Todas estas conexiones son físicas mediante cableado a bordo del prototipo, donde las imágenes se almacenan en la memoria interna de la cámara y pueden ser aprovechadas una vez finalizado el

sobrevuelo. El sistema encargado de captar video y transmitirlo a la computadora en tierra está constituido por una cámara a bordo, los módulos de envío y recepción de video y la computadora de la estación en tierra mostrada en la figura 55. La conexión entre la cámara y el modulo emisor es una comunicación serial a dos hilos. Tanto el emisor como el receptor se conectan inalámbricamente configurando un determinado canal de radiotransmisión para ambos dispositivos. La salida del módulo receptor es el video empleando el protocolo RCA, esta señal hay que convertirla para que pueda ser introducida a la PC, esto se logra mediante un adaptador que recepta la señal de video en RCA y la reenvía mediante comunicación USB. El video ingresa a la PC por medio de los puertos USB y está listo para aplicar visión artificial. La toma, envío y recepción del video se realiza en tiempo real. El anexo E contiene el diagrama electrónico.

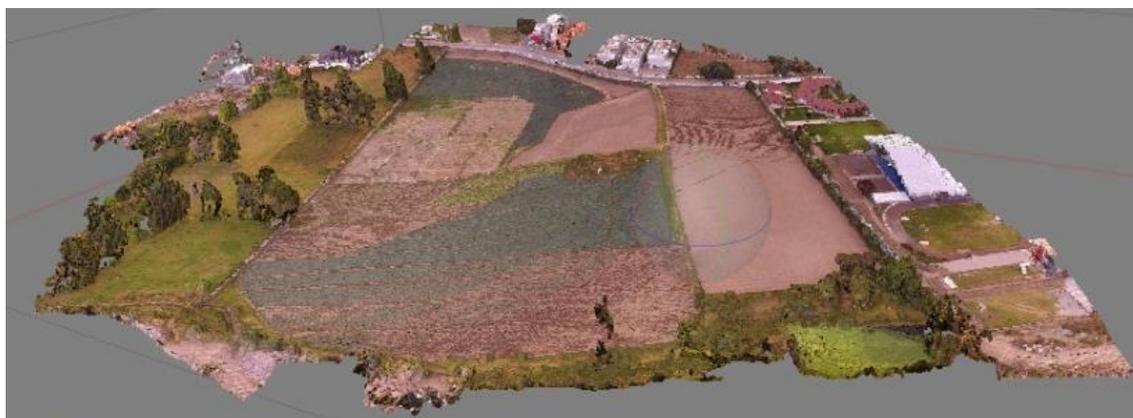
### 3.5.3. Mapeo 3D



*Figura 56. Ruta de sobrevuelo para el área delimitada*

Para realizar un mapeo 3D de una determinada área de terreno, primero se debe fijar la misión para el UAV, es decir, delimitar el terreno a monitorear y generar la ruta que debe seguir la aeronave para cubrir toda el área; se puede observar en la figura 56. Un parámetro a configurar es el tiempo entre captura de fotografías.

Una vez concluido el vuelo, se extraen las imágenes guardadas y se cargan al software dedicado a la renderización de terrenos. Para el presente proyecto se utiliza el programa Agisoft PhotoScan Pro. Al final se obtiene un archivo comprimido PostScript que contiene el mapa 3D del terreno que se muestra en la figura 57. Este proceso no se ejecuta en tiempo real, las imágenes se obtienen al terminado el plan de vuelo.



*Figura 57. Mapa 3D del terreno*

#### **3.5.4. Visión Artificial**

La plataforma provee el video en tiempo real por medio de puerto USB a un ordenador. Con la utilización de las herramientas de la librería libre OpenCV es posible manipular los fotogramas entrantes y aplicar técnicas de procesamiento de imágenes. Esto posibilita el análisis del video por colores, contrastes, formas, contornos, tamaño, y de ser necesario la implementación de redes neuronales artificiales para la detección de objetos específicos en la imagen. En la figura 58 se

muestran dos ventanas con la recepción de video y el resultado después de aplicar algoritmo de segmentación de imagen. En el anexo D se muestra el programa completo en lenguaje C++.



**Figura 58.** Resultados del algoritmo de visión artificial.

a) Ventana con recepción de video b) Ventana con la segmentación del terreno

El programa de visión artificial implementado es una segmentación de imagen con transformada de distancia y algoritmo de "Watershed"; cada etapa se detalla en la figura 59. Primero se reciben los fotogramas de entrada y se aplican filtros para obtener matrices binarizada y en escala de grises. Para agudizar los bordes se aplica un filtro Laplaciano, este método es usado para resaltar o suprimir selectivamente información contienda dentro de una imagen. (SIGMUR, 2006) La transformada de distancia es la representación derivada de una imagen derivada, donde el valor de cada pixel se reemplaza por su distancia al píxel de fondo más cercano. Usando la transformada de distancia y la función de búsqueda de contornos se disciernen las regiones dentro de la imagen y se asignan marcadores a cada una. Por último, se emplea el algoritmo "Watershed", que consiste en rellenar las zonas desde su núcleo hasta las orillas similar a como se llenan progresivamente orificios con agua, y se identifican con colores los segmentos del cuadro. (OpenCVdocs, 2017)



*Figura 59. Etapas del programa de segmentación de imágenes*

### 3.6. ANÁLISIS FINANCIERO

Con la construcción de la estructura e implementados todos los sistemas que posibilitan su funcionamiento, se encuentran integrados todos los componentes físicos que conforman el prototipo, el UAV terminado se muestra en la figura 60. En base a esto, en la tabla 26, se especifica cada elemento de construcción y dispositivos electrónicos y de control, la cantidad y el precio aproximado en dólares.

**Tabla 26**

*Detalle de cantidad y precio de los componentes del UAV*

Detalle	Cantidad	Valor Aproximado (\$)
Plancha de espuma flex	1	10.
Plancha de balsa 20 mm	1	5
Vinil Adhesivo	1	5
Plancha fibra de carbono	1	30
Juego de piezas para alerones	2	5
Tarjeta de control más Kit	1	130
Módulo de telemetría	1	50
Módulo FPV	1	35
Micro cámara FPV	1	30
Cámara deportiva	1	30
Motor brushless	1	50
ESC brushless	1	30
Batería	1	35
Micro servomotores	2	40
Hélice	1	5
<b>Total</b>		<b>490</b>



***Figura 60. Prototipo UAV terminado.***

El precio del prototipo esta alrededor de los 490 dólares. En el mercado nacional, productos que se ofertan en la misma línea de aplicación son los cuadricopteros, los hay de distintas marcas y costos que varían según su calidad y prestaciones. El valor del drone Dji Mavic Air Fly y Mavic Pro 2 de alta gama se encuentra superando los 1000 y 1500 dólares correspondientemente; productos con características similares son el Dji Phantom 3 y el 3DR Solo se encuentran rodeando los 700 dólares. Existen modelos de menor precio, pero son versiones obsoletas con prestaciones básicas o con una calidad de fabricación baja. (Mercado Libre Ecuador, 2019).

## **CAPÍTULO IV**

### **PRUEBAS Y RESULTADOS**

Una vez concluida la fase de diseño de la estructura del vehículo aéreo no tripulado, e implementado el sistema de control de vuelo y navegación, que posibilita un vuelo autónomo o asistido, y el sistema de monitoreo destinado obtener información del terreno bajo la superficie sobrevolada. Es necesario realizar pruebas que evalúen el desempeño y funcionalidad del proyecto.

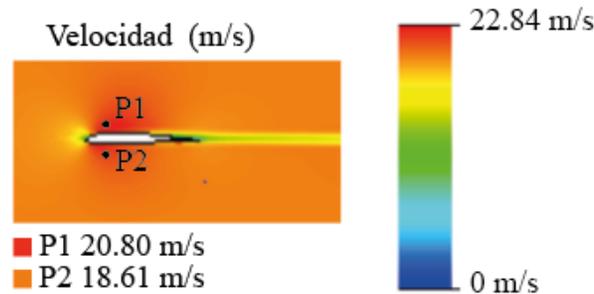
Los aspectos que se evaluarán para el resultado final están acordes al planteamiento del problema y descripción de todo lo que comprende el presente proyecto. Se planteó elaborar un producto final con un precio lo más reducido posible para que tenga competitividad en el mercado nacional teniendo en cuenta la calidad y prestaciones del mismo, por lo que se compara el valor del vehículo aéreo no tripulado fabricado con otros similares existentes. Otro aspecto importante primordial para el desempeño de vuelo y la aplicación deseada es el tiempo en el que la aeronave puede mantener un vuelo de manera segura.

A continuación, se presentan el tipo de pruebas que se utilizó para evaluar las características del UAV, explicando el procedimiento y el criterio de valoración especificando bajo qué condiciones se realizaron cada experimento. Posteriormente, se muestran los resultados una vez tabulados para finalmente analizar los resultados obtenidos de las pruebas y poder comprobar si se cumple o no la hipótesis. El anexo F detalla el manual de operación del prototipo.

#### **4.1. ANÁLISIS DEL PERFIL ALAR**

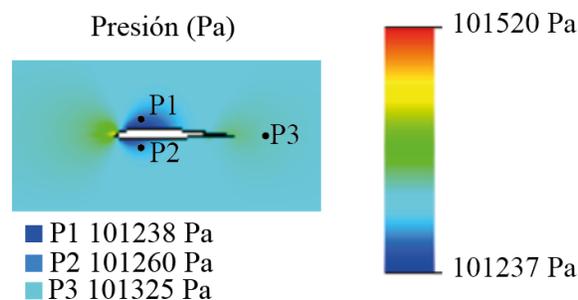
Para comprobar la validez del perfil MH45 (ver figura 20) se utilizó el análisis dinámico de fluidos mediante elementos infinitos(CFD) obteniendo los siguientes resultados.

La prueba que se realizó para demostrar que la aerodinámica del perfil cumple con el principio de Bernoulli que sostiene “la presión ejercida por un fluido es inversamente proporcional a su velocidad de flujo”. A medida que la velocidad del fluido que rodea el perfil alar (aire) incrementa, la presión ejercida sobre la estructura disminuye generando la sustentación necesaria para el vuelo.



**Figura 61.** Análisis de la velocidad del flujo de aire que rodea perfil alar

Por lo tanto, el análisis que se centra en observar como interactúa la velocidad de flujo de aire y la presión sobre el perfil alar con un valor inicial de 10 m/s. En la figura 61 se ubican dos puntos P1 y P2 en la parte superior e inferior respectivamente. En P1 la velocidad es de 20.80 m/s y en P2 es de 18.61 m/s. En la figura 62 Los valores de presión en los puntos P1 es 101238 Pa, P2 con 101260 Pa y P3 con 101325 Pa. Se corrobora el principio de Bernoulli en donde la presión que se genera por la velocidad del aire en P1 y P2 alrededor del perfil es menor a P3, creando las condiciones adecuadas para que se genere el vuelo según el análisis CFD.



**Figura 62.** Análisis de la presión que ejerce el aire sobre el perfil alar

## 4.2. PRUEBA DE AUTONOMÍA

Un dato de vital importancia es la autonomía del UAV, que es la duración de un vuelo ininterrumpido. Para esto se mide el tiempo desde que la aeronave despega, después se mantiene un vuelo constante con el motor al 100 % y 60 % de su capacidad de propulsión, valores a los que no se corra riesgos de colisión por pérdida de control o de sustentación, el vuelo se extiende hasta que el nivel de batería descienda hasta un 20%, en este punto se inician con las maniobras para el aterrizaje. En la tabla 27 se muestran el tiempo de cada prueba y el valor promedio.

**Tabla 27**

*Resultados de la prueba de autonomía*

No. Prueba	Propulsión	Tiempo de vuelo
1	100 %	8 minutos 55 segundos
2	100 %	8 minutos 12 segundos
3	100 %	8 minutos 20 segundos
	<b>Promedio</b>	8 minutos 29 segundos
4	60 %	11 minutos 40 segundos
5	60 %	10 minutos 50 segundos
6	60 %	11 minutos 20 segundos
	<b>Promedio</b>	11 minutos 25 segundos

El promedio de autonomía a la máxima capacidad del motor es de 8 minutos con 29 segundos y cuando está al 60 por ciento de propulsión el tiempo de vuelo se incrementa a 11 minutos con 25 segundos en promedio.

## 4.3. PRUEBA DE ALCANCE DE TELEMETRÍA

Durante el vuelo, el UAV se comunica con la estación en tierra para obtener datos de navegación. Se pretende determinar hasta que distancia se puede mantener la conexión y corroborar el radio de alcance de 1 Km que especifica el fabricante. Las pruebas se realizan en tierra para evitar enviar la aeronave a una distancia superior al límite real y no poder recuperarla. Para ejecutar los ensayos se alejan gradualmente ambas partes hasta el punto donde se pierda la comunicación,

tomando en cuenta el indicador de intensidad de señal recibida. En la tabla 28 se muestran los valores de la distancia y el porcentaje del indicador al que se pierde la señal.

**Tabla 28**

*Resultados de la prueba de distancia de telemetría*

No. Prueba	Distancia (m)	Indicador de señal (%)
1	580	7
2	600	7
3	590	8
4	580	7
5	570	8
<b>Promedio</b>	584	7

La distancia promedio a la que se pierde comunicación entre la aeronave y la estación son 584 metros, con el indicador de intensidad de la señal recibida se acerca al 7 por ciento. El dato de fabricante es invalidado, la distancia máxima a la que se puede alcanzar son 600 metros cuando el indicador cae hasta el 7%.

#### 4.4. PRUEBA DE ALCANCE DE TRANSMISIÓN DE VIDEO

La prueba de alcance de transmisión de video es similar a la de alcance de telemetría, se separan el prototipo y la estación en tierra hasta que se mantenga la recepción de video. En la tabla 29 se indican la distancia máxima entre ambos.

**Tabla 29**

*Resultados de la prueba de alcance de transmisión de video*

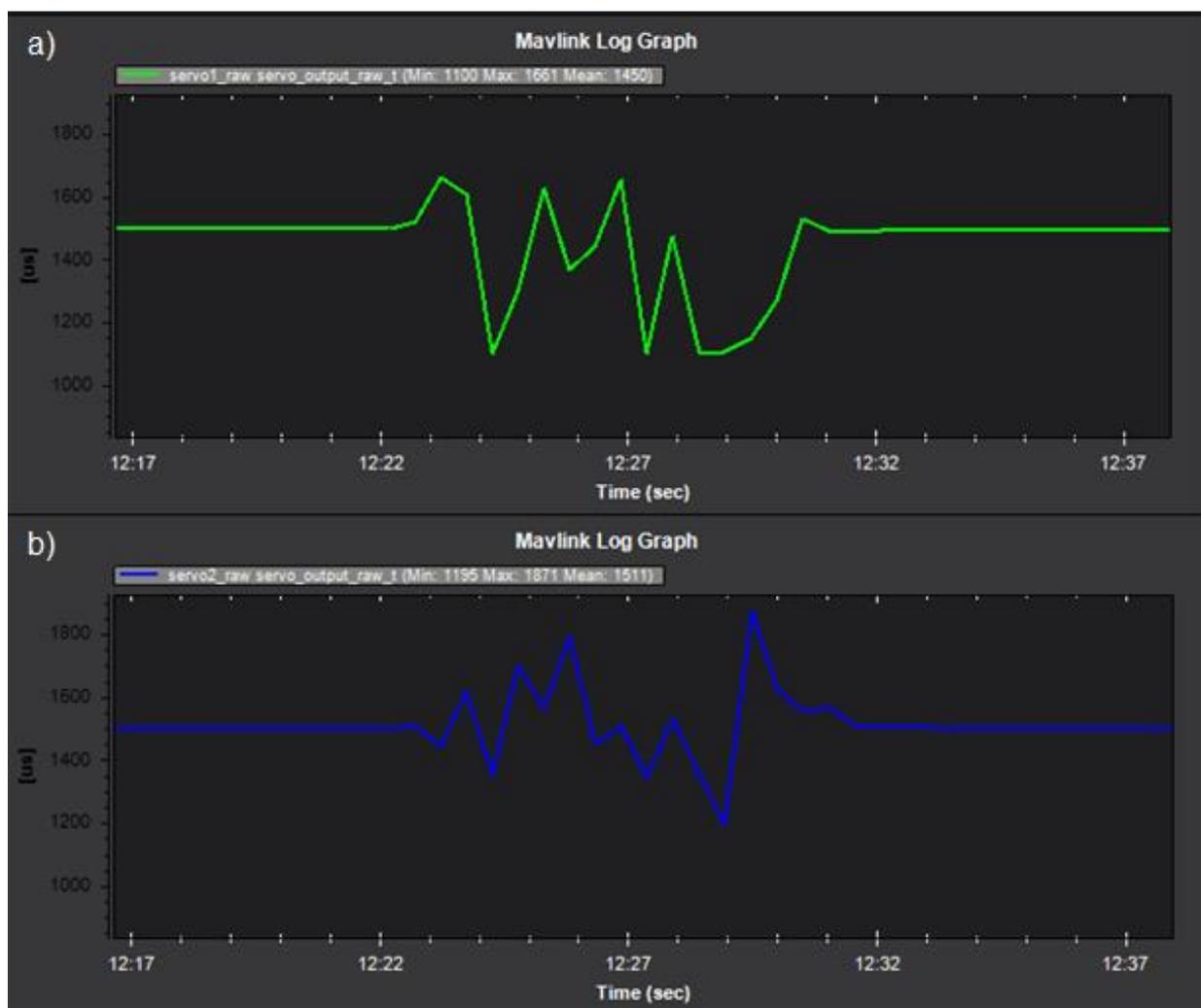
No. Prueba	Distancia (m)
1	505
2	510
3	504
4	504
5	495
<b>Promedio</b>	504

La distancia promedio hasta que la recepción de video se mantiene son 504 metros, a una distancia mayor, la señal se torna intermitente paulatinamente hasta que se pierde en su totalidad.

Al momento de realizar el plan de vuelo, el área no se debe sobrepasar un radio de 510 metros para evitar interferencias en la transferencia de señal de video y telemetría.

#### 4.5. ANÁLISIS DE CONTROL DE VUELO

El control implementado permite mantener un vuelo estable. La respuesta del sistema de control se refleja en el movimiento de los alerones, por tanto, se analizan las curvas de las señales emitidas a los servomotores del alerón izquierdo y derecho, graficadas en la figura 63.



**Figura 63.** Gráficas del comportamiento de los alerones.  
a) Servomotor del alerón izquierdo. b) Servomotor del alerón derecho.

Inicialmente la curva se mantiene estable, al momento de sufrir una perturbación ya sea por agentes externos como el viento o cambio de dirección, el sistema envía señales a los actuadores que controlan los alerones para volver a estabilizar la aeronave. Las gráficas muestran el valor de la señal PWM en función del tiempo. La figura 62 a) corresponde al servomotor del alerón izquierdo, con picos de 1661 a 1100 us y la figura 62 b) al alerón derecho con valor máximo de 1871 us y mínimo de 1195 us. En el comportamiento de las curvas se evidencia el correcto funcionamiento del sistema de control, ya que los movimientos de los actuadores se ejecutan simultáneamente hasta que logran estabilizar el prototipo.

#### 4.6. ESPECIFICACIONES

En la tabla 30 se detallan datos relacionados a las prestaciones del UAV y los componentes de cada sistema.

**Tabla 30**

*Listado de especificaciones del UAV*

Especificación	Detalle
Dimensiones	1230 x 470 x 80 mm
Peso	1200 gramos
Tiempo de vuelo	11 minutos 25 segundos
Tipo de aeronave	Ala volante
Propulsión	Motor eléctrico brushless RimFire .32
Modos de vuelo	Manual, asistido y autónomo
Alimentación	Batería Titan 14,8 V 3,5 AH 80 W
Tarjeta de control	Pixhawk 2
Cámara de video	Cámara FPV Caddx Turbo Micro SDR2
Cámara para fotografías	GoPro 3
Perfil alar	MH 45
Hélice	12 x 6 APC
GPS	Modulo GPS Neo 6M
Comunicación	Radio telemetría 3DR
Licencia	Plataforma libre de desarrollo

#### **4.7. CONDICIONES DE VUELO**

Por la naturaleza de la estructura tipo ala volante, se plantean condiciones de vuelo con el objetivo de prevenir posibles inconvenientes durante el vuelo a causa a agentes externos que puede resultar en la destrucción total o parcial del UAV.

- La ubicación GPS de la aeronave se lo hace por conexión satelital, por lo que el día debe ser despejado para procurar una buena recepción de señal. Usarlo en un día nuboso imposibilita la conexión GPS antes del despegue o la pérdida de señal durante el vuelo.
- Las aplicaciones están orientadas al sector rural, por lo que el clima no debe ser ventoso o tener ráfagas de viento abruptas. Aunque el sistema tiene la capacidad de estabilizar la aeronave ante perturbaciones externas, existe el riesgo de pérdida de control durante el vuelo.
- El despegue, la estabilización del UAV hasta alcanzar altura y el aterrizaje son etapas críticas y la posibilidad de accidente aumenta. Por esto, el operador debe tener experiencia pilotando estructuras similares, usuarios inexpertos no cuentan con la capacidad y habilidad de efectuar dichos procedimientos.

#### **4.8. VALIDACION DE LA HIPÓTESIS**

Para validar la hipótesis se toma en cuenta el método utilizado de un trabajo de investigación en la misma línea: robótica (Lamingo & Loor, 2018), se analizan el cumplimiento de los parámetros de cada una de las variables de investigación y la relación que existe entre las dos.

El diseño de la estructura de la aeronave que describe en el capítulo 2 y más detalladamente en la sección 2.3 corresponde a un Ala Delta o Ala Volante. En el capítulo 3 se especifican los

sistemas de control y monitoreo que permiten al UAV realizar una navegación de manera autónoma siguiendo un plan de vuelo.

La licencia de Ardupilot que incluye la familia de tarjetas dedicadas al control de estructuras de multicolor y aviones, y el software de control de tierra Mission Planer son software gratuito: puede ser distribuido o modificarlo según los términos de la Licencia Pública General GNU. Opencv es una biblioteca de visión artificial de desarrollo libre, pudiéndose ser usada en el sistema operativo Windows a través de compiladores de lenguaje de alto nivel C++, o en la plataforma GNU Linux directamente con el terminal empleando lenguaje Python.

En las secciones 3.5.3 y 3.5.4 se detallan las aplicaciones que permiten monitorear el área sobrevolada por medio de captura de fotografías y transmisión de video. En base a las pruebas de la sección 4.3 se delimita un área con un radio de 500 metros aproximadamente para que la transmisión de video sea ininterrumpida.

Para comprobar el funcionamiento del sistema de capturar, se realizaron pruebas con un mismo plan de vuelo. La tabla 31 muestra el número de imágenes válidas y no válidas para la generación del mapeo, para las primeras tres pruebas se fijaron 50 muestras y los dos restantes 70 muestras.

**Tabla 31**

*Resultado del número de fotos validas o no de cada prueba*

Fotos validadas	Prueba					Total	Porcentaje
	1	2	3	4	5		
Si	47	46	48	64	65	270	93 %
No	3	4	2	6	5	20	7 %
Total	50	50	50	70	70	290	100%

Por lo tanto, se confirma la hipótesis. El UAV es capaz de monitorear siguiendo un plan de vuelo en un radio límite de 504 metros aproximadamente, con una duración máxima aproximada de 11 minutos 25 segundos y con un porcentaje de éxito al momento de capturar imágenes del terreno del 93 %.

## CAPÍTULO V

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 5.1. CONCLUSIONES

- El UAV planteado es ideal para el sector rural, según investigación bibliográfica al ser un Ala Volante tiende a ser más tolerante en el aire frente a errores técnicos por su capacidad de deslizamiento natural sin potencia y puede transportar mayores cargas a distancias largas con menor potencia. Además, no necesita de una pista para su despegue y aterrizaje.
- Se utilizó software CAD y CAE para diseñar y analizar el perfil alar y la estructura del UAV, corroborando que la aeronave puede mantener un vuelo estable. El prototipo mide 1,23 metros de extremo a extremo con un peso de 1,2 kilogramos. Con el estudio CFD se comparó la velocidad del flujo de aire alrededor del perfil alar y los valores de presión de 101238 Pa y 101260 Pa que se ejercen, comprobando que se genera la sustentación necesaria para que la aeronave pueda mantenerse en vuelo.
- La plataforma ofrece un entorno de desarrollo para el procesamiento y análisis de imágenes, gracias a la librería libre OpenCV y sus herramientas es posible emplear algoritmos de todo tipo como aplicación de filtros, binarización, identificación de objetos específicos con entrenamiento de redes neuronales, etc. Se implementó un programa de segmentación de imágenes para identificar las regiones de la imagen con colores.
- El mapeo 3D se logra tomando una serie de fotos a un área delimitada que no debe sobrepasar el radio límite de la ubicación de la estación en tierra. También se debe tomar en cuenta que la distancia y tiempo de duración de la misión no sobrepase los límites de autonomía del UAV.

La recepción de video para el monitoreo es óptimo en un aérea con radio de 504 metros alrededor de la estación en tierra.

- La autonomía de vuelo es inversamente proporcional a la potencia del motor con la que se vuela. Con la capacidad de propulsión al 100% se tiene un promedio de tiempo de vuelo de 8 minutos con 29 segundos y al 60 % de propulsión el promedio es de 11 minutos con 25 segundos. Evidenciando que a mayor propulsión menor tiempo de vuelo disponible.
- Para asegurar el correcto funcionamiento del UAV se deben cumplir las condiciones de vuelo, la superficie máxima es 504 metros a la redonda tomando en cuenta que el indicador de señal de telemetría no descienda hasta el 7% y la duración del plan de vuelo no debe superar los 11 minutos con 25 segundos. El porcentaje de éxito con el que el prototipo recolecta fotografías del terreno es del 93%.

## **5.2. RECOMENDACIONES**

- Al momento de elegir una tarjeta controladora OpenSource de la familia Ardupilot, cerciorarse de que no estén obsoletos, de lo contrario pueden presentarse problemas de compatibilidad de las versiones más actualizadas para el control de UAV's.
- Para obtener una mayor propulsión con una mejor eficiencia energética, se puede optar por remplazar el único motor del prototipo actual por dos motores de menor tamaño, así se consigue una mayor capacidad de empuje con una menor demanda de energía.
- La persona encargada del pilotaje del prototipo para el despeje, aterrizaje y pruebas de vuelo debe tener experiencia previa en el campo de aeromodelismo, para evitar daños del modelo por pérdida de control.

- Si el operador es inexperto en el campo, se sugiere usar simuladores para el entrenamiento en el pilotaje de aeromodelos. EL usuario puede elegir el modelo que más se asemeje al prototipo y se puede conectar el radio control al simulador para tener una experiencia más completa.
- Tener siempre en cuenta las condiciones óptimas de vuelo para el prototipo, factores como viento excesivo o falta de revisiones previas de todos los sistemas eléctricos pueden resultar en la destrucción total o parcial.

## BIBLIOGRAFÍA

- Aeromodelismo. (2 de Junio de 2015). *Tipos de aeromodelos* . Recuperado el 6 de Noviembre de 2018, de <http://www.aeromodelismohuyhuyhuy.com/files/Las-Helices.pdf>
- ArduPilot. (2016). *Sistemas de Ardupilot*. Recuperado el 10 de Marzo de 2019, de <http://ardupilot.org/>
- ArduPilot. (2019). *Ardupilot*. Recuperado el 14 de Mayo de 2019, de Configuración para ala delta: <http://ardupilot.org/plane/docs/flight-modes.html>
- ArduPilot Dev Team. (2019). *Sistema de control*. Recuperado el 5 de Abril de 2019, de <http://ardupilot.org/plane/docs/roll-pitch-controller-tuning.html#roll-pitch-controller-tuning>
- Borrell, G. (2013). *Cálculo de Aviones*.
- Burzi, F. (11 de Agosto de 2010). *Radiocontrol*. Obtenido de <http://radiocontrol.es/contentid-86.html>
- Caddx FPV. (2019). *Caddx FPV*. Recuperado el 8 de Abril de 2019, de <https://caddxfpv.com/collections/fpv-camera/products/caddx-turbo-micro-sdr2>
- Chavez, J. (2001). Análisi y desarrollo de técnicas para la exploración de un ambiente desconocido por un robot móvil. Puebla, México.
- Chicaiza, F., & Chuchico, C. (2016). *Repositorio ESPE*. Recuperado el 22 de Julio de 2018, de [repositorio.espe.edu.ec/xmlui/handle/21000/9303](http://repositorio.espe.edu.ec/xmlui/handle/21000/9303)
- Darling, Ñ. S. (2018). *Diseño, Construcción y Pruebas de un Vehículo Aéreo No-Tripulado: Mini-Piquero*. Quito: Universidad San Francisco de Quito.
- Dynamics, A. (20 de Mayo de 2018). *Wikipedia*. Recuperado el 20 de Junio de 2018, de [https://es.wikipedia.org/wiki/Universidad\\_de\\_Maryland/Uav](https://es.wikipedia.org/wiki/Universidad_de_Maryland/Uav)
- Florencia, A. (13 de Enero de 2004). Modelado de Sistemas de control de un robot manipulador basado en procesamiento digital de Imágenes. Cholula, Puebla, México.
- Futaba. (2018). *Futaba RC*. Recuperado el 20 de Febrero de 2019, de <https://www.futabarc.com/servos/analog.html>
- Gabarró. (2010). *Especificaciones del sistema* . Recuperado el 02 de Enero de 2019, de <http://www.gabarro.com/es/enciclopedia-madera/balsa/>
- Gallacher, D. (2016). Drone Applications for Enviroment. *Science Target*, 1.
- García, I. (2008). Visión Artificial y Procesamiento Digital de Imágenes usando Matlab. Ibarra, Ecuador.

- García, I., & Caranqui, V. (1 de Julio de 2015). La visión artificial y los campos de aplicación. *Tierra Infinita – UPEC, 1*, 94-103.
- Great Planes. (2019). *Great Planes*. Recuperado el 5 de Febrero de 2019, de <http://www.greatplanes.com/motors/gpmg4505.php>
- Grupo Isotex. (23 de Enero de 2015). El poliextireno expandido en la ingeniería civil. Venezuela.
- Hepperle, M. (21 de Mayo de 2018). *MH-aerotoools*. Obtenido de <https://www.mh-aerotoools.de/airfoils/mh45koo.htm>
- Hepperle, M. (21 de Mayo de 2018). *MH-aerotoools*. Recuperado el 13 de Octubre de 2018, de <https://www.mh-aerotoools.de/airfoils/index.htm>
- HobbyKing. (2019). *HobbyKing*. Obtenido de [https://hobbyking.com/en\\_us/apc-style-propeller-12x6-bone-1pc.html?\\_\\_store=en\\_us](https://hobbyking.com/en_us/apc-style-propeller-12x6-bone-1pc.html?__store=en_us)
- Horizon Hobby. (2019). *Futaba ARC*. Recuperado el 18 de Marzo de 2019, de <https://www.futabarc.com/systems/futk6000.html>
- I charger NZ. (2019). *Introduction To Lipo Batteries*. Recuperado el 8 de Febrero de 2019, de <https://www.icharger.co.nz/buying/resources-faq/introduction-to-lipo-batteries/>
- Kersel, M. M. (17 de Febrero de 2016). Drones para inspecciones arqueológicas. *Noticias de la ciencia y la tecnología*.
- Lamingo, A., & Loor, L. (2018). Investigación de mecanismos multiplicadores de fuerza para el diseño y construcción de un exoesqueleto robótico de extremidad superior para levantamiento de carga. Latacunga, Cotopaxi, Ecuador.
- Maderas Santana. (16 de Abril de 2015). *Maderas Santana*. Recuperado el 10 de Enero de 2019, de <https://www.maderasantana.com/caracteristicas-tableros-madera-mdf/>
- Matrox. (2019). *Especificaciones de Matrox*. Recuperado el 10 de Mayo de 2019, de [https://www.matrox.com/imaging/en/products/software/mil/tools/pattern\\_recognition/](https://www.matrox.com/imaging/en/products/software/mil/tools/pattern_recognition/)
- Mercado Libre Ecuador. (20 de Junio de 2019). *Mercado Libre*. Recuperado el 20 de Junio de 2019, de <https://listado.mercadolibre.com.ec/>
- MIT. (15 de 03 de 2017). *DraganFly*. Recuperado el 21 de Julio de 2018, de <http://www.draganfly.com/blog/mit-uav-swarm-draganflyer-rc-helicopters/>
- Mott, R. L. (2009). *Resistencia de materiales* (Quinta ed.). México: PEARSON EDUCACIÓN,.
- National Instruments Corporation. (2019). *NI*. Recuperado el 15 de Mayo de 2019, de <http://www.ni.com/es-cr/shop/select/machine-vision-category#facet:&productBeginIndex:0&orderBy:&pageView:grid&pageSize:&>

- Naylamp. (2018). *Naylamp Mechatronics*. Recuperado el 12 de Marzo de 2019, de <https://naylampmechatronics.com/sensores-posicion-inerciales-gps/106-modulo-gps.html>
- Olivares, M. (2017). Aplicaciones de Drones. *IEEE*, 1.
- Ollero, A. (2007). Sistema Basado en el Empleo Vehículos Aéreos no Tripulados para la Lucha Contra Incendios Forestales.
- OpenCVdocs. (4 de Agosto de 2017). *Opencv*. Recuperado el 15 de Junio de 2019, de [https://docs.opencv.org/3.3.0/d2/dbd/tutorial\\_distance\\_transform.html](https://docs.opencv.org/3.3.0/d2/dbd/tutorial_distance_transform.html)
- Park, S., Deyst, J., & How, J. (2004). A New Nonlinear Guidance Logic for. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 4900.
- Pérez Alcaraz, D. (2009). Diseño estructural y construcción de un avión no. Sevilla, España.
- Prensa. (2010). *DonWeb*. Recuperado el 14 de Octubre de 2018, de <http://agencia.donweb.com/los-14-usosde-drones-que-seguro-no-conocias/>
- RC Airplanes Victor. (8 de Abril de 2016). Como escoger un motor electrico y la helice para su avion RC.
- RC Universe. (2018). *RC Universe*. Recuperado el 6 de Febrero de 2019, de [http://www.rcuniverse.com/magazine/article\\_display.cfm?article\\_id=615](http://www.rcuniverse.com/magazine/article_display.cfm?article_id=615)
- RC-INK. (2 de Febrero de 2014). *Motorización de aeromodelos*. Recuperado el 10 de Enero de 2019, de <https://rc-ink.blogspot.com/p/motorizacion-de-aeromodelos-de.html>
- RCmoment INC. (2016). *RCMoment*. Recuperado el 7 de Abril de 2019, de <https://www.rcmoment.com/es/p-rm467.html>
- Renau, J. (11 de Febrero de 2014). *Apeiron UAV*. Recuperado el 25 de Julio de 2018, de <https://proyectoapeiron.wordpress.com/2014/02/11/clasificacion-uav-segun-la-otan/>
- Restas, A. (2015). Drone Applications for Supporting Disaster. *SciRes*, 1.
- Rivas, D., & Chicaiza, F. (2006). Repositorio ESPE.
- RoboShop. (2018). *RoboShop INC*. Recuperado el 16 de Marzo de 2019, de <https://www.robotshop.com/es/es/ttl-3dr-radio-telemetry-915-mhz-kit.html>
- Saha, K., Saha, J., Ray, R., & Sircar, S. (2018). IOT - Bases Drone for Improvement of Crop Quality. *IEEE*, 1.
- Santana, E. (2017). *Xdrones*. Recuperado el 25 de Julio de 2018, de <http://www.xdrones.es/tipos-de-drones-clasificacion-de-drones-categorias-de-drones/>
- Scott, J., & Scott, C. (2017). Drone Delivery Models for Healthcare. *50th Hawaii International Conference on System Sciences*, 1.

SIGMUR. (Junio de 2006). *Universidad de Murcia* . Obtenido de <https://www.um.es/geograf/sigmur/teledet/tema06.pdf>

Simons, M. (1994). *Model Aircraft Aerodynamics* . Londres: Argus Books.

The MathWorks, Inc. (2019). *Mathworks*. Obtenido de <https://www.mathworks.com/products/computer-vision.html>

Titan. (2019). *Get Titan Power*. Recuperado el 8 de Febrero de 2019, de <https://www.gettitanpower.com/products/3-5ah-14-8v-80w-endurance-brick-version>

Tonkin, T. N., & Midgley, N. G. (2016). Ground-control networks for image based surface reconstruction: an investigation of optimum survey designs using UAV derived imagery and structure-from-motion photogrammetry.

TowerHobbies. (2019). Recuperado el 7 de Febrero de 2019, de TowerHobbies: <https://www.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?I=LXLWV3>

# ANEXOS



**DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA**  
**CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA**

**CERTIFICACIÓN**

Se certifica que el presente trabajo fue desarrollado por los señores: **LOVATO HUERTAS, HARLEY PATRICIO** y **NAVAS JÁCOME RICHARD FERNANDO**.

En la ciudad de Latacunga, el 16avo día del mes de julio del 2019.

Ing. Constante Prócel, Patricia Nataly  
**DIRECTORA DEL PROYECTO**



Ing. Mendoza Chipantasi, Darío José  
**DIRECTOR DE CARRERA**

Aprobado por:



Dr. Vaca Corrales, Rodrigo  
**SECRETARIO ACADÉMICO**