



# **IMPLEMENTACIÓN DE ARDUPILOT EN UN UAV TIPO QUADROTOR PARA EL DESARROLLO DE MISIONES**

**JULIO ANDRES BOLAÑOS PULIDO**

**UNIVERSIDAD MILITAR NUEVA GRANADA  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
PROGRAMA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA  
SEDE BOGOTÁ  
Agosto, 2014**



**IMPLEMENTACIÓN DE ARDUPILOT EN UN UAV TIPO QUADROTOR PARA EL  
DESARROLLO DE MISIONES**

**JULIO ANDRES BOLAÑOS PULIDO**

**Trabajo de Grado, presentado para optar por el título de Ingeniero en  
Mecatrónica**

**Director:**

**I.E. Leonardo Enrique Solaque Guzmán. Ph.D.**

**Codirector:**

**I.E. Byron Alfonzo Pérez Gutiérrez. M.Sc.**

**UNIVERSIDAD MILITAR NUEVA GRANADA  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
PROGRAMA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA  
SEDE BOGOTÁ  
Agosto, 2014**



---

## Nota de aprobación

El trabajo de grado, titulado “**IMPLEMENTACIÓN DE ARDUPILOT EN UN UAV TIPO QUADROTOR PARA EL DESARROLLO DE MISIONES**”, elaborado y presentado por el estudiante **Julio Andrés Bolaños Pulido**, como requisito parcial para optar por el título de ingeniero en Mecatrónica, fue aprobado por el comité.

---

---

---

## **Agradecimientos**

El desarrollo de este trabajo fue posible gracias al apoyo del grupo de investigación GIDAM y al servicio de las instalaciones y los laboratorios de la universidad.

## Resumen

La implementación de sistemas de vuelo autónomo (UAS) en aplicaciones civiles es un campo de investigación reciente que ha cobrado fuerza con los desarrollos en materia de miniaturización de la tecnología. De esta manera se pudo hacer uso de MAVs (Micro aerial vehicles) que son con capacidades relativamente pequeñas en comparación a los UAV's que se han utilizado ampliamente por las fuerzas militares. Los MAV's son vehículos pequeños y livianos que son especialmente útiles para portar cámaras o sistemas de visión y realizar vigilancia o inspección, estas características son deseadas para el empleo en labores civiles, como la toma de fotografías aéreas georeferenciadas.

Los UAS a diferencia de los Drone son sistemas que tienen autonomía y se componen por tres partes, una configuración de frame, es decir el vehículo aéreo no tripulado (UAV), un sistema de control autónomo (Autopilot), y una estación de control en tierra. Mediante estas tres partes se puede concebir un sistema capaz de realizar misiones de manera autónoma. En primer lugar la configuración por lo general se distingue entre vehículos de ala fija o vehículos de ala rotativa, los cuales son preferidos para la mayoría de aplicaciones debido a la capacidad de realizar vuelos estacionarios.

Relativo al piloto automático y a la estación de control en tierra existen diferentes opciones comerciales y formas de comunicar el UAV con una estación de control, uno de ellos es ArduPilot. un proyecto de software libre que permite convertir un drone en un sistema completo de vuelo autónomo. Este sistema permite el manejo de diferentes plataformas para la ejecución de vuelos simples, hasta lograr planear trayectorias mediante un software de estación en tierra (Mission Planner) y manejar diferentes tipos de carga útil como cámaras y sistemas de mapeo por nubes de puntos.

Este Documento presenta la implementación de un sistema de control para la realización de vuelos autónomos, utilizando como plataforma un UAV tipo QuadRotor. Se pretende mostrar las características de un control automático específicamente ArduPilot. los procedimientos para la calibración de diferentes instrumentos embebidos y la puesta en marcha del vehículo, hasta lograr un vuelo autónomo mediante el uso de una estación de control en tierra.

# Índice general

<b>Agradecimientos</b>	<b>II</b>
<b>Resumen</b>	<b>III</b>
<b>Lista de figuras</b>	<b>VI</b>
<b>Lista de tablas</b>	<b>VIII</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Antecedentes . . . . .	2
1.2. Objetivos de la investigación . . . . .	5
1.3. Metodología . . . . .	6
1.4. Delimitación . . . . .	6
<b>2. Marco teórico</b>	<b>7</b>
2.1. ¿qué es un UAS? . . . . .	7
2.1.1. Categorías de clasificación . . . . .	8
2.1.2. Aplicaciones . . . . .	9
2.1.3. Componentes de un UAS . . . . .	10
2.2. Vehículos aéreos . . . . .	11
2.2.1. Configuración del airframe . . . . .	12
Configuración HTOL . . . . .	12
Configuración VTOL . . . . .	13
Sistemas Híbridos . . . . .	13
2.2.2. Alimentación . . . . .	14
Ni-Cd . . . . .	14
Ni-MH . . . . .	15
Li-Ion . . . . .	15
Li-Po . . . . .	16
2.2.3. Motores . . . . .	16
Motores DC con escobillas (brushed) . . . . .	16
Motores brushless in-runner . . . . .	17
Motores brushless out-runner . . . . .	18



2.2.4. Hélices . . . . .	18
2.3. sistemas de navegación y control . . . . .	19
2.3.1. Sistemas de navegación . . . . .	19
Acelerómetro . . . . .	19
Giroscopio . . . . .	20
Compás electromagnético o Brújula . . . . .	20
Altímetro . . . . .	20
Global Positioning System (GPS) . . . . .	20
2.3.2. Controlador Electrónico de Velocidad (ESC) . . . . .	21
2.3.3. Microcontrolador . . . . .	21
2.4. Sistemas de comunicación . . . . .	22
2.4.1. Transmisor . . . . .	22
2.4.2. Medio . . . . .	22
2.4.3. Receptor . . . . .	22
2.5. Carga útil . . . . .	22
2.5.1. Carga util indispensable . . . . .	23
Sistemas de visión . . . . .	24
Sistemas de montaje para sensores ópticos . . . . .	24
2.5.2. Carga útil no indispensable . . . . .	24
2.6. Estación en tierra . . . . .	24
2.7. QuadRotor . . . . .	26
2.7.1. Funcionamiento de un Quadrotor . . . . .	26
2.7.2. Efecto de un control automático . . . . .	27
<b>3. Desarrollo . . . . .</b>	<b>28</b>
3.1. Plataforma . . . . .	28
3.1.1. Frame . . . . .	29
3.1.2. Motores y Esc . . . . .	29
3.2. APM Multiplataform Autopilot . . . . .	30
3.2.1. APM Hardware . . . . .	31
3.2.2. APM Firmware . . . . .	33
3.3. Ensamblaje . . . . .	35
3.3.1. Placa de distribución de potencia . . . . .	35
3.3.2. Montaje del controlador . . . . .	35
Interferencia electromagnética . . . . .	36
Altímetro . . . . .	36
GPS . . . . .	36
Vibraciones . . . . .	37
3.3.3. conexión de motores y entradas RC . . . . .	37
3.4. Firmware y software . . . . .	37
3.4.1. Estación de control: Mission planner . . . . .	37
3.4.2. Descarga del firmware . . . . .	38
3.4.3. Command line interface (CLI) . . . . .	40

3.5. Configuración básica . . . . .	40
3.5.1. Calibración del compás magnético . . . . .	40
3.5.2. Calibración acelerómetros . . . . .	42
3.5.3. Calibración de radiocontrol . . . . .	44
3.5.4. Calibración de ESC's . . . . .	44
3.6. Pruebas y sintonización básica . . . . .	45
3.6.1. Significado de leds . . . . .	45
3.6.2. Verificaciones de pre-arme . . . . .	46
3.6.3. Arranque de motores . . . . .	46
3.6.4. Sintonización básica . . . . .	48
3.6.5. Niveles de vibración . . . . .	49
3.6.6. Ajuste de Acelerador (Throttle) . . . . .	50
3.7. Configuración avanzada . . . . .	51
3.7.1. Lazo de control . . . . .	52
Sintonización PID . . . . .	52
Sintonización del PI . . . . .	53
3.7.2. Modos de vuelo . . . . .	54
Stabilize . . . . .	54
Alt Hold . . . . .	56
Loiter . . . . .	57
Auto . . . . .	58
Guided . . . . .	59
3.8. Sistema de telemetría . . . . .	60
<b>4. Resultados</b>	<b>61</b>
<b>5. Conclusiones</b>	<b>65</b>
<b>A. Hardware adicional</b>	<b>67</b>
A.1. Power Module . . . . .	67
A.2. FPV y OSD . . . . .	67
A.3. Cannon y CHDK . . . . .	68
<b>Bibliografía</b>	<b>69</b>

# Índice de figuras

1.1. Fuerzas actuantes sobre un QuadRotor [24] . . . . .	2
1.2. Simulación Trayectoria 3D en Matlab [23] . . . . .	3
1.3. Entorno experimental para reconocimiento de objetivos militares [17] .	4
1.4. Componentes de un sistema de visión integrado a un UAV [9] . . . . .	5
2.1. Configuraciones de ala fija y ala rotativa [20] . . . . .	9
2.2. Estructura funcional de un UAV. Tomada por el autor . . . . .	11
2.3. Tipos de baterías [13] . . . . .	15
2.4. Diferentes tipos de motores [13] . . . . .	17
2.5. Controlador electrónico de velocidad [13] . . . . .	21
2.6. Gimbal y cámara ejemplos de carga útil indispensable [14] . . . . .	23
2.7. Qgroundcontrol: ejemplo de estación de control en tierra.Tomada por el autor . . . . .	25
3.1. QuadRotor. Tomada por el autor . . . . .	28
3.2. Turning Talon v2.0 de HobbyKing [14] . . . . .	29
3.3. Motores y ESC [13] . . . . .	30
3.4. Board APM 2.0 [3] . . . . .	31
3.5. Jumper de alimentación [3] . . . . .	32
3.6. Placa de distribución de potencia (PDB) [4] . . . . .	33
3.7. Archivo de configuración, donde se almacenan diferentes parámetros para el UAV. Tomada por el autor . . . . .	34
3.8. Conexión de salidas hacia motores y entradas a la placa de control [3]	38
3.9. Mission Planner [2] . . . . .	39
3.10. Descarga del Firmware Mission planner [2] . . . . .	40
3.11. Calibración del Compás electromagnético. Tomada por el autor . . . .	41
3.12. Compensación de interferencia electromagnética con Compassmot. Tomada por el autor . . . . .	42
3.13. Calibración acelerómetro. Tomada por el autor . . . . .	43
3.14. Calibración Radiocontrol. Tomada por el autor . . . . .	44
3.15. Deshabilitar Pre-Arming checks. Tomada por el autor . . . . .	47
3.16. Sintonización básica. Tomada por el autor . . . . .	49
3.17. Medida de vibraciones. Tomada por el autor . . . . .	50

3.18. Ajuste del acelerador. Tomada por el autor . . . . .	51
3.19. Lista de completa de parámetros. Tomada por el autor . . . . .	51
3.20. Sintonización avanzada. Tomada por el autor . . . . .	52
3.21. Configuración de modos de vuelo. Tomada por el autor . . . . .	55
3.22. Sistema de telemetría. Tomada por el autor . . . . .	60
4.1. Descarga de Logs para el modo de vuelo Alt-Hold. Tomada por el autor	62
4.2. Descarga de Logs para el modo de vuelo Loiter. Tomada por el autor	63
A.1. Módulo de potencia, [3] . . . . .	67
A.2. FPV y OSD, [3] . . . . .	68

# Índice de cuadros

2.1. Categorías de clasificación según Reg Austin [6] . . . . .	8
2.2. Algunas aplicaciones de los UAV's. Realizada por el autor . . . . .	10
3.1. Características del Frame Turning Talon v2.0 de HobbyKing. [14] . . . .	29
3.2. Características del motor RimFire .15. [13] . . . . .	30
3.3. Significado de lo LEDs [3] . . . . .	46

# Capítulo 1

## Introducción

El avance tecnológico de los sistemas de control, la capacidad de procesamiento y la miniaturización de los componentes electrónicos, ha permitido que la implementación de plataformas móviles autónomas en aplicaciones civiles sea cada vez más frecuente. Los vehículos aéreos no tripulados (UAV's) se han visto especialmente beneficiados de estos avances, debido a que el principal problema era liberar el peso de los sistemas de control, logrando así aumentar la capacidad de carga útil de la aeronave. De esta manera, sensores, cámaras y eventualmente grippers o sistemas de manipulación se pueden integrar, dotando a estos dispositivos de habilidades para desarrollar múltiples tareas.

En el ámbito civil el uso de vehículos aéreos no tripulados es reciente. Con la llegada de mejores instrumentos y controladores, se pudo dar respuesta a necesidades de carácter civil tales como: la supervisión en áreas de difícil acceso o consideradas peligrosas, minas, campos petrolíferos o proyectos de construcción, la inspección de estructuras, cultivos, ecosistemas, etc, la fotografía aérea georeferenciada, búsqueda y rescate, atención de emergencias, vigilancia, entre otras aplicaciones que destacan la importancia de estos sistemas y justifican la investigación y desarrollo alrededor del tema.

El objetivo de este documento es describir de manera detallada la implementación de tecnología relacionada con los UAV's específicamente con los QuadRotores, para la realización de misiones. De esta manera se estructura el documento en cinco capítulos. El primer capítulo es introductorio; en el se relacionan los antecedentes, el objetivo puntual de la investigación, metodología y delimitación. En el segundo capítulo se definen los conceptos más importantes relacionados con la investigación; en el se abordará una definición más detallada de UAV, los tipos, arquitectura, y se hablará de los componentes necesarios para la implementación de misiones en QuadRotores. El siguiente capítulo detalla el trabajo realizado; en la implementación del sistema de control de vuelo. El cuarto capítulo mostrará los resultados alcanzados, seguido por un último capítulo de conclusiones y trabajo futuro.

## 1.1. Antecedentes

Aunque desde su concepción los avances han sido innumerables no fue sino hasta finales del siglo XX que se pudo implementar un sistema capaz de volar de manera autónoma y realizar misiones específicas. Los primeros trabajos relacionados con el desarrollo de UAV's tal y como se conocen hoy en día, se refieren a la obtención del modelo matemático teórico que rige el comportamiento dinámico del sistema. Los resultados que se alcanzaron con estas investigaciones fueron la base para formular diferentes métodos de control y realizar aplicaciones concretas.

En [24] se detalla la obtención del modelo matemático en base a estudios anteriores de diferentes autores. En este artículo se utilizan los formalismos de Euler-Lagrange y de Newton-Euler con el objetivo de tener el modelo más completo. En la figura 1.1 se puede observar el primer paso para la obtención del modelo, que consiste en determinar el estado de las fuerzas a las que está sometido el sistema. Con este tipo de resultados se inicia a indagar sobre: qué características debe tener un sistema de control que permita dotar de autonomía a los vehículos aéreos.

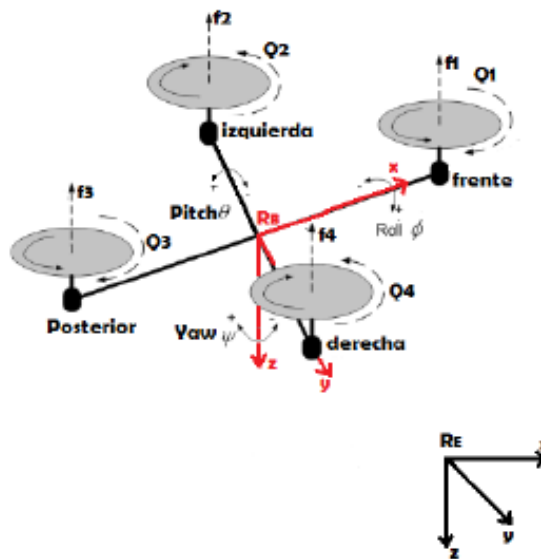


Figura 1.1: Fuerzas actuantes sobre un QuadRotor [24]

Habiendo analizado la dinámica del sistema, las investigaciones tomaron un rumbo diferente y se enfocaron en el control. La teoría de control predilecta y que más difusión ha tenido es el PID. El control PID consiste en adicionar un filtro que modifica los parámetros de mérito de la respuesta, en función a una acción integral proporcional y derivativa.

En [15] se desarrolla el modelo y se propone un control PID, para analizar el desempeño de este tipo de control sobre un QuadRotor. La intención del autor es

diseñar e implementar el control sobre los 6 grados de libertad; para esto realiza el modelo del quadrotor y propone la función de transferencia de cada ángulo de giro del vehículo, lo que significa que se desarrollaran tres controladores PID, uno para cada función de transferencia. La conclusión mas importante de este artículo es que se puede lograr control de altitud y estabilidad de los seis grados de libertad, implementando un controlador PID. Un desarrollo similar se encuentra también en [19] donde se propone un compensador diseñado a partir del lugar geométrico de las raíces.

Otros autores como [10] y [5] desarrollaron configuraciones PI y PD respectivamente con diferentes aplicaciones. En [5] Se propone realizar el control en base a un sistema de visión, para estimar la posición del vehículo en sus seis grados de libertad. Con esto se pretende además de la estabilización del sistema, realizar tracking del UAV y así lograr trayectorias controladas.

Aunque la configuración PID es funcional y simple, la implementación de teorías de control moderno pretenden lograr mas que solo la estabilidad del sistema, y se enfocan en la interacción del UAV con el entorno. El trabajo realizado por [23] muestra la implementación de un control por modos deslizantes. En este articulo se muestra el diseño y simulación de un control que además de lograr estabilidad, permite controlar posición y generar trayectorias en 3D evaluando el estado de la IMU ver figura 1.2.

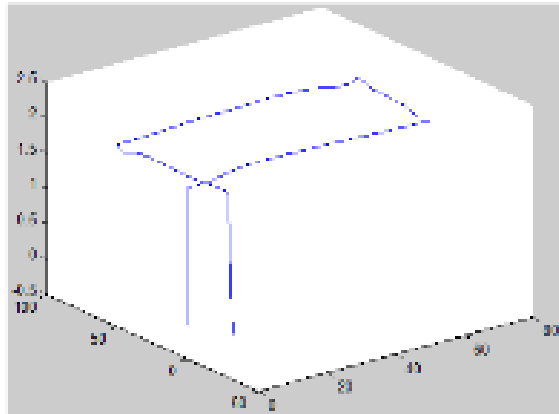


Figura 1.2: Simulación Trayectoria 3D en Matlab [23]

En cuanto a las aplicaciones, han sido varias las investigaciones realizadas que muestran el potencial de estos dispositivos para realizar misiones, tanto en el ámbito militar como en el civil. Hoy en día los UAV se han convertido en una tecnología importante para vigilancia, exploración, reconocimiento y en general para las actividades de carácter militar [17]. Este articulo describe una aplicación de espionaje en zona de guerra. Los autores diseñaron un entorno para simular la capacidad de un UAV, en este caso el Parrot AR.Drone version 2.0, de encontrar y obtener la



ubicación geográfica de objetivos militares usando diferentes algoritmos para procesamiento de imágenes. Ver Figura 1.3

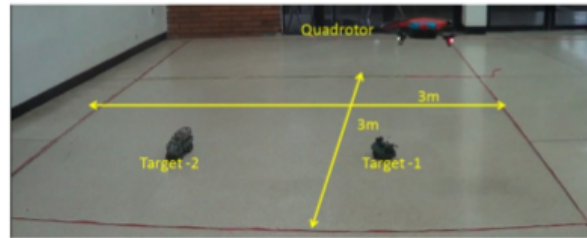


Figura 1.3: Entorno experimental para reconocimiento de objetivos militares [17]

Otra aplicación que involucra la capacidad de visión integrada a un vehículo aéreo no tripulado se puede encontrar en [18]. En este caso el autor implementó un sistema de visión para realizar tareas de inspección, vigilancia y además posicionar el vehículo a partir de referencias visuales obtenidas del entorno. El empleo de sistemas de visión para posicionamiento requiere de altas capacidades de cómputo, que eran difíciles de alcanzar anteriormente. Sin embargo hoy en día se pueden implementar algoritmos complejos de flujo óptico para el posicionamiento y la realización de mapeo lo que se conoce como SLAM (Simultaneous Localization and Mapping) [9], [25].

Estos trabajos demuestran la importancia de los sistemas de visión para realizar múltiples tareas que tienen un cierto grado de complejidad. El aterrizaje autónomo es otro aspecto que se ve beneficiado por la implementación de sistemas de visión. En [22] se describe la implementación de un sistema de visión para aterrizar un UAV, sobre un objetivo conocido donde se encuentra un marcador.

En la figura 1.4 se puede apreciar los componentes de un sistema de visión integrados en un UAV para realizar SLAM. Estos componentes se encuentran con frecuencia en los vehículos que se utilizan para aplicaciones civiles dado que muchas de ellas requieren la habilidad de posicionamiento y visión artificial. En [12] se describe un sistema utilizado para la detección de incendios. Este documento detalla el desarrollo de una interfaz de control y los algoritmos de procesamiento para visión artificial necesarios para realizar detección de zonas de interés.

Otros estudios relativos a aplicaciones civiles se enfocan en la fotografía aérea [16] que es bastante utilizada en los sistemas de información geográfica (SIG) y en diferentes aplicaciones. La particularidad de estas tomas aéreas es que son georeferenciadas debido a la posibilidad de integrar sistemas de posicionamiento en el robot. En [21] los autores describen el potencial de estos vehículos para realizar mapeo y develan la importancia que adquieren este tipo de sistemas para la industria de sistemas de información espacial.

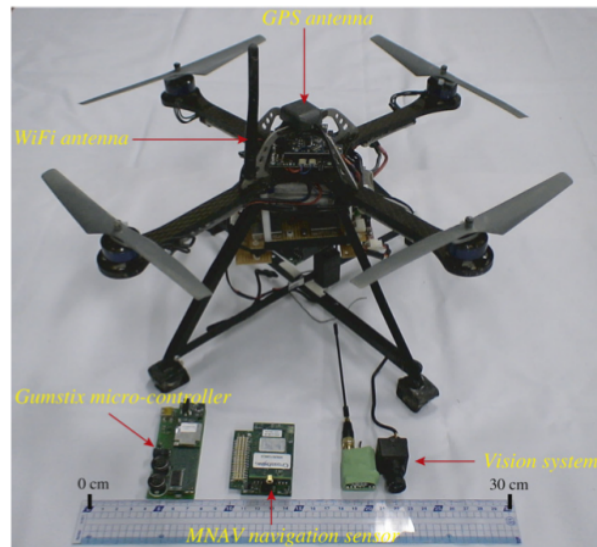


Figura 1.4: Componentes de un sistema de visión integrado a un UAV [9]

## 1.2. Objetivos de la investigación

El objetivo de la investigación es reconocer qué tipo de componentes son necesarios para estructurar un sistema que permita realizar una misión de vuelo autónomo mediante el uso de un vehículo aéreo no tripulado. de esta manera se pretende implementar un sistema de control adecuado que permita desarrollar un vuelo de manera autónoma sobre una trayectoria predeterminada. Dada la creciente importancia de estos sistemas en tareas civiles, esta investigación pretende abordar los métodos, el tipo de tecnología y las consideraciones necesarias para lograr desarrollar misiones simples sobre un UAV, generando así una curva de aprendizaje necesaria para la comprensión y desarrollo de esta tecnología y la realización de misiones mas complejas en trabajos futuros. Para esto se han definido una serie de objetivos específicos y tareas que orientaran el desarrollo del trabajo:

- Dimensionar e integrar los sistemas electrónicos faltantes para la ejecución de misiones en un QuadRotor.
- Determinar los procedimientos para la calibración y puesta en marcha de los diferentes instrumentos.
- Realizar un vuelo automático a partir de una trayectoria predeterminada.

### **1.3. Metodología**

La metodología de desarrollo consiste en tres etapas la primera determinar la tecnología necesaria a nivel de hardware y software para el desarrollo de misiones, en una segunda etapa se pretende realizar vuelos controlados para determinar los procedimientos de calibración y ajustes necesarios antes de desarrollar misiones de vuelo autónomas. Por último, implementar una misión de vuelo autónomo siguiendo una trayectoria pre-configurada.

### **1.4. Delimitación**

El alcance que se pretende con este proyecto es el de implementar un sistema de control para el desarrollo de misiones de vuelo autónomas, con el fin de generar una curva de aprendizaje en cuanto a la selección, configuración y funcionamiento de los sistemas de control de vuelo. El proyecto se realizará en las instalaciones de la Universidad Militar Nueva Granada sede calle 100. En los laboratorios de ingeniería.

# Capítulo 2

## Marco teórico

### 2.1. ¿qué es un UAS?

Un sistema de vuelo autónomo (UAS Unmanned aircraft system) es un conjunto de subsistemas que interactúan entre si, para lograr realizar misiones de vuelo con una baja participación del piloto u operario. uno de los subsistemas que componen un UAS es el vehículo aéreo no tripulado (UAV) el cual tiene características especiales que lo diferencian de otras aeronaves [6].

Un vehículo aéreo no tripulado (UAV, del ingles Unmanned Aerial Vehicle) es un sistema capaz de navegar sin un piloto a bordo. esto significa que para lograr las tareas que se llevan a cabo para el control y mando de la aeronave, se utilizan varios subsistemas coordinados entre si tales como controladores Electrónicos, sistemas de comunicación, instrumentos de manipulación y adquisición (Carga Útil), etc.

En general un UAV consta de los mismos elementos de un vehículo aéreo común, en cuanto a sensores y actuadores necesarios para el vuelo. Sin embargo la diferencia radica en que la información que se obtiene de estos sistemas es interpretada por un control inteligente encargado de mantener la aeronave en vuelo, de esta manera se puede decir que la composición básica de un sistema de vuelo autónomo es:

1. Una estación de control en tierra desde la cual se dan las ordenes al sistema.
2. El controlador y la carga útil, cámaras, sensores, manipuladores, etc.
3. Un sistema de comunicaciones, generalmente de radiofrecuencia.
4. Equipos de soporte para transporte y mantenimiento.

A pesar de las similitudes con un drone, un UAV se distingue de este dado que el primero requiere un control continuo de un piloto en tierra, mientras que por otro lado un UAV se concibe para realizar tareas sin necesidad de un piloto, esto implica que las estrategias de control deben ser mas exigentes para garantizar la mayor autonomía de estos sistemas.

### 2.1.1. Categorías de clasificación

La clasificación de los UAS se realiza por la capacidad de vuelo y el tamaño del vehículo aéreo, como se muestra en la tabla 2.1.

HALE	High altitude long endurance, mas de 15000 m altitud y mas 24h de vuelo. Con rangos extremadamente amplios, usualmente utilizado para reconocimiento y vigilancia por las fuerzas militares
MALE	Medium altitude long endurance, 5000 - 15000 m altitud y 24h de vuelo, opera similar al HALE pero con rangos de hasta 500km
TUAV	Tactical UAV, operan de 100 a 300km con arquitecturas mas simples que los HALE o MALE
Close-Range UAV	Utilizados en operaciones de diversos propósitos tanto civiles como militares, operan en rangos cercanos a 100km
MUAV	Mini UAV se refiere a las aeronaves de menos de 20kg que operan en rangos cercanos a 30km
MAV	Micro UAV, se define como un UAV de alta estabilidad diseñado para entornos urbanos donde se prefiere un vuelo lento. a diferencia de los anteriores son susceptibles a cambio atmosféricos
NAV	Nano air vehicles, están propuestos para operar en un rango muy pequeño sus aplicaciones se centran en tácticas militares de confusión de radar y vigilancia de corto alcance
RPH o VTUAV	Remotely Piloted Helicopter o Vertical take-off UAV, Se refiere a las aeronaves de despegue vertical o a base de rotores que resultan menos susceptibles a las turbulencias de viento.
UCAV y UCAR	Unmanned Combat Air Vehicle or Rotorcraft, definen a los vehículos aéreos diseñados especialmente para combate.

Cuadro 2.1: Categorías de clasificación según Reg Austin [6]

Esta clasificación corresponde al funcionamiento y capacidad de los UAS. Sin embargo dentro de cada categoría se pueden diferenciar tipos de vehículos de acuerdo a la configuración del frame y la arquitectura propia de cada sistema.

Los vehículos aéreos para aplicaciones civiles se encuentran en la categoría de Micro UAV en donde se requiere un alcance reducido pero a la vez alta estabilidad

y maniobrabilidad. Las categorías MAV y NAV a su vez se subdividen en:

- fixed-wing
- rotary-wing
- flapping-wing
- ducted lift-fan

Estas subdivisiones corresponden al tipo de estructura que pueden adoptar estos sistemas, algunos de los vehículos mas comunes en esta clasificación son los aeroplanos, dirigibles, helicópteros y multirrotores como el QuadRotor. Este ultimo se caracteriza por su maniobrabilidad y la capacidad de realizar trayectorias de vuelo que para otras configuraciones resultan imposibles, es por esto que en las aplicaciones civiles se han preferido sobre otro tipos de aeronaves.

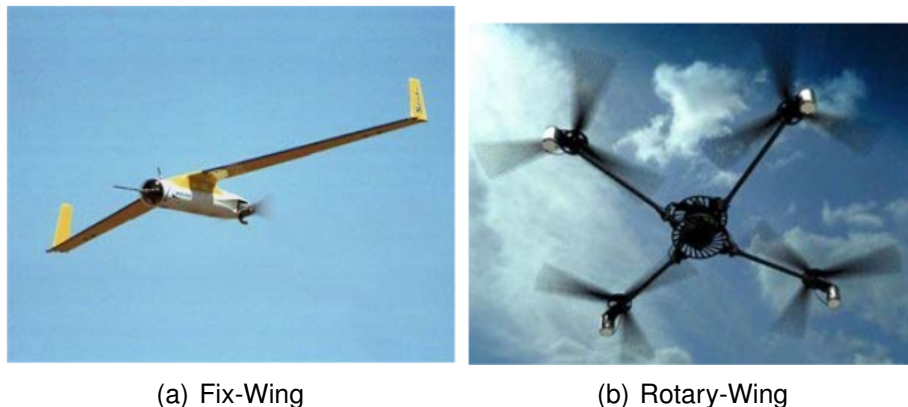


Figura 2.1: Configuraciones de ala fija y ala rotativa [20]

Otras clasificaciones se basan en el nivel de autonomía del vehículo o la capacidad de carga útil. De esta manera se puede decir que existen varios tipos diferentes de configuraciones cada uno con sus ventajas respecto a tiempo de vuelo, maniobrabilidad, eficiencia energética y otras características que determinaran la selección del sistema adecuado para cada aplicación.

### 2.1.2. Aplicaciones

Un sistema de vuelo autónomo es la respuesta a muchas necesidades que surgen en aplicaciones militares y civiles. Las aplicaciones civiles han permitido que se desarrollen sistemas con diversas funcionalidades y que se puedan integrar a un trabajo junto a seres humanos, cabe mencionar que no todas las máquinas están diseñadas para cohabitar en un espacio laboral con las personas y que lograr estas

<b>Aplicaciones Civiles</b>	
Fotografía aérea	Toma de vídeos o imágenes georeferenciadas para SIG(Sistemas de Información Geográfica)
Agricultura	Monitoreo de cultivos, fumigación, etc.
Conservación medioambiental	medir niveles de polución, crecimiento de bosques y ecosistemas entre otros.
Inspeccion y vigilancia	Sector minero energético, construcciones, fallas en estructuras, etc.
Búsqueda y rescate	Atención de emergencias
<b>Aplicaciones Militares</b>	
Espionaje e inteligencia	
Ejercer soberanía nacional	
Control del trafico de contrabando	
Localización y destrucción de minas terrestres	
Operaciones de reconocimiento	

Cuadro 2.2: Algunas aplicaciones de los UAV's. Realizada por el autor

características implican investigación en sistemas de control finos que disminuyan el riesgo que conlleva la integración de maquinas autónomas a la vida cotidiana [7].

En cuanto al funcionamiento de los tipos de aeronaves, las de ala fija pueden volar debido al principio de sustentación, que implica que el vehículo se mantiene en constante movimiento situación que no es deseable en ambientes cerrados o de corto alcance donde se prefieren capacidades estacionarias como las que ofrecen los tipos de ala rotativa, y mas aun si se dispone de máquinas con alto grado de maniobrabilidad como los multirotores.

Otro aspecto es la necesidad de autonomía, si bien es cierto que muchas de las tareas civiles se pueden realizar con Drones y pilotos especializados, la autonomía para lograr la estabilidad en el vuelo de estos sistemas y mas si se habla de multirotores, contribuye se eviten accidentes y se propicie una plataforma que permita realizar tareas de manera automática.

### 2.1.3. Componentes de un UAS

Un UAS es un sistema comprendido por varios subsistemas que interactúan entre si. en la siguiente sección se definirán las características individuales de cada subsistema, ejemplos y la manera en que se integran para el funcionamiento completo del vehículo aéreo no tripulado [6].

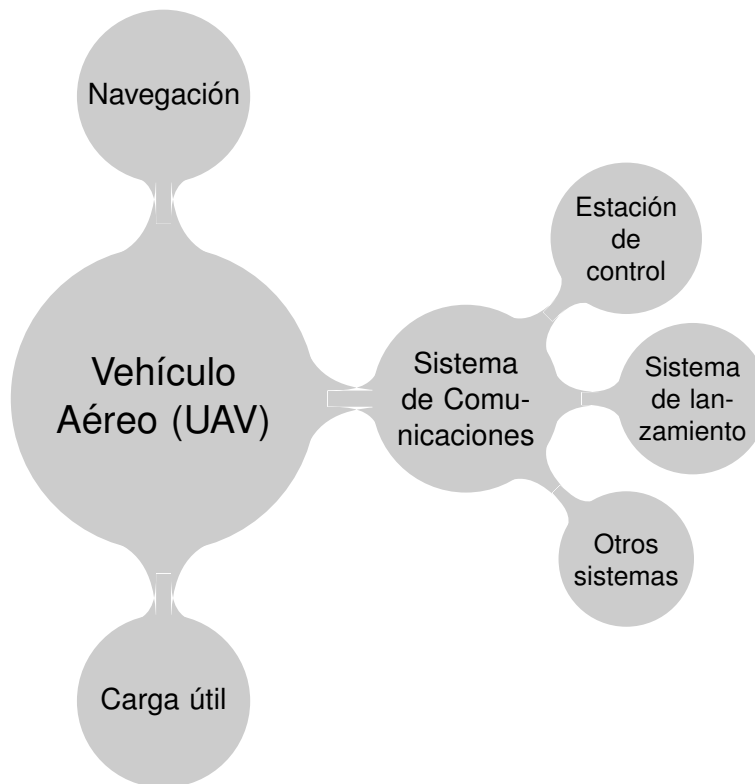


Figura 2.2: Estructura funcional de un UAV. Tomada por el autor

## 2.2. Vehículos aéreos

El vehículo aéreo corresponde al conjunto de estructura mecánica y actuadores que tiene características aerodinámicas cuya tarea principal consiste en contener los sistemas de control y la carga útil. La selección del tipo de vehículo es fundamental para el diseño del sistema debido a que según su configuración se deducirán las leyes físicas que se deben cumplir para mantener en operación el sistema y se pueda cumplir las tareas designadas.

El tipo de vehículo depende esencialmente de la necesidad operacional de la misión. Según la aplicación, el tipo de carga útil, la maniobrabilidad, velocidad y el tiempo de vuelo, entre otras características, se determinará qué tipo de aeronave y subsistemas son más convenientes. Por ejemplo en cuanto a duración de vuelo, se puede decir que depende en gran medida a la fuente de poder y por otro lado de la carga del sistema, por ese motivo si se requieren tiempos de vuelo elevados se preferirá un sistema que funcione con motores de combustión a los que funcionan con motores eléctricos, además que sean más eficientes y permitan transportar la carga útil sin un consumo excesivo de energía. En este caso los sistemas de ala rotativa no son los mejores.



En aplicaciones donde se requiere altas velocidades y amplios rangos de operación se elige con frecuencia sistemas de ala fija (aeroplanos), ya que su funcionamiento requiere que el sistema este en movimiento a gran altura logrando así, debido a su velocidad generar la fuerza de sustentación necesaria para mantenerse en el aire. este tipo de aeronaves son usualmente empleadas en aplicaciones militares en campo abierto donde no se requiere un vuelo estacionario ni existen obstáculos que se interpongan al desarrollo de la misión.

Los tipos de sistemas empleados en aplicaciones de carácter civil, por lo general no requieren altas velocidades ni largos tiempos de duración de vuelo, estas aplicaciones se caracterizan por alcanzar una velocidad máxima de 70km/h y rangos de hasta 30km. Sin embargo muchas de las aplicaciones como obtención de modelos en 3d, fotografía de alta definición e inspección en general requieren que el sistema sea capaz de sobrevolar e incluso de mantener vuelos estacionarios en áreas de difícil acceso con múltiples obstáculos, esto significa que los sistemas de ala rotativa son ideales para muchas de estas tareas sin embargo el gran inconveniente es que el peso de estos sistemas es por lo general mayor que el de otros vehículos que pertenecen a la misma categoría, además la eficiencia de estos sistemas respecto a consumo de energía es menor y el sistema de control es mas exigente. El efecto acumulado de los inconvenientes descritos se resume en una menor capacidad de carga útil y tiempo de vuelo.

Como se puede apreciar la selección de un vehículo aéreo requiere varias consideraciones. En este apartado se detallara los tipos de vehículos que existen, sus características, ventajas y desventajas, además los tipos de motores, alimentación y los dispositivos de propulsión (Hélices) que definirán el comportamiento aerodinámico del sistema.

### 2.2.1. Configuración del airframe

Los tipos de configuraciones que se pueden encontrar para los frames de los vehículos aéreos no tripulados son diversos, cada uno con diferentes mejoras o implementaciones de tal manera que en la actualidad se encuentran configuraciones con ventajas específicas en cuanto a desempeño estabilidad capacidad etc. En general se pueden clasificar las configuraciones en tres grupos: [6]

1. HTOL horizontal take-off and landing
2. VTOL Vertical take-off and landing
3. Sistemas Híbridos

#### Configuración HTOL

Como su nombre lo indica a este grupo pertenecen todos los vehículos que despegan de manera horizontal y requieren una autopista o un sistema de lanzamiento

para que entren en funcionamiento. Básicamente se definen tres tipos de vehículos: tail-aft , tailplane forward y tailess. Aunque el funcionamiento es similar las ventajas de unos con respecto a otros radican en la capacidad de carga , el tamaño, y la eliminación de partes frágiles como en el caso de un ala delta que no tiene cola (tailess) pero a costa de esto disminuye la capacidad de carga útil.

### **Configuración VTOL**

A esta categoría pertenecen los vehículos de despegue vertical, usualmente de ala rotativa. Esta configuración a diferencia de HTOL no requiere sistemas adicionales de lanzamiento ni pistas, lo que se concibe como una ventaja para el desarrollo de algunas misiones.

en esta categoría se pueden ubicar los siguientes tipos de aeronaves:

- Rotor simple
- Rotor coaxial
- Rotor tandem
- Multi rotor

se caracterizan por ser ineficientes energéticamente respecto a la configuración HTOL pero mas versátiles y posibilidad de aplicaciones.

las diferencias de estas configuraciones radican en la forma de funcionamiento, por ejemplo en el caso del rotor simple se dispone de un rotor principal que maneja la elevación y el ángulo giro Roll y un rotor en la cola que controla los grados de libertad en Pitch y Yaw. por otro lado la configuración tandem dispone de dos rotores coplanares que rotan en sentidos opuestos para mantener el equilibrio y el control de la aeronave.

de las configuraciones vista hasta ahora los multirotores son únicos en su tipo debido a que no requiere mecanismos complicados para su funcionamiento. En el caso de un rotor simple el control en Roll se logra cambiando el ángulo de ataque de las hélices en el rotor principal, esto significa que existe una biela que mueve la hélice mientras esta se encuentra en rotación. Un multirotor es una estructura completamente rígida que logra los seis grados de libertad solo modificando el estado de los actuadores lo que es una ventaja en cuanto a mecánica del sistema pero implica un control mas robusto.

### **Sistemas Híbridos**

Esta clasificación surge debido a la necesidad de integrar las habilidades propias de los dos tipos de configuración anteriores, y lograr aeronaves de gran maniobrabilidad y versatilidad pero a la vez con la capacidad de hacer vuelos a mayor rango a mas velocidad y con mejores resultados.

La característica de sobre vuelo y de vuelo estacionario que permiten los helicópteros tiene un costo y es la falta de velocidad y eficiencia para vuelos largos a mayor rango.

La idea de mezclar las dos tecnologías y hacer una aeronave convertible sugiere que se puede dar solución a este inconveniente, sin embargo estos sistemas se ven reducidos en la capacidad de carga debido al peso extra que significa integrar la mecánica y la electrónica suficiente para obtener una estructura transformable.

### 2.2.2. Alimentación

El sistema de alimentación es el encargado de suministrar la energía requerida por los motores y demás sistemas del UAV. Los tipos de tecnología que se utilizan para las plantas de alimentación básicamente son eléctrica, y química.

Un sistema de generación consta de una fuente de energía y un sistema de almacenamiento. En el caso de que la fuente de energía es química (combustible) se debe tener en cuenta que se requiere un tanque y que los motores van a ser de combustión interna. Por otro lado si la fuente es eléctrica, el sistema de almacenamiento son baterías recargables de diferentes tipos.

En este apartado se hablara concretamente de fuentes de energía eléctrica debido a que en aplicaciones civiles y de sistemas MAV que no tienen alta capacidad de carga se prefiere el uso de baterías que ocupan menos espacio y tienen menos peso a comparación de los sistemas que usan combustible, además, las baterías en la actualidad tienen tecnología capaz de suministrar energía suficiente lo que ha mejorado los tiempos de vuelo.

Las baterías para aplicaciones en UAS deben tener características de alta potencia, resistencia a las condiciones medioambientales a las que esta sometido el UAV ciclos de carga y descarga óptimos que permitan tener tiempos de vuelo largos, además de bajo peso y tamaño.

La capacidad de una batería esta definida por la cantidad de energía que puede suministrar a la carga, esta unidad se suele representar en miliamperios hora (mAh) y esta directamente relacionada con el tiempo de vuelo y define el costo de las baterías [20].

Otra característica importante a la hora de selección de baterías es el numero de celdas, este dato determinara el voltaje máximo que suministra las baterías debido a que su construcción esta basada en un conjunto de celdas las cuales aportan cada una un valor de voltaje que típicamente esta al rededor de los 3 voltios. A continuación se muestran los tipos de baterías existentes y sus características.

#### Ni-Cd

Las baterías de Níquel-Cadmio fueron las primeras en utilizarse. En este tipo de baterías el voltaje de celda es de aproximadamente 1.2v estas baterías son de baja

densidad y por lo tanto no son utilizadas para alimentar altas tensiones ni soportar altas cargas.

Otra característica de estas baterías es que debido a sus componentes presentan un efecto de deterioro si no se descargan completamente es decir que si el ciclo de carga se realiza sin antes haber descargado la batería se generan cristales que limitan su capacidad de carga máxima. Para prevenir dicho efecto basta con realizar periódicamente ciclos de descarga y carga completos.

Este tipo de inconvenientes además del carácter toxico del Cadmio, propulsaron la investigación en baterías con diferentes componentes que permitieran mejor rendimiento.

### Ni-MH

Son baterías a base de Níquel-Metal-Hidruro, similares a las anteriores pero con materiales menos tóxicos. en general el rendimiento con respecto a las de Cadmio es mejor, tiene mayor densidad de carga y una resistencia interna mas alta que le permite alimentar motores de alta potencia, pero el numero de recargas que se pueden hacer es menor lo que se traduce a menor vida útil de la batería respecto a las anteriores. Estas baterías no presentan los mismos inconvenientes de deterioro descritos anteriormente.

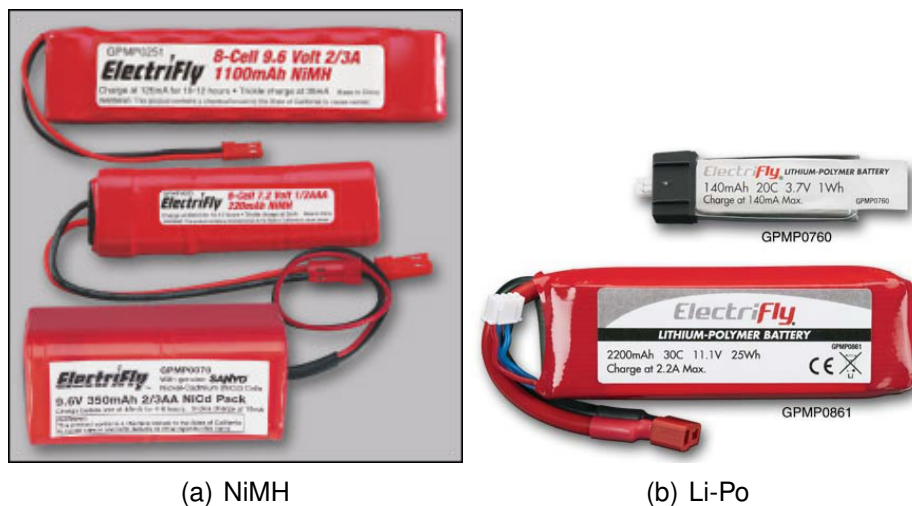


Figura 2.3: Tipos de baterías [13]

### Li-Ion

Baterías de iones de litio. Este tipo de baterías tienen una capacidad de casi del doble de las baterías de Níquel-Cadmio. Debido a que el litio es el metal mas

ligero que existe estas baterías a igual capacidad son menos pesadas que las de otra composición. El voltaje por celda esta alrededor de 3.7 voltios por lo que con un numero menor de celdas se pueden alcanzar mayores voltajes. Un inconveniente es que este tipo de baterías necesitan mantener el voltaje equilibrado en las celdas esto implica que se requiera un circuito de control que se emplea para mantener el equilibrio entre las celdas.

### **Li-Po**

Son baterías de Litio-Polímero. tiene densidades de energía de 5 a 12 veces mayores a las de otras baterías. Son mucho mas ligeras que otras y cada celda tiene voltajes de alrededor de 3.7 voltios. Estas características las hacen ideales para aplicaciones de alta potencia y son muy valoradas en el campo del aeromodelismo.

La vida útil de estas baterías es alta pero requiere mayores cuidados, no se debe dejar descargar de un nivel de voltaje inferior a 3.3 voltios por celda ni permitir sobre cargas porque sus elementos constitutivos son inflamables.

### **2.2.3. Motores**

Los motores son los encargados en convertir la energía eléctrica almacenada en la batería a energía mecánica que mueve las hélices o alerones.[26] El uso de motores eléctricos para aeromodelismo, es reciente, el principal inconveniente era que los sistemas de alimentación y control de estos motores eran muy pesados y la potencia generada por los motores eléctricos era mínima respecto a los motores de combustión.

Con el advenimiento de la micro electrónica y los desarrollos de mejores baterías el uso de motores eléctricos se ha incrementado. El primer tipo de motor que se utilizó en estos sistemas fueron los motores DC con escobillas este tipo de motor es uno de los sistemas eléctricos mas conocidos y mas usados en muchas aplicaciones pero la potencia es limitada por el tamaño e implica mayores costos.

Por esta razón gracias a los sistemas de control moderno se logro implementar motores brushless trifásicos que son mas eficientes y en general manejan mayor relación potencia volumen. A continuación se describen las características de tres tipos de motores usados frecuentemente en aeromodelismo.

#### **Motores DC con escobillas (brushed)**

Un motor con escobillas o de imán permanente consta de dos partes un rotor y un estator. En el estator se encuentra el imán permanente, su función es la de generar fuerzas de atracción sobre un devanado que se encuentra en el rotor. En el momento que se conecta un nivel de voltaje dc a el embobinado del rotor el campo magnético existente creado por los imanes permanentes genera una fuerza perpendicular que vence el momento de inercia del rotor y este inicia a girar.

Debido a el concepto de funcionamiento este tipo de motores requieren un contacto físico entre el rotor y la fuente de voltaje esto se logra mediante escobillas. Estos elementos permiten el flujo de electrones desde la fuente a lo largo de las espiras que están en constante movimiento, el material del que están contruidos es un conductor con un bajo coeficiente de fricción, como grafito, dado que están en contacto constante con el rotor.

La mayor ventaja de estos motores es el control. Debido a que depende de una señal DC las características de velocidad y torque son proporcionales a esta variable por esta razón mediante técnicas clásicas de control se puede llegar a controlar fácilmente velocidad y posición.

Una implementación de estos motores son los servomotores, estos son sistemas controlados en posición que tienen bajos consumos y alto torque, en aeromodelismo se utilizan para el movimiento de alerones y la variación del ángulo de ataque de las hélices del rotor en algunas configuraciones VTOL.



Figura 2.4: Diferentes tipos de motores [13]

### Motores brushless in-runner

La tecnología brushless (Sin escobillas) permitió abaratar el precio de sistemas que requieren ser propulsados eléctricamente, a su vez se consideran sistemas con mejor relación de potencia y mas livianos que motores de escobillas de la misma potencia.

Desde un punto de vista externo, la arquitectura general de estos motores similar que la de los motores DC, constan de un rotor y un estator, pero en este caso el imán permanente se encuentra en el rotor y en el estator por lo general se encuentran tres embobinados de esta manera las escobillas ya no son necesarias.

En el caso anterior del motor DC debido a la forma del campo electromagnético que se genera en una espira, el giro era continuo y no se necesitaba controlar la señal de entrada, en los motores brushless no se tiene la misma situación en este caso el rotor se alinea con la bobina que genera el campo electromagnético esto

significa que la señal de entrada de estos motores debe ser AC trifásica para que exista giro continuo.

El hecho que la forma de onda para alimentar los motores sin escobillas sea trifásica implica que el control de estos motores sea mas complejo que el de los motores con escobillas, sin embargo la evolución de la electrónica ha permitido la implementación de estos motores sin mayores esfuerzos. El driver para el control de la velocidad del motor conocido como inversor y consta de un conjunto de semi-conductores IGBT que conmutan de modo tal que generan salidas AC a partir de niveles DC, otro inconveniente es que el control de estos motores es estrictamente en lazo cerrado es decir que existe un sensor o una forma de estimar la posición del rotor, para poder enviar las señales de accionamiento de manera adecuada.

Dentro de esta tipo de motores se encuentran dos configuraciones, motores in-runner (rotor interno) y por otro lado out-runner (rotor externo) el funcionamiento es igual pero las propiedades mecánicas de torque y la eficiencia varían.

La configuración in-runner es la configuración clásica de un motor cuyo estator es externo y el rotor es interno la construcción de este tipo de motores es mas simple y en general son mas veloces sin embargo el torque que pueden desarrollar es pequeño y en muchas ocasiones requieren instalarse junto con una caja reductora para que sean funcionales.

### **Motores brushless out-runner**

Los motores out-runner se diferencian de los anteriores en que el rotor es externo es decir que la coraza del motor se acopla a un eje y desde adentro el estator genera las señales necesarias para el movimiento.

La ventaja que presenta esta configuración es que al aumentar el momento de inercia del rotor se aumenta el torque, aunque también las vibraciones y se disminuye la velocidad. se utilizan con frecuencia debido a que para la mayoría de los casos la capacidad de torque extra de estos motores es suficiente para aplicaciones de aeromodelismo sin necesidad de montar una caja reductora.

### **2.2.4. Hélices**

Las Hélices son parte fundamental de los vehículos aéreos. asemejando una hélice a un ala rotativa se puede decir que los principios aerodinámicos que rigen a las alas se aplican a las hélices pero en este caso solo la tercera parte del poder de propulsión de una hélice se debe a la fuerza de sustentación que se genera en la superficie inferior, el resto es gracias a un vacío parcial que se genera por el aumento de la velocidad y el ascenso de la superficie superior[6]. Las hélices suelen designarse por dos números y una letra. el primer numero indica el diámetro, es decir la longitud que existe entre cada extremo a lo largo de la hélice, el siguiente numero expresa el paso que significa la distancia que avanza la hélice por cada

revolución. Por ultimo la letra designa el sentido de giro de la hélice, este parámetro no es muy usual y no existe una definición genérica de el pero sirve para diferenciar las hélices que giran en sentido de las manecillas del reloj y las que giran en contra de las manecillas del reloj.

## 2.3. sistemas de navegación y control

Su función es generar las señales adecuadas hacia los motores para que el vehículo se mantenga en movimiento. Esto se logra gracias a diferentes subsistemas entre los cuales se encuentran sensores de navegación drivers para motores y la unidad de procesamiento allí se realiza la lectura de las señales provenientes de los sensores y se generan las señales de salida hacia los drivers.

Los sistemas de control en máquinas aéreas son de vital importancia debido a la naturaleza inestable de estos vehículos, en especial de un QuadRotor. Los UAV's como aviones o helicópteros, tienen ventaja respecto a los MultiRotores en que el comportamiento dinámico es mas estable y no requieren un control automático para mantenerse en el aire.

Por otro lado un MultiRotor tiene ventajas respecto a otros tipos de UAV's, en que su diseño no implica mecanismos complicados y que la presencia de 3 o más rotores le dotan de versatilidad y maniobrabilidad, a costa de la necesidad de un control automático que le permita mantenerse estable en el aire.

### 2.3.1. Sistemas de navegación

La función del sistema de navegación es conocer en todo momento la posición y orientación del vehículo. Existen diferentes métodos de determinar la ubicación del vehículo pero usualmente la unidad de navegación tiene dos un sistema de navegación inercial (IMU) el cual a partir de sensores inerciales acelerómetros y giroscopios estima la posición con respecto a una posición inicial. El otro es mediante GPS el cual mediante posicionamiento satelital determina con mayor exactitud la ubicación del vehículo sin embargo no funciona en interiores y tiene tiempos de respuesta lentos por esta razón el control de estabilidad no se realiza con GPS y es necesario que el sistema de navegación se complemente con sensores inerciales.[8]

#### **Acelerómetro**

Un acelerómetro es un sensor inercial que se fundamenta en la segunda ley de newton. Su funcionamiento es diferente según la tecnología con la que esta construido pero en general el objetivo es medir la fuerza que se genera cuando hay cambios de velocidad sobre un cuerpo. Las tecnologías utilizadas en los acelerómetros son diversas algunas de ellas se muestran a continuación:



- **Capacitivos:** la tecnología capacitiva consiste en medir la capacitancia que varía debido a la variación de la distancia entre dos placas una fija y otra móvil.
- **Piezoeléctricos:** consiste en utilizar materiales que varían sus características eléctricas debido a cambios de presión.

Estos sensores se utilizan para medir aceleración velocidad o posición lineal indirectamente a lo largo de los tres ejes de coordenadas.

### **Giroscopio**

Son elementos empleados para determinar el sentido de giro de un vehículo. En la actualidad los mas utilizados son los giróscopos electrónicos que son normalmente sensores de velocidad angular que emplean el efecto de Coriolis. Para ello se realizan micro-mecanizados del silicio configurando un anillo que se hace vibrar a una frecuencia de resonancia. Este tipo de sensores se utilizan para medir la aceleración angular del vehículo cuando este gira en torno a los ángulos de navegación (ángulos de euler). La importancia de este sensor en UAV radica en que permite conocer la inclinación del sistema sobre los ejes, conocer esto le permite al piloto o al control automático efectuar las acciones respectivas para mantener la estabilidad.

### **Compás electromagnético o Brújula**

El compás electromagnético es un dispositivo de orientación que se utiliza para determinar el norte terrestre. El principio de funcionamiento es el mismo de una brújula que esta afectada por el campo electromagnético de la tierra. Este sensor permite conocer la orientación del vehículo lo que es importante en el momento de realizar vuelos guiados o misiones.

### **Altímetro**

Este sensor funciona debido al cambio de la presión atmosférica respecto la altura. Consiste en un barómetro que determina la altura indirectamente tomando mediciones de la presión atmosférica. Es necesario para hacer el calculo tener una posición inicial desde la cual se calibra el barómetro y se toma como referencia

### **Global Positioning System (GPS)**

GPS es un sistema que fue desarrollado por el departamento de defensa de los estados unidos y era utilizado exclusivamente por las fuerzas armadas hasta 1982. el receptor que se instala sobre el vehículo calcula la posición usando señales de varios satélites estacionarios que orbitan la tierra dentro de una constelación de 24 satélites. El funcionamiento del sistema completo consiste en que el receptor se

enlaza con 3 o mas satélites. Este recibe los datos del satélite y calcula el tiempo que tardo en llegar la señal, al conocer tiempo, velocidad de transmisión y distancia entre los distintos satélites se puede conferenciar con buena precisión el vehículo o la posición del receptor.

### 2.3.2. Controlador Electrónico de Velocidad (ESC)

El uso de motores brushless hace que sea necesario utilizar un driver que es el encargado de generar las señales que controlan el motor y que además entrega la potencia requerida, este tipo de driver es un varedador de velocidad que recibe una señal modulada en ancho de pulso y mediante el uso de un inversor y un controlador convierte la señal DC de la batería a una señal alterna trifásica para el motor.



Figura 2.5: Controlador electrónico de velocidad [13]

### 2.3.3. Microcontrolador

Un microcontrolador es un dispositivo programable que permite adquirir, procesar y generar señales. un microcontrolador es un sistema embebido es decir no solo tiene el procesador sino que también dispone de entradas, salidas y espacios de memoria, por esta razón son ampliamente utilizados en sistemas robóticos autónomos como en el caso de un UAV. Los sistemas embebidos pueden llegar a tener varios periféricos que permiten su funcionamiento. De acuerdo a los requerimientos algunas veces se seleccionan controladores con módulos de comunicación, conversores análogos y demás periféricos que permiten extender la funcionalidad del controlador. Actualmente con la miniaturización de la electrónica se puede tener gran cantidad de periféricos en espacios pequeños lo que hace viable la implementación de gran numero de tareas sobre un vehículo aéreo.

## 2.4. Sistemas de comunicación

Los sistemas de comunicación permiten al vehículo ser manipulado remotamente y manejar la información de la carga útil y sensores del UAV. El sistema de comunicación se compone de tres partes un transmisor, un medio y un receptor[6].

En otros casos existen sistemas de comunicación bidireccional estos sistemas tienen mayores requerimientos de potencia además se utilizan para transmitir datos por lo que se hace necesario un protocolo de comunicaciones para realizar un intercambio efectivo de información entre la estación en tierra y el UAV.

### 2.4.1. Transmisor

El transmisor es el equipo que emite la señal de mando hacia el controlador. En aeromodelismo las señales que se transmiten están en el orden de 1 - 3 GHz cuando se hace por señales de radiofrecuencia. El transmisor por lo general tiene el control manual para realizar el pilotaje del vehículo.

### 2.4.2. Medio

La comunicación entre la estación en tierra y el UAV se puede lograr por tres diferentes medios radio frecuencia, fibra óptica y por laser. La forma mas usual de comunicación es por radio frecuencia. La comunicación mediante ondas de radio es segura y efectiva, no requiere muchos elementos para que se establezca la comunicación y tiene rangos amplios que dependen de la potencia suministrada a la antena del transmisor y del receptor Los sistemas utilizados en MAV tienen alcances cercanos a 30km.

### 2.4.3. Receptor

El receptor es el interlocutor en el sistema de comunicaciones. En los sistemas utilizados por lo general el receptor tiene salida directa hacia los servomotores o los ESC por lo que cuentan con una linea de voltaje una linea a tierra y una señal de salida. La comunicación por radio control se hace en una sola dirección es por eso que el receptor por lo general tiene menos requerimientos de potencia dado que no tiene que generar una señal de trasmisión.

## 2.5. Carga útil

La carga útil constituye todo tipo de sistemas que se pueden agregar al UAV y que cumplen una función específica. Es decir que es la encargada de llevar a cabo las tareas (misiones) para las cuales se construyo el UAV pero no es indispensable

para el vuelo autónomo del mismo. Por ejemplo si el propósito del UAV es realizar misiones de vigilancia, la carga útil es la cámara y los aditamentos necesarios para tomar vídeos o imágenes y se transmitan en tiempo real a una estación en tierra. En muchos casos se considera que los sistemas de control, de comunicaciones y demás hacen parte de la carga útil, sin embargo esta consideración hace caer en el error de sobredimensionar la capacidad de carga del vehículo dando una percepción errónea sobre la verdadera capacidad de cargar equipos que contribuyan exclusivamente al desarrollo de la misión. Este problema se agrava cuando se tienen plataformas con una capacidad de carga relativamente pequeña como los MAV. Con la entrada de UAV's en aplicaciones civiles el concepto de carga útil ha tomado fuerza, esto es gracias a que en aplicaciones civiles la variedad de equipos es mayor que en aplicaciones militares y los sistemas utilizados tienen bajas capacidades esto significa que la selección correcta de la carga definirá la construcción y el tipo de control del UAV. En general se puede clasificar la carga útil en dos tipos: carga útil indispensable es decir que no puede ser liberada en algún momento durante el desarrollo de la misión y carga útil no indispensable que puede ser liberada en cualquier momento.

### 2.5.1. Carga util indispensable

La carga útil de tipo indispensable cumple un objetivo durante todo el tiempo de vuelo del vehículo y por lo tanto no puede ser liberada durante la operación del UAV. Las cámaras son el ejemplo mas usual de este tipo de carga. En general sensores



Figura 2.6: Gimbal y cámara ejemplos de carga útil indispensable [14]

o sistemas de información que retornan estadísticas relativas a la misión durante el vuelo son lo que se conoce como carga útil indispensable. Algunos de estos dispositivos son:

### **Sistemas de visión**

A esta categoría pertenecen todos los equipos que permiten la captura de imágenes de manera directa como cámaras o de manera indirecta como los utilizados para la reconstrucción de objetos en 3D. Algunos de los equipos que pertenecen a esta categoría se muestran a continuación:

- Cámaras Convencionales
- Cámaras infrarrojas para Imágenes térmicas
- Emisores laser para reconstrucción 3D por nube de puntos
- Radares.

### **Sistemas de montaje para sensores ópticos**

Estos sistemas surgen por la necesidad de independizar el dispositivo de visión de el vehículo aéreo. Las imágenes que se adquirían mediante cámaras fijas al frame del vehículo no tenían la suficiente calidad y el rango de visión era limitado ya que dependía de la maniobrabilidad del UAV. Cuando se integraron sistemas servo-controlados para el montaje de cámaras y otros sensores se pudo obtener la estabilidad necesaria para tomar imágenes de mayor calidad y con mejor rango de visión.

### **2.5.2. Carga útil no indispensable**

La carga útil no indispensable es aquella que tiene una función limitada durante la operación de vuelo y de la cual se puede prescindir para aligerar el vuelo. En esta categoría se encuentran todos los equipos que se descargan y pierden la funcionalidad durante la misión algunos de estos son:

- pesticidas
- fertilizantes
- Agua
- Armamento militar

## **2.6. Estación en tierra**

Una estación de control es un conjunto de equipos que permite interactuar con el estado del UAV de manera remota. El propósito de una estación de control es el

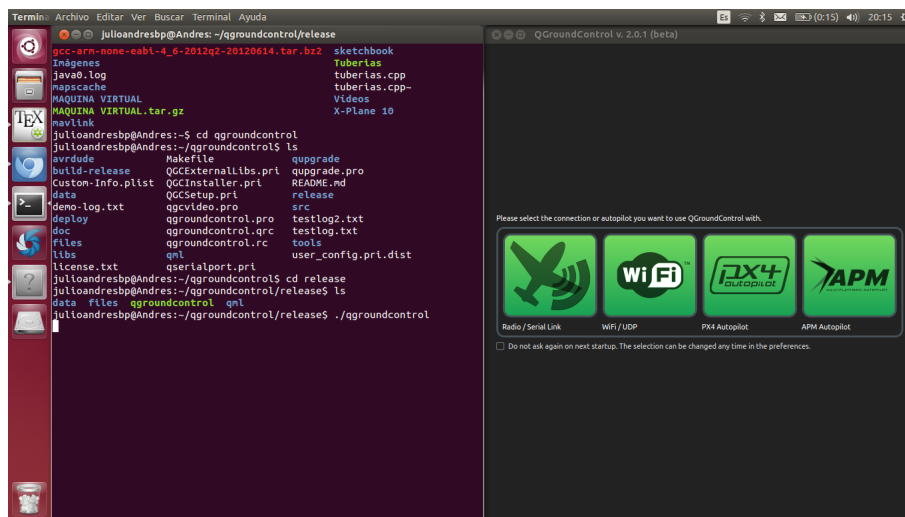


Figura 2.7: Qgroundcontrol: ejemplo de estación de control en tierra. Tomada por el autor

de adquirir los datos de la misión generar trayectorias hacer diagnóstico y controlar todos los aspectos relativos a la misión, no a la capacidad de vuelo de la aeronave. Como se definió al principio un UAS es un sistema completo cuyo propósito es realizar operaciones sin la intervención del ser humano. El sistema de control a bordo únicamente se encarga de manejar los motores y de mantener la estabilidad, pero en la estación de control se encuentran los algoritmos necesarios para que un UAV se mueva de un punto a otro de manera autónoma y controlada. Típicamente en una estación de control se pueden encontrar dos secciones principales en primer lugar un mapa que permite tener referenciado el UAV mediante el uso del GPS, por otro lado un monitor que actualiza en tiempo real el estado del vehículo. La arquitectura de estos sistemas puede llegar a tan compleja según como el Vehículo lo requiera. Se pueden agrupar en dos tipos [6]:

- Estación en tierra de rango corto
- Estación en tierra de rango largo

Dentro de las estaciones de rango corto se encuentran estaciones de control mini-UAV que están programadas en un computador. Este tipo de estaciones se utilizan para el mando de vehículos MAV o mini-UAV que no tienen rangos amplios de vuelo. Para sistemas más complejos existen vehículos en tierra equipados con sistemas de comunicaciones robustos y mayor cantidad de equipamiento debido a que por lo general la cantidad de sensores y sistemas de adquisición es mayor en sistemas HALE o MALE y requieren un índice mayor confiabilidad debido al costo y los tipos de tareas que ejecutan estos equipos.

En la figura 2.7 se muestra un software de estación en tierra que se ejecuta en linux. Qgroundcontrol es un proyecto de software libre que permite trabajar con diferentes plataformas y sistemas de pilotaje automático. El protocolo de comunicación con los UAV's se conoce como MavLink que son un conjunto de librerías que permiten establecer la comunicación.

## 2.7. QuadRotor

Un QuadRotor es un tipo de UAV que pertenece a la categoría de VTOL específicamente los multirrotores. Su configuración consta de cuatro rotores montados sobre un marco fijo, es decir que el bastidor del vehículo no contiene partes móviles y que su funcionamiento se logra debido a la distribución en cruz de las hélices. La familia de UAVs a la que pertenece el QuadRotor son los Multirrotores. Son equipos que a diferencia de los helicópteros contienen varias hélices para despegue vertical, esta característica los dota de alta capacidad de maniobrabilidad además que elimina la necesidad de implementar partes móviles en el frame para lograr movimiento en todos los grados de libertad. Esta configuración aventaja a las demás en su tipo, en que es simple y económica aunque no es la que tiene menos actuadores dado que existen tri-rotors. La principal desventaja de estos vehículos es que tienen mayor consumo y una capacidad de carga útil pequeña, esto sumado a que la implementación de un control automático para estabilizar el vuelo es indispensable. En esta sección se describirá en primer lugar el funcionamiento de un QuadRotor sin desarrollar el modelo matemático del mismo y por último la acción del control automático en la estabilidad del vuelo.

### 2.7.1. Funcionamiento de un Quadrotor

El principio de funcionamiento de un QuadRotor es controlar la velocidad de cada hélice generando mayor o menor fuerza de empuje. Esta variación de fuerza entre las hélices permite desequilibrar el vehículo y lograr movimiento en cualquier dirección. Sin embargo el empuje no es la única fuerza que experimenta una hélice, la fuerza de HUB que es la resultante de las fuerzas horizontales que actúan en el perfil de la hélice genera un momento sobre el centro de gravedad del sistema que provoca giro en Yaw. Si todas las hélices tuvieran el mismo perfil el vehículo giraría indeterminadamente alrededor de Yaw. Por esta razón se debe disponer de dos tipos de hélices de diferente sentido de giro para lograr el equilibrio alrededor de Yaw.

### 2.7.2. Efecto de un control automático

Debido al funcionamiento del UAV y a las fuerzas aerodinámicas que experimenta, lograr estabilidad con un control en lazo abierto es imposible. Implementar una estrategia de control en lazo cerrado tiene como ventajas que elimina las variaciones propias del sistema esto significa que pequeñas diferencias en hélices motores o el frame que pueden llevar a la inestabilidad del sistema se corrigen realimentando el estado de los sensores de navegación y aplicando una ley de control. En teoría de control se pueden encontrar diversos métodos pero el más usual es el control PID. Un control en PID es un método en lazo cerrado que modifica la respuesta natural de un sistema en función de una serie de parámetros deseados consiste en agregar una componente proporcional Integral y derivativa a la función de transferencia del sistema y así modificar su salida. este tipo de control se aplica en sistemas LTI (lineales e invariantes en el tiempo) y SISO (única entrada única salida) por lo que para lograr implementar este tipo de control en un QuadRotor hay que considerar un punto de equilibrio en el que el sistema es lineal y se debe realizar un control por cada grado de libertad del sistema.



# Capítulo 3

## Desarrollo

La compleja dinámica de un MultiRotor, su propósito y en general todas las características de desempeño que se desean con este tipo de artefactos, impulsaron la obtención de sistemas de control de vuelo más inteligentes, robustos y a la vez livianos que permitieran elevar y dar la funcionalidad deseada a los MultiRotores. Este capítulo contiene los detalles en cuanto a la selección e implementación del controlador ArduCopter basado en la tarjeta APM 2.0 Dando a conocer: qué es el proyecto Ardupilot, qué características tiene el controlador en cuanto a hardware y firmware, de qué manera se puede implementar y cómo se integra fácilmente a una solución completa para desarrollo de misiones.

### 3.1. Plataforma

La plataforma sobre la cual se desarrolló el proyecto es un QuadRotor construido a partir de un frame comercial de HobbyKing y hardware de Electrify. A continuación se describirán las características del frame y los componentes electrónicos que se disponen.



Figura 3.1: QuadRotor. Tomada por el autor

### 3.1.1. Frame

El frame que se dispone es diseñado por HobbyKing. Es un vehículo en fibra de carbono diseñado para trabajar con motores Brushless Outrunner. La carga máxima es de 5kg en el soporte central.



Figura 3.2: Turning Talon v2.0 de HobbyKing [14]

Las características son:

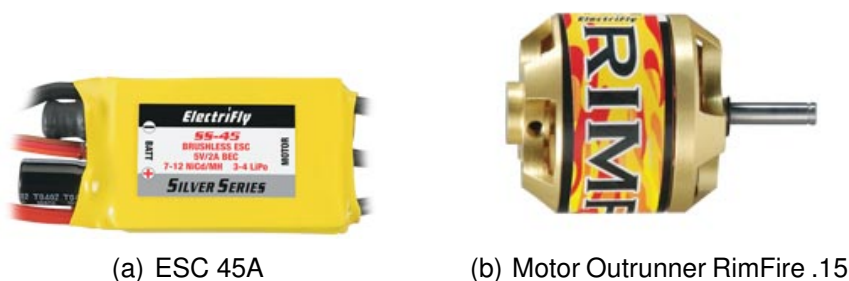
<b>Especificaciones</b>	<b>Descripción</b>
Peso	280gr
Ancho	550mm
Anclaje motores	17 / 20 / 26 mm
Motores Recomendados	series 28xx ó 35xx
ESC Recomendados	18A - 25A
Batería	2200-3000mAh 11.1 LiPo

Cuadro 3.1: Características del Frame Turning Talon v2.0 de HobbyKing. [14]

### 3.1.2. Motores y Esc

El hardware disponible para los actuadores y los controladores de velocidad son de Electrify. Estos dispositivos son de una gama alta para vehículos de alta potencia y capacidad de carga. En la Tabla 3.2 se muestran las características del motor y el conjunto ESC-Motor-Hélice, recomendado para el funcionamiento óptimo.

La mejor opción es seguir las recomendaciones de los fabricantes en cuanto a selección de componentes debido a que de esta manera se evita que los motores se sobre-revolucionen o se exijan demasiado.



(a) ESC 45A

(b) Motor Outrunner RimFire .15

Figura 3.3: Motores y ESC [13]

Especificaciones	Descripción
Diámetro	35mm
Longitud	36mm
Constante Kv	1200
Potencia nominal	500 Watts
Potencia máxima	650 Watts
Peso	102gr
Diámetro del eje	4mm
Rango de voltaje	11.1v (3s) 14.8v (4s) LiPo
Carga útil	1135gr - 1815gr
ESC Recomendado	45Amp
LiPo Recomendada	4S
Hélices Recomendadas	Eléctricas 10x7 - 11x7

Cuadro 3.2: Características del motor RimFire .15. [13]

## 3.2. APM Multiplataform Autopilot

APM (Ardu Pilot Mega) es una plataforma desarrollada por 3DRobotics basada en Arduino. A diferencia de otros sistemas de autopilotaje, APM se acerca más al concepto de UAV debido a la implementación del firmware junto con el software de estación en tierra que permiten además del vuelo guiado por radio control, el desarrollo de misiones de manera autónoma, la exploración con diversos modos de vuelo, la adquisición de datos y el control de la carga útil, entre otras características.

Este sistema de control consta de tres partes, el hardware del controlador que se refiere al microcontrolador embebido con los sensores necesarios. El firmware, el programa que se carga al microcontrolador encargado de procesar señales de entrada y generar salidas hacia los motores y por último el software de la estación de control desde la cual se realizan las configuraciones y se programan las trayectorias en modos de vuelo guiado o autónomo.

La selección de este sistema de control se debe a que permite el estudio del sistema de pilotaje y el control directo del código. De esta manera el controlador es ideal para el desarrollo de aplicaciones académicas logrando interactuar fácilmente con la estructura del código haciendo posible la implementación rápida de diferentes leyes de control.

### 3.2.1. APM Hardware

El componente de hardware consiste en un sistema embebido con sensores inerciales, GPS y altímetros además de los periféricos que ofrece el procesador Atmega 2560.

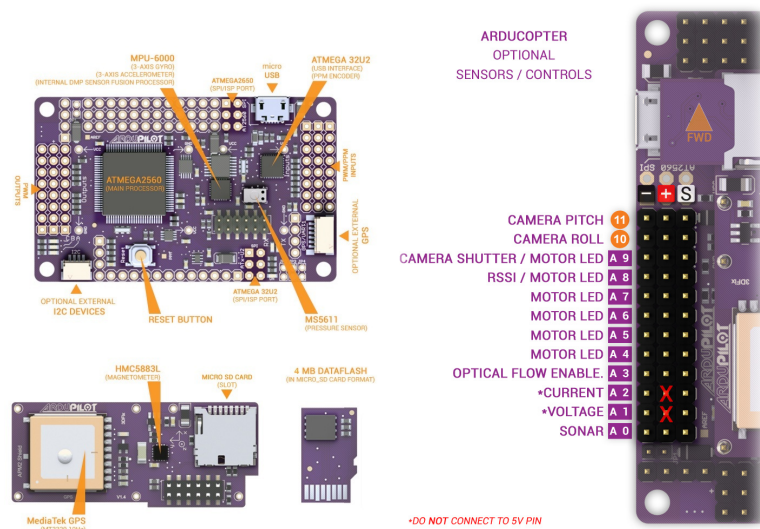


Figura 3.4: Board APM 2.0 [3]

en la figura 3.4 se puede observar la distribución de los periféricos del controlador. en cuanto a entradas, estas son las correspondientes a las señales del Radio control y las salidas se destinan a los ESC's de cada motor. Este set de puertos digitales no se pueden destinar a otros sistemas como el gimbal o el control de la carga útil, para estos dispositivos se dispone de otro conjunto de entradas y salidas. Ver figura 3.4.

Un aspecto para resaltar de esta version del controlador es que el compás y el GPS están integrados. En la figura 3.4 se puede ver la tarjeta que se conecta sobre un slot de la tarjeta principal. El inconveniente que tiene el GPS integrado es que se puede ver limitado su funcionamiento debido a que su ubicación depende de la ubicación de todo el sistema de control.

Por otro lado el sistema de control tiene un voltaje nominal de alimentación de 5v con un máximo de 6v. Alimentar la tarjeta se puede hacer de dos formas: con

una sola fuente o utilizando dos fuentes de poder. Esta característica se elige con un jumper que enlaza la línea de alimentación de las entradas con las salidas hacia los ESC.

La intención de manejar dos fuentes separadas es que en ocasiones la carga (los motores) pueden exigir al controlador mas corriente de la que puede suministrar, esto implica una caída de tensión (brownout) que en el caso en que las entradas y salidas dependiesen de una sola fuente puede llevar a que el sistema pierda el control.

Este efecto es importante cuando el control alimenta directamente la carga, es decir, cuando se utilizan servomotores como en el caso de una configuración VTOL tradicional (Helicóptero). Los multirotores no se ven afectados, debido a que los ESC necesarios para el manejo de los motores trifásicos se alimentan y generan carga directamente a la batería.

Para habilitar la característica de fuente dual, basta con retirar el jumper y desacoplar la alimentación de entradas y salidas. Ver Figura 3.5.

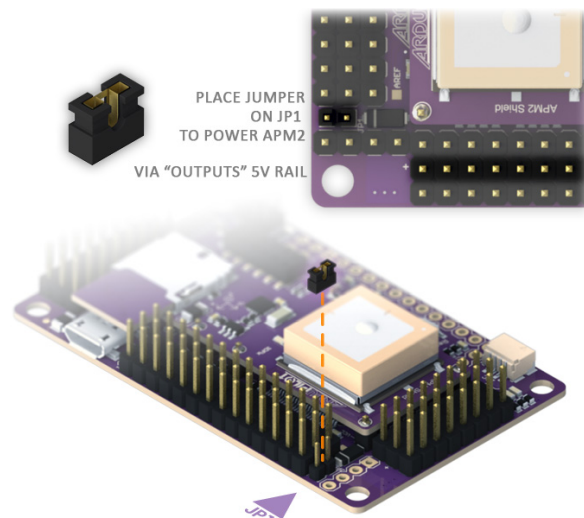


Figura 3.5: Jumper de alimentación [3]

El voltaje necesario para alimentar el controlador se puede obtener de los ESC. Estos dispositivos se alimentan de la batería y tienen un regulador de voltaje que entrega 5v. 3D Robotics ha desarrollado un placa de distribución de potencia (PDB) que facilita la interconexión entre la batería, Los ESC y el control. De esta manera el voltaje de alimentación del controlador se obtiene de uno de los ESC y a través del PDB se direccionan hacia el controlador. Ver figura 3.6.



Figura 3.6: Placa de distribución de potencia (PDB) [4]

### 3.2.2. APM Firmware

Ardupilot es un proyecto de software libre desarrollado por la comunidad interesada en dotar de autonomía a los Drones y convertirlos en UAV's. El firmware para el manejo de rotores simples y multirrotores es conocido como ArduCopter que esta construido basado en las librerías de Ardupilot que se comparten con los proyectos ArduPlane para vehículos de ala fija y ArduRover para vehículos terrestres.

Las librerías que son la base del desarrollo del firmware son las siguientes [1]:

- AP\_AHRS - Estimar el comportamiento del vehículo
- APM\_RC - Leer los valores de las entradas y escribir las salidas
- AP\_Common - Incluida en todas las librerías.
- AP\_Math - Funciones matemáticas útiles para trabajar con vectores
- RC\_channel - Librería para convertir los valores de PWM que se manejan en APM\_RC a valores internos de cada plataforma tales como ángulos.
- AC\_PID - Librería del control PID

```
config.h x
// EPM cargo gripper
#ifndef EPM_ENABLED
# define EPM_ENABLED DISABLED
#endif

////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////
// RADIO CONFIGURATION
////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////

////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////
// FLIGHT_MODE
//
#if !defined(FLIGHT_MODE_1)
# define FLIGHT_MODE_1 STABILIZE
#endif
#if !defined(FLIGHT_MODE_2)
# define FLIGHT_MODE_2 STABILIZE
#endif
#if !defined(FLIGHT_MODE_3)
# define FLIGHT_MODE_3 STABILIZE
#endif
#if !defined(FLIGHT_MODE_4)
# define FLIGHT_MODE_4 STABILIZE
#endif
#if !defined(FLIGHT_MODE_5)
# define FLIGHT_MODE_5 STABILIZE
#endif
#if !defined(FLIGHT_MODE_6)
# define FLIGHT_MODE_6 STABILIZE
#endif

////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////
```

Figura 3.7: Archivo de configuración, donde se almacenan diferentes parámetros para el UAV. Tomada por el autor

- APM\_PI - Librería del control PI
- AP\_InertialNav - Maneja los datos del sistema de navegación inercial y el gps.
- AC\_HAL - Librería para el mapeo del Hardware.
- AP\_InertialSensor - Leer los datos de acelerómetros y giroscopios y los entrega con unidades en deg/seg o m/seg para agilizar el trabajo con otras librerías.
- AP\_RangeFinder - Librería de interfaz para manejo de sonar y sensor infra-rojo.
- AP\_Baro - Librería interfaz del barómetro
- AP\_GPS - Librería interfaz del GPS
- AP\_Compass - Librería Interfaz del compás.
- AP\_OpticalFlow - Librería interfaz para el sensor de flujo óptico.

- AP\_ADC\_AnalogSource - Librería para la lectura de las entradas análogas
- AP\_Mount, AP\_Camera, AP\_Relay - Librerías de control para Gimbal y cámara.
- AP\_Buffer - Librería utilizada para el procesamiento del sistema de navegación inercial.

De la lista anterior Una librería importante es AC\_HAL debido a que es la encargada de hacer el mapeo del hardware, es decir si se desea implementar un código independiente en diferente hardware utilizando las librerías de Ardupilot se debe tener en cuenta la nueva disposición de los pines y los sensores esto se puede hacer modificando esta librería[11].

Dentro del código de ArduCopter se encuentra un archivo de cabecera que es donde se almacenan todos los parámetros desde las constantes de los controladores hasta parámetros para habilitar o deshabilitar características del UAV este es config.h. Estas configuraciones no deben modificarse directamente sobre este archivo para ello es mejor crear un archivo APM\_Config.h y utilizarlo como referencia.

### 3.3. Ensamblaje

En esta sección se describirá el proceso de ensamblaje de los componentes electrónicos del sistema, teniendo en cuenta la orientación del sistema de control y los diferentes componentes.

#### 3.3.1. Placa de distribución de potencia

Como se mencionó anteriormente la placa de distribución de potencia permite interconectar todos los componentes electrónicos con la fuente de energía a bordo que por lo general es una batería. Para implementar esta placa se diseñó una estructura mecánica en fibra de vidrio que permitiera montar la PDB y a la vez toda la electrónica requerida por el UAV. Ver Figura 3.1.

Una placa de distribución se puede conseguir para diferentes tipos de multirrotores, en este caso se implementó una placa con cuatro salidas para los ESC, la conexión de los controladores de velocidad a la placa depende de la configuración del frame. Es necesario verificar que el motor, de acuerdo a la orientación del frame, se está conectando a la correspondiente entrada del PDB. La ventaja de utilizar esta placa es que facilita y organiza la interconexión de los elementos evitando tener malos cableados que pueden inducir a interferencias y caídas de voltaje.

#### 3.3.2. Montaje del controlador

El montaje del sistema de control tiene varias consideraciones que permiten evitar inconvenientes futuros en la realización de las pruebas:



### **Interferencia electromagnética**

La interferencia electromagnética puede ser causante de problemas de control del UAV. La mayoría de elementos presentes en el sistema embebido son susceptibles a las fuentes de ruido electromagnético. Las señales de corriente que manejan los ESC pueden generar campos que alteran la medida de sensores como el compás electromagnético y el funcionamiento de otros periféricos del quadrotor. Otra fuente de contaminación electromagnética es la batería, dejar el controlador muy cerca de la batería puede ocasionar que sus sistemas se vean afectados por los campos existentes generados por la circulación de corriente. Las formas de evitar interferencia debido al ruido electromagnético consisten en aislar el controlador de estas posibles fuentes ya sea apartándolo físicamente o incluyendo un sistema que permita aterrizar las señales electromagnéticas por ejemplo una lámina de aluminio conectada a tierra.

En este caso se eligió dejar el control apartado de los sistemas de potencia debido a que se maneja una potencia relativamente baja y el frame permite generar suficiente espacio entre los sistemas de control y las fuentes de interferencia electromagnética.

### **Altímetro**

El control de altitud del UAV depende de un altímetro ubicado en el sistema de control embebido. Este dispositivo funciona a partir de una medida de presión que toma cuando el UAV se encuentra en su posición de inicio, a partir de ese momento la variación de presión tendrá una relación directa con la variación de altura del vehículo. Este aspecto es importante debido a que la respuesta del sistema depende del acceso que pueda tener el sensor a las condiciones atmosféricas (viento). La consideración a tener en cuenta para la instalación del controlador es que debe estar protegido de ráfagas de viento que puedan variar la lectura del barómetro. Cuando el vehículo realiza ascensos muy rápidos o el viento es demasiado fuerte, controlar este aspecto es crucial para el buen comportamiento del QuadRotor.

Este aspecto es crítico cuando se realizan vuelos en ambientes con ráfagas de viento muy rápidas y en alturas elevadas por arriba de 20m.

### **GPS**

El Sistema de posicionamiento con el GPS funciona a partir de un conjunto de satélites que triangulan la señal con el receptor embebido. El acceso de estas señales provenientes desde los satélites, que usualmente son 3, se debe garantizar por lo que no deben existir barreras electromagnéticas que en determinado momento anulen la señal de los satélites o interferencias físicas que limiten la calidad de la señal. Por esta razón se recomienda dejar el sistema de GPS externo libre de cualquier interferencia para asegurar su funcionamiento.

## Vibraciones

El manejo adecuado de las vibraciones es necesario en cuanto a que el control se realiza con sensores inerciales que se pueden ver afectados por este aspecto. Por la naturaleza del sistema este se encuentra en constante vibración, las hélices, por ejemplo, son una fuente que induce vibraciones al sistema. Los motores out-runner por su elevado momento de inercia también generan vibraciones en el frame. Este aspecto se mejora si el controlador se monta sobre un material blando que absorba vibraciones (por ejemplo Espuma) o sobre una plataforma con amortiguadores. Aunque se realicen acciones para disminuir las vibraciones, es necesario verificar la integridad estructural del vehículo debido a que la rigidez del frame es responsable de amplificar o disminuir estas vibraciones. Las hélices al estar sometidas a diferentes fuerzas aerodinámicas y estar en constante rotación provocan vibraciones en el sistema, de esta manera si una hélice se encuentra en mal estado con alguna fisura o desgaste puede incrementar notablemente las vibraciones del sistema.

### 3.3.3. conexión de motores y entradas RC

La conexión de los motores a las salidas del controlador se hace desde la placa de distribución de potencia. De allí se obtienen mediante una serie de cables, las entradas respectivas de los ESC que se conectan al controlador. Ver Figura 3.8. La conexión de las entradas se hace con el receptor del radio control. Este receptor debe estar posicionado de modo tal que se permita la comunicación con su contra parte en tierra. El fabricante recomienda mantenerlo alejado de fuentes de interferencia electromagnética y con el espacio suficiente para evitar pérdidas de potencia y eventualmente caída de la conexión. También especifica que entre los cables que sirven de antena debe haber una separación de 90° para mejorar las condiciones de transmisión

## 3.4. Firmware y software

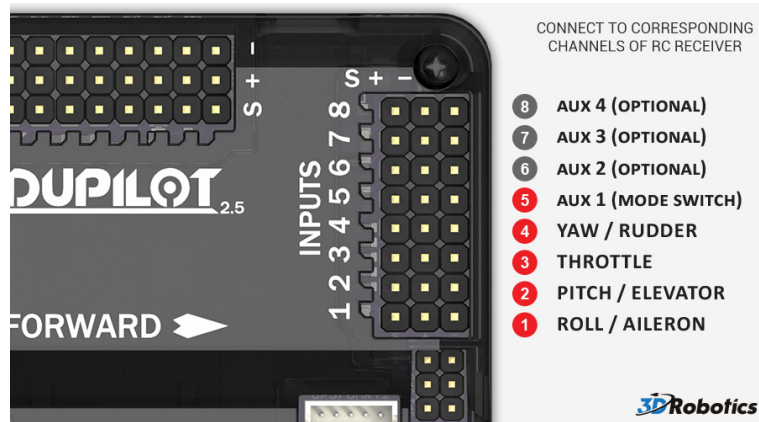
En esta sección se describe el funcionamiento del software Mission planner que permite realizar la programación y configuración del controlador.

### 3.4.1. Estación de control: Mission planner

Mission planner es un proyecto de software libre desarrollado para windows que permite programar el controlador realizar diagnostico mediante la visualización de logs, archivos de texto que tienen información de las variables del controlador desde que este se energiza hasta que se desconecta, y mediante un sistema de telemetría permite enviar ordenes al controlador para el desarrollo de misiones entre otras características.



(a) Salidas



(b) Entradas

Figura 3.8: Conexión de salidas hacia motores y entradas a la placa de control [3]

en la figura 3.9 se observa la interfaz del Mission planner. Esta es la pantalla que aparece cuando se inicia el programa. en esta pestaña se muestran los datos de vuelo el estado general de los instrumentos a bordo del vehículo.

### 3.4.2. Descarga del firmware

El firmware es el programa que controla la adquisición de datos de los sensores y las entradas y genera las salidas hacia los motores del vehículo. Como APM es un controlador multiplataforma, mission planner ofrece la posibilidad de descargar el firmware actualizado para cada plataforma. Ver figura 3.10

Para realizar la descarga del Firmware al controlador se conecta el cable usb desde el controlador y se selecciona el tipo de plataforma que se va a utilizar en este caso, un cuadrotor, se descarga ArduCopter V3.0.1.

El firmware según la configuración que se seleccione viene con características por defecto si se selecciona el frame de HexaRotor por defecto el firmware se con-

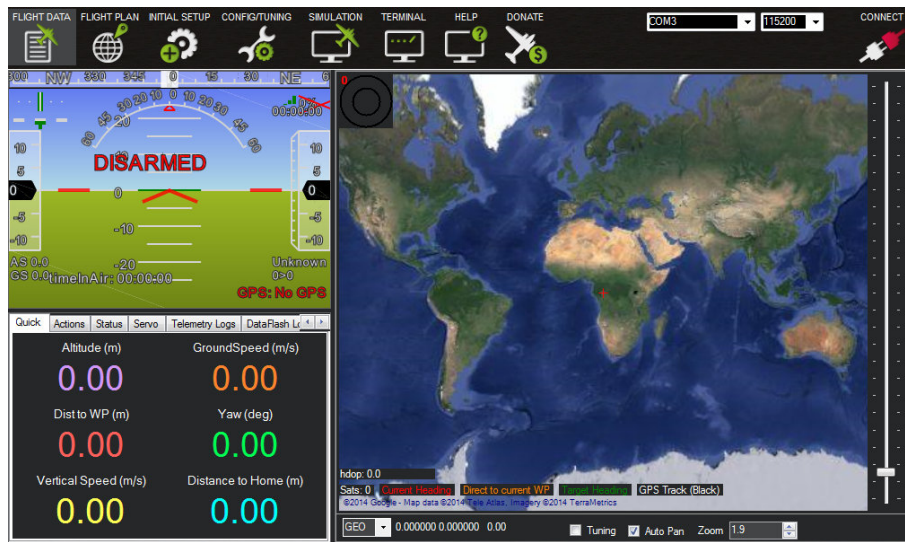


Figura 3.9: Mission Planner [2]

figurará para un vehículo de seis hélices aunque sigue siendo el mismo programa que el del QuadRotor.

Este firmware también es un proyecto de software libre mantenido y desarrollado por la comunidad. Esto significa que se puede tener acceso al código y construirse en diferentes sistemas operativos.

Para construir y cargar el firmware de una manera alternativa o sobre otro sistema operativo existen diferentes formas de hacerlo. Utilizar un software de estación en tierra es la forma más fácil de cargar y configurar el firmware. En linux existen varias opciones, se puede utilizar el mission planner mediante mono, un software que permite ejecutar programas desarrollados en C# que es un lenguaje propietario de windows. otras opciones son APM planner 2.0 desarrollado en c++ y puede ser ejecutado en linux y Qgroundcontrol Un software compatible con diferentes controladores entre ellos APM2. Ver Figura 2.7.

Por otro lado si no se dispone de un software de control en tierra se puede construir el código directamente con la IDE de Arduino aunque para las versiones después de la 3.0 la version estándar de esta IDE no construye correctamente el firmware y es necesario utilizar otra version del IDE de Arduino.

Por ultimo otra manera de construir el código a partir de la version 3.0 es utilizar make. Los desarrolladores y colaboradores del proyecto han diseñado una serie de reglas que permiten construir el código y cargarlo en la board utilizando comandos por consola.

el acceso al código es completo y todas las configuraciones que se realizan utilizando el Mission planner se pueden realizar modificando directamente el código.

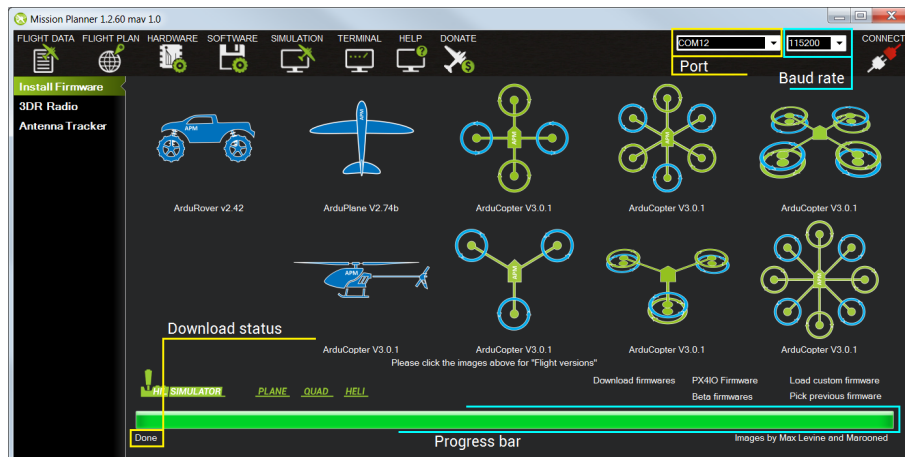


Figura 3.10: Descarga del Firmware Mission planner [2]

### 3.4.3. Command line interface (CLI)

El CLI es una característica que permite acceder y configurar el controlador desde un terminal. Para acceder al CLI basta con abrir un terminal serial por ejemplo el de la IDE de Arduino, establecer la velocidad de comunicación a 115200 baud y oprimir tres veces Enter, aparecerá en el terminal la version del firmware y un menú inicial que muestra las posibles acciones que se pueden realizar desde el cli como por ejemplo la descarga de logs, configuración y pruebas.

En cada momento escribiendo el comando help se pueden visualizar los comandos validos para el manejo del CLI.

## 3.5. Configuración básica

Habiendo instalado el software y cargado el firmware en el controlador el siguiente paso es configurar y calibrar los sensores y sistemas de mando.

### 3.5.1. Calibración del compás magnético

El compás electromagnético es un sensor que permite determinar la orientación del vehículo midiendo un ángulo respecto al norte magnético.

La calibración del sensor magnético consiste en determinar la medida que toma el sensor en cada eje y compensar los niveles de variación que se presentan en la medida; debido a la declinación y la variación del campo magnético en función de la posición geográfica del instrumento.

La calibración debe hacerse en lugares abiertos libres de interferencia electromagnética y deberá realizarse cada vez que se cambie significativamente la posición

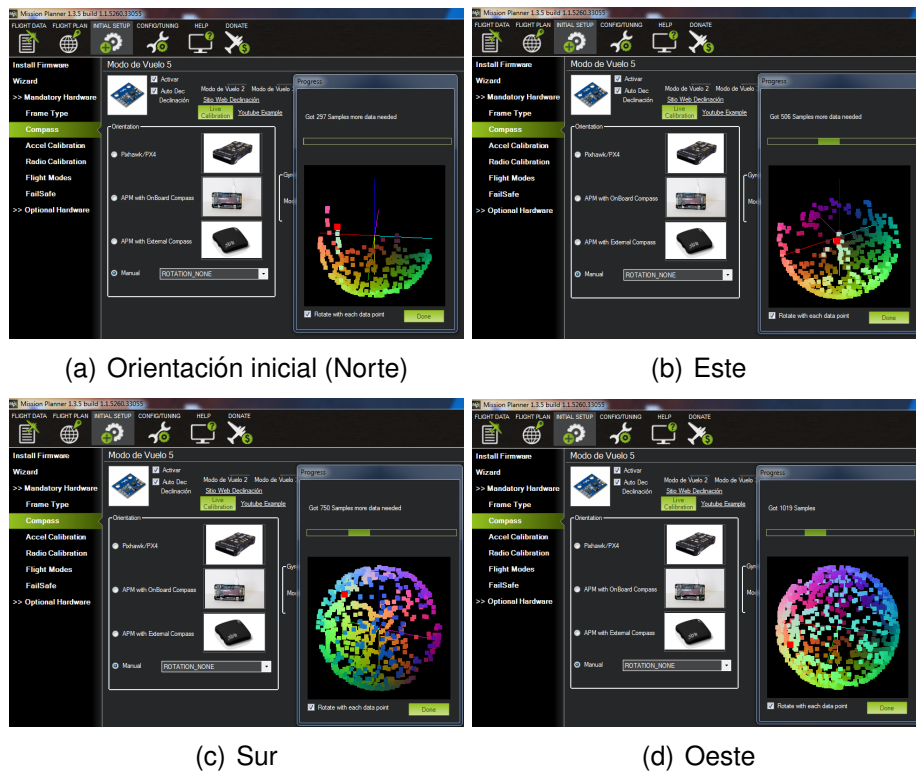


Figura 3.11: Calibración del Compás electromagnético. Tomada por el autor

geográfica del vehículo.

Realizar la calibración del compás se puede hacer mediante el Missionplanner. En la pestaña de configuración inicial se puede realizar la calibración del compás utilizando el botón live calibration, que habilita la toma de muestras del valor del compás, en este lapso de tiempo se debe mover el vehículo alrededor de todos los ejes y mantener durante un tiempo la dirección apuntando hacia abajo.

Al finalizar la calibración se guardan los valores de compensación en el eje X, Y y Z respectivamente.

Opciones más avanzadas para la calibración y el análisis de interferencias electromagnéticas se pueden realizar con el CLI mediante la opción Compassmot que permite detectar los niveles de interferencia para realizar los ajustes necesarios. Ver Figura 3.12.

Al realizar la compensación de interferencia electromagnética mediante compassmot se mejora notablemente el comportamiento de los modos de vuelo que dependen del compás como loiter. El procedimiento consiste en configurar las hélices para que el empuje se realice hacia abajo, y elevar lentamente el acelerador hasta el 50 %, se pide mantener el acelerador en el 50 % por 5 segundos y después llevarlo rápidamente a cero. esto registrara el efecto del acelerador en la medida del compás. la compensación es funcional si el porcentaje de interferencia electro-

magnética esta por debajo del 30 %.

```

setup] compassmot
This records the impact on the compass of running the motors. Motors will spin!
Hold throttle low, then raise to mid for 5 sec, then quickly back to low.
Press any key to exit.

measuring compass vs THROTTLE
thr:131 cur:0.00 mot x: 0.4 y: 0.1 z:-0.1 comp x:-0.03 y:-0.01 z:0.01
thr:133 cur:0.00 mot x: 0.4 y: 0.1 z:-0.1 comp x:-0.06 y:-0.01 z:0.01
thr:210 cur:0.00 mot x: 0.4 y: 0.1 z:-0.1 comp x:-0.88 y:-0.36 z:-0.07
thr:210 cur:0.00 mot x:-2.6 y:-3.9 z:-1.1 comp x:0.70 y:8.34 z:-0.86
thr:276 cur:0.00 mot x:-0.5 y:-12.9 z: 0.9 comp x:1.37 y:17.38 z:-1.09
thr:346 cur:0.00 mot x: 0.4 y:-17.9 z:-0.1 comp x:0.63 y:29.45 z:-1.97
thr:432 cur:0.00 mot x:-0.5 y:-22.9 z: 1.9 comp x:-0.56 y:38.94 z:-3.20
thr:470 cur:0.00 mot x:-0.5 y:-23.9 z: 1.9 comp x:-1.49 y:44.01 z:-4.08
thr:507 cur:0.00 mot x: 0.4 y:-22.9 z: 3.9 comp x:-1.95 y:45.47 z:-4.50
thr:533 cur:0.00 mot x: 2.4 y:-21.9 z: 4.9 comp x:-2.39 y:44.91 z:-4.64
thr:533 cur:0.00 mot x:-0.5 y:-24.9 z: 1.9 comp x:-2.92 y:44.17 z:-4.72
thr:0 cur:0.00 mot x: 2.4 y:-20.9 z: 2.9 comp x:-3.10 y:44.69 z:-4.97

Interference at full throttle is 13% of mag field

Compass
-----
enabled
Mag Dec: 0.0000
Mag off: -78.0152, -6.4350, -1.5698
Motor Comp: Throttle
Comp Vec: -3.10, 44.69, -4.97

setup] Closed

```

Figura 3.12: Compensación de interferencia electromagnética con Compassmot. Tomada por el autor

El último parámetro que se configura es la declinación magnética, este es un valor que relaciona el ángulo de desviación del norte geográfico con el norte magnético. Este valor se selecciona automáticamente de una tabla cuando el GPS se encuentra estable sin embargo se puede introducir manualmente seleccionando la opción correspondiente en el mission planner.

En la figura 3.11 Se muestra el proceso de calibración utilizando Live Calibration la toma de muestras debe hacerse hasta que se tenga la cantidad necesaria, si se termina la calibración puede suceder que el software envíe un mensaje alertando que hace falta tomar datos en alguna orientación. para realizar la calibración de manera correcta se sugiere orientar el vehículo con la nariz hacia abajo hacia el norte y realizar movimientos circulares girando el UAV en todos sus ejes al terminar repetir el proceso orientado a otro punto cardinal.

### 3.5.2. Calibración acelerómetros

Los acelerómetros son la base del funcionamiento del control de estabilización de vuelo. La calibración de este sensor consiste en determinar los valores de lectura máximos en cada eje de giro y el valor de todos los sensores cuando el vehículo se

encuentra en nivel dado que este va a ser el valor de referencia para que el vehículo se estabilice. Ver Figura 3.13.

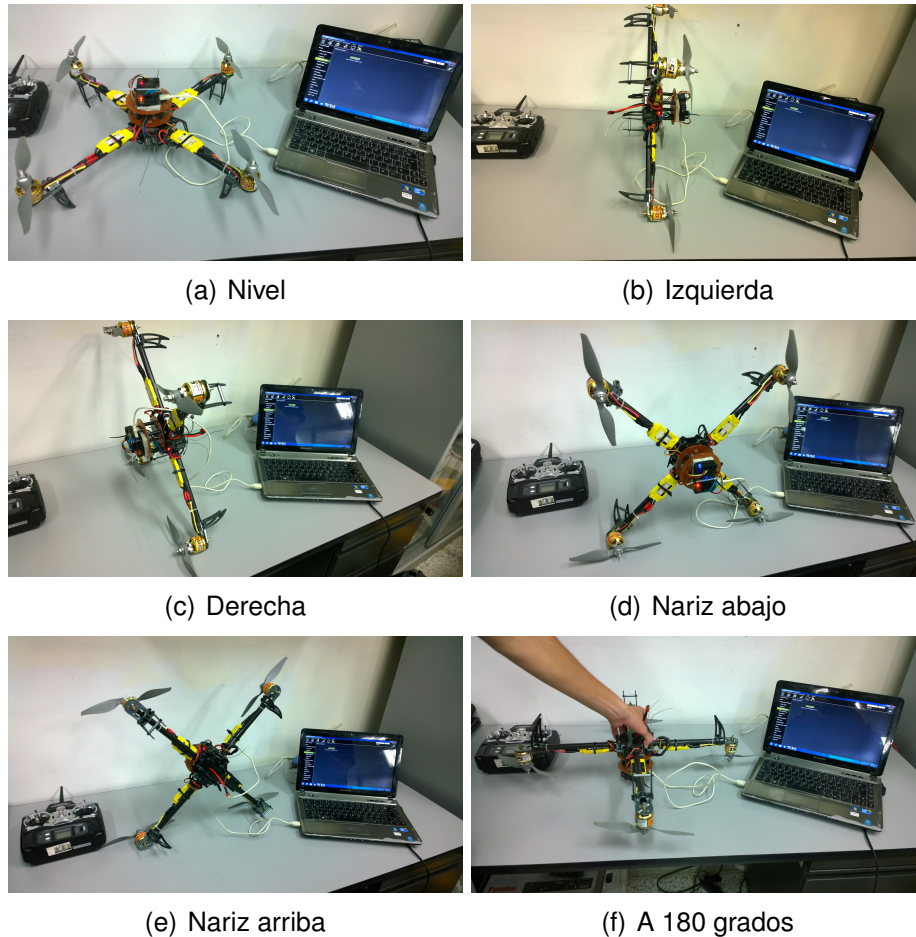


Figura 3.13: Calibración acelerómetro. Tomada por el autor

La calibración de los acelerómetros se realiza desde el mission planner en la pestaña de configuración inicial. Al iniciar la calibración el programa pide que se sitúe el vehículo en diferentes posiciones cada vez que se gira a una posición específica se pide la confirmación oprimiendo cualquier tecla. Es importante mantener el tiempo suficiente el vehículo sobre cada posición para evitar lecturas erróneas.

Una vez finalizada la calibración se almacenan los valores máximos que mide el acelerómetro en cada eje y se guardan los valores del acelerómetro cuando el vehículo se encuentra nivelado.

En el CLI, aunque no se realiza la calibración completa se puede tomar el valor de los acelerómetros cuando el vehículo se encuentra nivelado mediante el comando `level` en el menú `setup`.



### 3.5.3. Calibración de radiocontrol

La calibración de las señales del radio control consiste en caracterizar cuales son los valores máximos y mínimos de las entradas. Las consideraciones a tener en cuenta al realizar la calibración es saber el modo de funcionamiento del control, este debe estar en modo avión y se debe tener programado el control para que la aceleración sea proporcional linealmente y los sentidos de giro en especial de pitch y roll no estén invertidos.

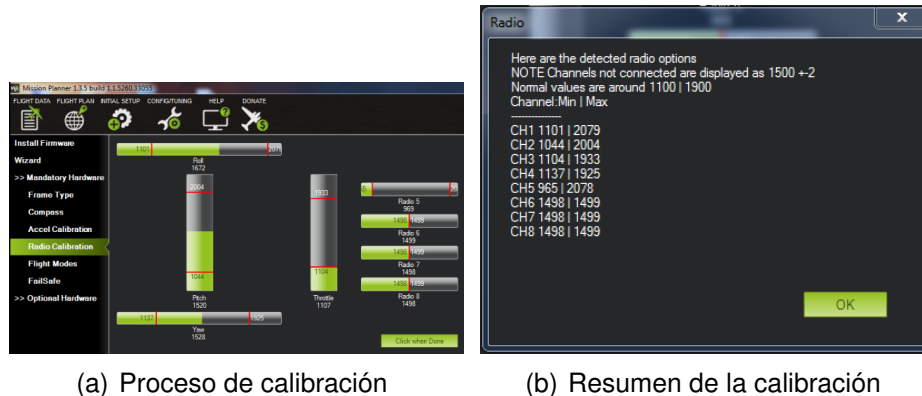


Figura 3.14: Calibración Radiocontrol. Tomada por el autor

Para realizar la calibración se accede al menú de configuración inicial. Al iniciar la calibración el software pide que se muevan todos los canales conectados, al terminar se pide que el acelerador se mantenga en el mínimo, los valores almacenados corresponden al valor máximo y mínimo de pwm correspondientes al radiocontrol.

Por seguridad es recomendable realizar la calibración del radio control de manera periódica debido a que una descompensación en el pwm de las entradas puede provocar salidas erróneas y provocar que algunos motores no prendan en el momento oportuno.

El objetivo de la calibración es que el controlador reconozca las entrada exactas del radio control, por esta razón utilizar la característica de Trim del radio control para compensar el vuelo o modificar la programación del radio-control arruinan la calibración y es necesario volver a realizarla.

### 3.5.4. Calibración de ESC's

La calibración de los controladores de velocidad consiste en asignar el máximo valor del PWM a la máxima velocidad de los motores. La calibración se puede hacer de forma manual a cada controlador, calibrando cada ESC o de manera simultanea utilizando el controlador. La forma manual de realizar la calibración se consigue en el manual del ESC.

Para el caso de Electrify el ESC tiene la posibilidad de habilitar el freno del motor. Esta característica es útil para detener completamente el giro de las hélices si se requiere. El freno se habilita o deshabilita con cada calibración del controlador

La calibración manual del ESC de Electrify se realiza de la siguiente manera:

1. Se conecta el ESC al receptor del radiocontrol en el canal correspondiente al acelerador (Throttle).
2. Se lleva el Stick del acelerador al máximo
3. Conectar la batería.
4. una vez suene uno o dos pitidos seguidos, (los dos pitidos indican que se va a activar el freno del ESC), el ESC entra en estado de calibración. Se baja el stick para continuar.
5. El ESC genera un pitido de confirmación. en este momento se lleva el acelerador a máximo valor.
6. una vez mas, el ESC genera un pitido de confirmación. en este momento se lleva el acelerador a la mínima posición.
7. el ESC genera 4 pitidos indicando que ha finalizado la calibración.

Por otro lado se puede realizar una calibración simultanea utilizando el controlador. Al igual que en la calibración manual la calibración simultanea se inicia con el acelerador en el máximo valor. Se energiza el controlador donde se puede observar los led azul, amarillo y rojo de la tarjeta parpadear esto indica que el controlador entra en estado de calibración. Para continuar con la calibración se desconecta y se vuelve a energizar el controlador; se procede de la misma manera que en la calibración manual del ESC.

## **3.6. Pruebas y sintonización básica**

En esta sección se describirá el proceso de inicio de los motores. Antes de armar los motores es necesario revisar el significado de los led

### **3.6.1. Significado de leds**

El controlador dispone de una serie de leds que dan información sobre el estado de los motores y otros sistemas o acciones que se pueden llevar a cabo en el controlador. Ver tabla 3.3.

LEDs	Significado
Power	Indica que el control esta encendido
A (Rojo)	Parpadeante: Los motores están desarmados Solido: Los motores están armados Doble parpadeante: Fallo en verificaciones de pre- arme
B (Amarillo)	Parpadea junto con azul y rojo cuando está en fase de calibración o de auto ajuste
C (Azul)	Parpadeante: GPS funcionando pero sin posiciona- miento 3D Solido: GPS funcionando y con posicionamiento 3D Apagado: GPS no funciona o esta desconectado
3D fix	Parpadeante: Gps esperando conexión satelital Solido: Gps con posicionamiento
Rx/Tx	Parpadeante cuando el controlador está recibiendo y enviando datos por el puerto serial

Cuadro 3.3: Significado de lo LEDs [3]

### 3.6.2. Verificaciones de pre-arme

Las verificaciones de seguridad que se hacen al iniciar el controlador consisten en una serie de pruebas para determinar si se han calibrado los sensores correctamente y si todos los sistemas funcionan antes de permitir que se armen los motores. Si alguna de estas verificaciones no se cumple satisfactoriamente el controlador no va a permitir que se armen los motores y el led rojo indicara que no se ha superado la verificación. Aunque no es recomendable esta característica se puede deshabilitar. A veces cuando no se han conectado todos los canales del receptor sino solamente los necesarios la verificación de pre-arme arroja un fallo sin que este exista. Otro ejemplo es el GPS, si se está trabajando en un recinto cerrado donde la señal del GPS no funciona la verificación de GPS en el pre-arme impide que se pueda armar los motores y realizar pruebas.

Deshabilitar las verificaciones, se hace desde el mission planner en la lista de parámetros estándar. En la lista desplegable ArmingCheck se puede seleccionar que procedimientos ignorar o deshabilitar todos si es necesario. Ver Figura 3.15

### 3.6.3. Arranque de motores

Con la calibración realizada ya es posible armar los motores de manera segura. Si se ha realizado la calibración y aun así falla la verificación puede deberse a que no están todos los dispositivos completamente configurados y a menos que se deshabiliten las verificaciones no se podrán armar los motores.

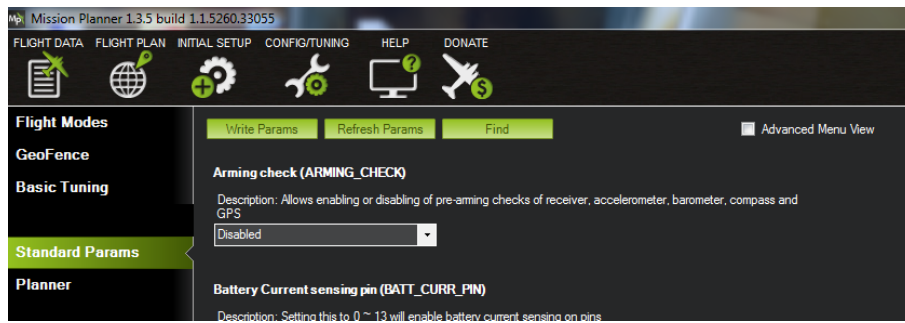


Figura 3.15: Deshabilitar Pre-Arming checks. Tomada por el autor

Antes de armar los motores es necesario tener en cuenta que el modo de vuelo configurado sea Stabilize, Acro, AltHold o Loiter, Únicamente en estos modos de vuelo se pueden armar los motores, Para empezar es preferible que el modo de vuelo seleccionado sea Stabilize debido a que el control completo del vehículo depende del operario. En la siguiente sección se describirán los diferentes modos de vuelo que se van a implementar y la respuesta esperada en cada uno de ellos.

Para armar los motores se energiza el controlador y se espera un tiempo mientras se estabilizan los leds. Esto sucede porque cada vez que se energiza la board se realiza la calibración del barómetro y de los giróscopos. Una vez el led rojo se encuentre realizando un parpadeo simple constantemente se puede armar los motores. Para ello se lleva el acelerador hacia abajo a la derecha durante 5 segundos, si se mantiene durante mas tiempo, hasta 15 segundos, se lleva al controlador a el modo de auto-trim. Cuando el led rojo se queda solido el controlador pide calibrar una vez mas el máximo y mínimo valor del acelerador.

Antes de realizar un vuelo es necesario hacer pruebas controladas que permitan verificar que los motores y las hélices están correctamente ensambladas y no existen inconvenientes en el frame o el ensamblaje del radiocontrol y la etapa de potencia, además que permita ver el comportamiento del control para realizar la sintonización adecuada.

Para esto se recomienda:

- verificar que el vehículo se ha armado en modo de vuelo Stabilize. Esto es porque en otros modos de vuelo la respuesta al acelerador se consigue por arriba del 60 % de la señal (AltHold) o el control de giro alrededor de los ejes se deshabilita (Acro) lo cual es inesperado e inconveniente para realizar las pruebas
- una vez nivelado y con los motores armados se sugiere mantener el vehículo firmemente con la mano y elevar el acelerador el mínimo necesario para que las hélices giren. En este punto se puede comprobar que los motores están bien ensamblados se puede observar la acción del control al intentar girar el vehículo alrededor de alguno de los ejes de navegación Pitch, Roll o Yaw.

- si el el vehículo responde de manera satisfactoria se puede intentar un despegue para ello se recomienda ubicarse en un área libre de viento y con suficiente espacio para evitar choques con objetos o personas. El piloto deberá estar a 3 metros del vehículo.
- en el momento del despegue no se deben evidenciar tendencias hacia la derecha o izquierda si esto sucede es posible que algunos motores o hélices no estén completamente alineados y produzcan una tendencia de movimiento.
- En el modo de vuelo Stabilize el vehículo esta libre en todos sus grados de libertad, el control únicamente intenta mantener el ángulo de inclinación y mantener en nivel el vehículo, es posible que el vehículo tienda a elevarse demasiado o muy poco esto se debe a que las hélices y los motores seleccionados están mal dimensionados por lo tanto se deberá tomar precauciones para evitar comportamientos no esperados. Este comportamiento puede variarse en parámetros de sintonización básica ajustando el nivel de la señal del acelerador en la que se alcanza un vuelo estacionario

#### 3.6.4. Sintonización básica

Realizado el primer vuelo se puede observar el comportamiento del control en el vehículo. La sintonización básica permite ajustar el efecto del control para los grados de libertad pitch y roll simultáneamente y la sensibilidad del acelerador. Ver Figura 3.16.

La sintonización se realiza con base al comportamiento deseado del cuadrotor. En la pestaña de configuración en la sección de sintonización básica se pueden modificar 3 parámetros:

- Throttle Hover: Este parámetro configura el nivel en el que el acelerador alcanza su valor estable y permite mantener un vuelo estacionario sin variar la altitud. Si en el vuelo el vehículo alcanza un nivel estable con el acelerador por debajo del 50 % se debe disminuir el valor de este ítem, si por el contrario el acelerador alcanza un vuelo estacionario por arriba del 50 % del acelerador se debe aumentar la referencia.
- Pitch/Roll rate: modifica el comportamiento del controlador cuando busca estabilizar el sistema, si el control responde de manera agresiva se debe reducir la acción del control de lo contrario si el control responde muy lento debe aumentarse este factor.
- Climb rate: representa la velocidad con que el control sigue la referencia de altura entre mayor sea el número más rápido intentara llegar a la referencia del acelerador.



Figura 3.16: Sintonización básica. Tomada por el autor

### 3.6.5. Niveles de vibración

Controlar los niveles de vibración es importante para evitar variación en los sensores inerciales, lo que asegura un buen comportamiento en los modos de vuelo Loiter y Alt Hold. Medir los niveles de vibración se hace desde los LOGS que se almacenan en la EEPROM del controlador.

Para habilitar el registro de la unidad de medición inercial se busca en la lista de parámetros estándar, en la pestaña de configuraciones, la opción LOG\_BITMASK y se selecciona de la lista desplegable Default+IMU.

Es necesario tomar la medida de la vibración. Para esto se realiza un vuelo estacionario de aproximadamente 30s luego se procede a descargar el último LOG del controlador y se gráfica utilizando el terminal del mission planner. La gráfica de la unidad inercial muestra los acelerómetros en los ejes X, Y y Z, los resultados aceptables para el buen comportamiento del vehículo son una variación de -3 a +3 en los ejes X y Y y de -5 a -15 en el eje Z. Ver Figura3.17.

Si los resultados no son los esperados es necesario verificar el montaje del controlador y utilizar algún medio para reducir los niveles de vibración ya sea montando una plataforma con amortiguadores o utilizando espumas o materiales que absorban la vibración.

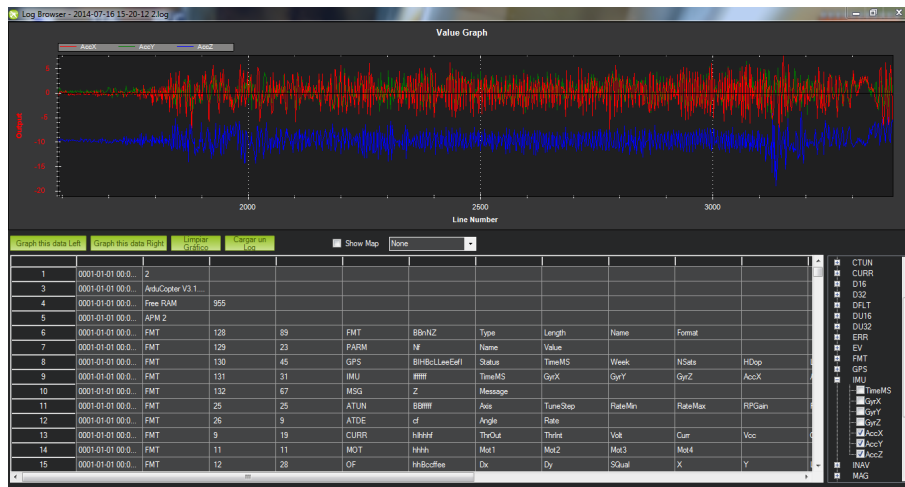


Figura 3.17: Medida de vibraciones. Tomada por el autor

### 3.6.6. Ajuste de Acelerador (Throttle)

Algunas veces el vehículo puede estar mal dimensionado y se pueden presentar dos efectos uno es que el nivel de aceleración requerido por el sistema para lograr un vuelo en equilibrio se alcanza por debajo del 50 % del valor del acelerador. Esto significa que los motores y en general el sistema de propulsión está sobredimensionado, si se alcanza un vuelo estable por debajo del 30 % se recomienda agregar más peso al sistema. En el caso contrario si el valor del Throttle está por arriba del 50 % se dice que los motores están subdimensionados y en el caso en que el nivel del acelerador esté sobre el 70 % deberá reducir peso en el sistema o aumentar la potencia de los actuadores.

En caso de que el desfase esté entre el 30 % y el 70 %, el parámetro THR\_MID de la lista de parámetros, puede modificarse para que el controlador compense la lectura del acelerador y este llegue al 50 % para lograr un vuelo estacionario.

El objetivo de esta sintonización es que el vuelo estacionario siempre se consiga en el 50 % del nivel del acelerador, esta característica no es un problema cuando el modo de vuelo es Stabilize pero en otros modos de vuelo (Loiter y Alt Hold) que tienen como parámetro elevarse si el nivel del acelerador sube por arriba del 60 % o descender si baja del 40 %, esto constituye un problema cuando se va a pasar del modo de vuelo Stabilize y el vuelo estacionario se consigue por fuera de este rango.

Para sintonizar este parámetro se realiza un vuelo de prueba en el que el vehículo se mantenga estacionario durante 30s al finalizar se descarga el último LOG y se gráfica el parámetro TRH\_OUT que significa el valor que sigue el controlador de la entrada del acelerador. Este parámetro da el valor en el que se consigue el vuelo estacionario. Una vez identificado se reemplaza en la lista de parámetros. Ver Figura 3.18.

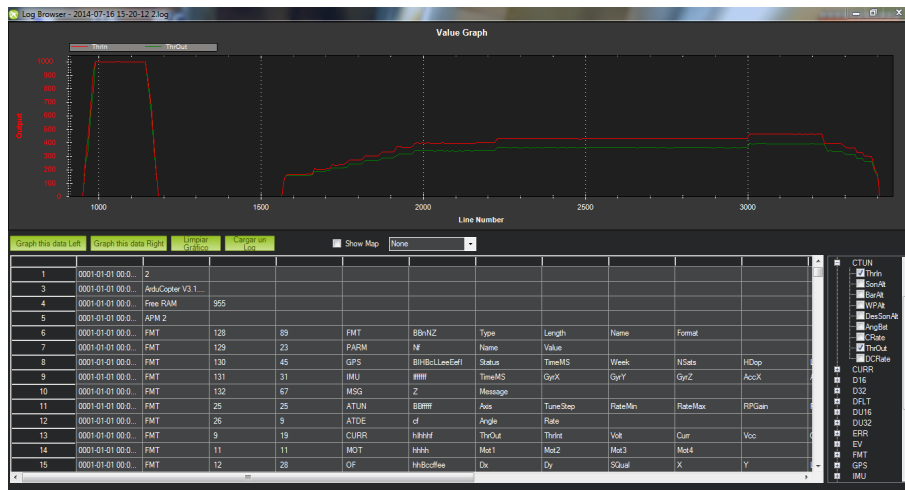


Figura 3.18: Ajuste del acelerador. Tomada por el autor

## 3.7. Configuración avanzada

En esta sección se describirá el proceso de configuración de diferentes modos de vuelo, la sintonización del PID y la integración de un sistema de telemetría que permitirá al vehículo realizar misiones utilizando el mission planner.

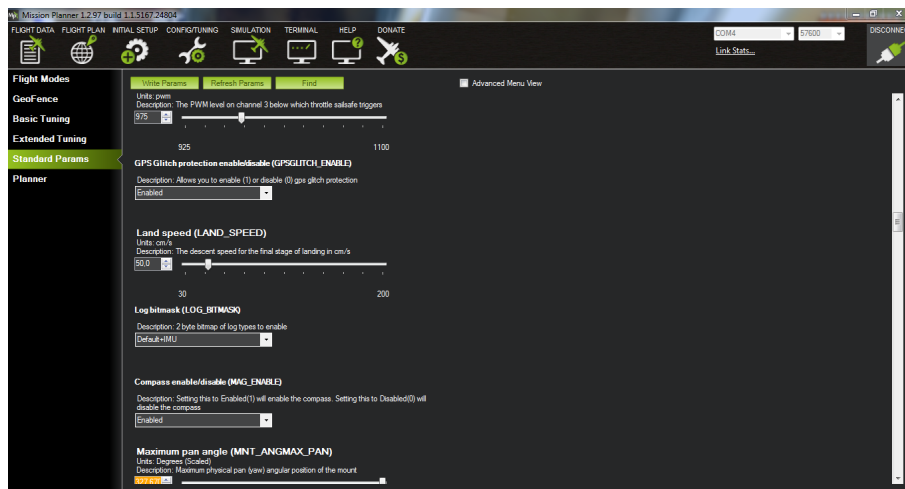


Figura 3.19: Lista de completa de parámetros. Tomada por el autor

En la Figura 3.19 se muestra la lista completa de parámetros. Estos se encuentran en la sección de configuración avanzada y permiten configurar aspectos más específicos.



### 3.7.1. Lazo de control

El lazo de control principal corresponde a una configuración en cascada de un PI y un PID, este lazo principal es el encargado de la estabilidad y del comportamiento del UAV. El lazo del PID es el lazo interno, Es el encargado de controlar el giro de los motores para alcanzar una velocidad angular deseada alrededor de los ejes pitch y roll. De esta manera se controla el nivel y el comportamiento general del vehículo.

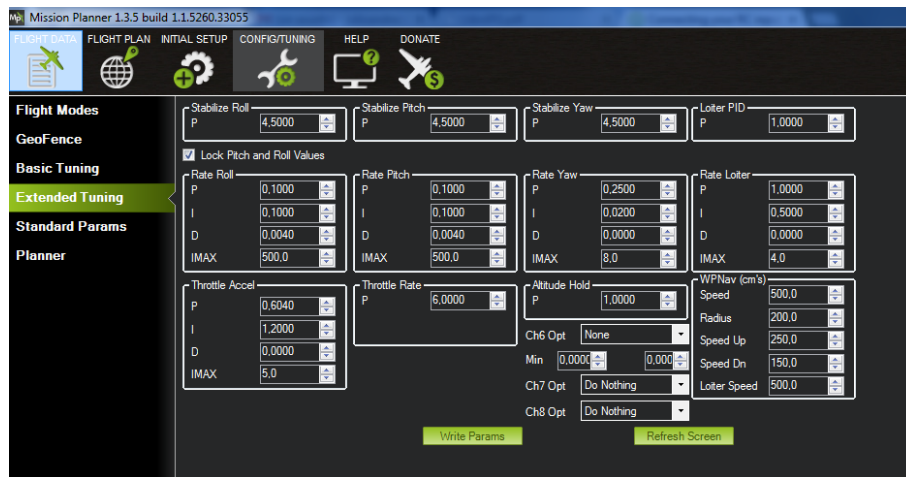


Figura 3.20: Sintonización avanzada. Tomada por el autor

El lazo externo es un control PI que toma las señales directamente de los giróscopos y genera una tasa de rotación que es la entrada al PID del lazo interno. La sintonización de este control varía el comportamiento en cuanto a la velocidad de giro y la velocidad de respuesta a una entrada del control pero no influye significativamente en el comportamiento que le da estabilidad al vehículo.

#### Sintonización PID

Como se mencionó anteriormente el PID es el controlador principal de todos los modos de vuelo, debido a que es el encargado de mantener el nivel del vehículo. La sintonización de este controlador va a permitir variar la forma en que el sistema se comporta y alcanza una referencia. A continuación se describirá la lista de parámetros que se pueden modificar y el efecto de cada variación en la respuesta del controlador:

- **RATE\_ROLL\_P** y **RATE\_PIT\_P**: Es la constante proporcional del PID. Una constante proporcional amplifica o atenúa la acción del control sobre los actuadores en este caso un valor mayor de esta constante va a hacer que los motores se aceleren tratando de alcanzar la referencia de una manera más rápida. Dependiendo del peso y la dinámica de los motores, es decir la velocidad de

respuesta de cada actuador, esta constante, si es muy alta, puede generar un comportamiento oscilante que haga al sistema inestable o si es muy pequeña puede hacer que los motores respondan demasiado lento y no se logre alcanzar la referencia, además de que el sistema es más vulnerable a las corrientes de aire debido a la baja magnitud en la salida.

Este parámetro es el más importante para tener en cuenta en la sintonización del controlador, si no se ha configurado correctamente no se deben modificar el resto de parámetros debido a que la respuesta no variaría Significativamente. Por defecto la constante proporcional es de 0.14.

- **RATE\_ROLL\_I** y **RATE\_PIT\_I**: Esta constante permite mantener un control más estricto de la velocidad angular. La constante integral amplifica gradualmente la acción del control lo que significa que aumenta la velocidad de los motores hasta que se alcance la referencia. Esta constante se utiliza cuando se desea aumentar la velocidad de respuesta y alcanzar una velocidad de giro más estable eliminando oscilaciones. Su valor por defecto es 0
- **RATE\_ROLL\_D** y **RATE\_PIT\_D**: La constante derivativa amortigua la aceleración angular cuando el vehículo se aproxima al ángulo objetivo esto quiere decir que disminuye el máximo sobre impulso que adquiere el sistema cuando se acerca al valor de referencia. Un valor muy alto que sature el controlador puede ocasionar pequeñas oscilaciones rápidas esto incrementa las vibraciones en el sistema y provoca una pérdida momentánea del control. Su valor por defecto es 0.0025
- **STAB.D**: Esta constante es similar a **RATE\_ROLL\_D** y permite amortiguar la aceleración y eliminar las oscilaciones debidas al cambio rápido de la referencia. Su valor por defecto es de 0.06.

Para realizar la sintonización de manera adecuada se recomienda llevar las demás constantes del control a 0 y variar la constante proporcional hasta lograr la respuesta deseada, luego ajustar la constante integral y por último la derivativa. Este proceso debe repetirse varias veces hasta lograr una respuesta deseada o aceptable.

Según la comunidad de desarrolladores de ArduPilot los valores promedio para la constante proporcional se encuentran entre 0.08, para vehículos con una relación potencia-peso alta, y 0.15 para vehículos con potencias mas bajas. de esta manera el primer valor que se eligió para sintonizar el control fue 0.08 y se evaluó la respuesta. este proceso se realizó con las demás constantes partiendo de cero.

### Sintonización del PI

En este lazo de control se realiza una transformación de la referencia en posición a un valor en velocidad de rotación que es la entrada que requiere el control PID para

trabajar correctamente. En esa transformación se pueden variar dos parámetros que incrementan o disminuyen la velocidad de giro del vehículo sobre sus ejes Pitch y Roll:

- STB\_RLL\_P y STB\_PIT\_P: Almacena el valor que representa la velocidad de rotación del vehículo en los grados de libertad Pitch y Roll. El valor por defecto es de 4.5 que representa una velocidad de  $4.5^\circ$  por segundo por cada  $1^\circ$  de error respecto a la referencia.
- STB\_RLL\_I y STB\_PIT\_I: Esta constante permite compensar el desequilibrio en el vehículo, si este no es simétrico este valor tratara de llevarlo a nivel, puede entrar en conflicto con la constante integral del lazo de control interno.

### 3.7.2. Modos de vuelo

Existen 14 modos de vuelo que se pueden configurar con ArduCopter. El canal 5 del transmisor es el que realiza el cambio entre los diferentes modos de vuelo. Configurar los modos de vuelo se hace desde la pestaña de configuración inicial, se pueden cargar hasta 6 modos de vuelo en la board, Aunque generalmente se utiliza el switch de tres posiciones del radio control para el manejo de los tipos de vuelo. Para asignar la posición del switch a un modo de vuelo el asistente ilumina de color verde el recuadro con los valores de PWM actuales del switch, de esta manera variando las tres posiciones se puede asignar un modo de vuelo a cada una.

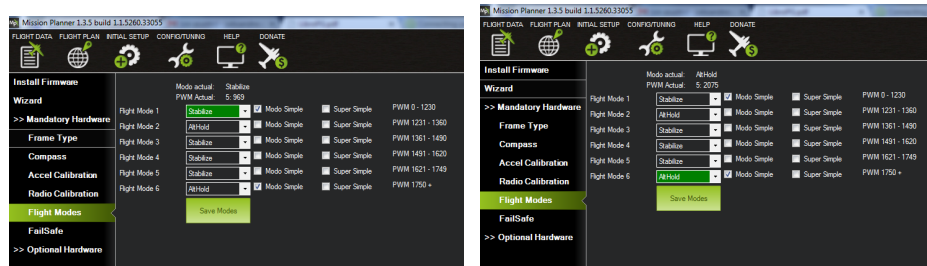
En la realización de la configuración es necesario asegurar que el modo de vuelo Stabilize se encuentre definido en al menos una posición, Esto se debe a que en este modo el control del piloto sobre el vehículo es absoluto y el control automático solo se encarga de mantener en nivel el UAV. De esta manera si en algún otro modo de vuelo, donde el control automático tiene el mando, algo no sale como lo planeado el piloto debe estar en la capacidad de retomar el control de la aeronave.

A continuación se describirán algunos modos de vuelo, los más comunes, que se pueden utilizar y que son la base de otros tipos de vuelo más avanzados, (Stabilize, Alt Hold y Loiter) y dos más que permiten realizar misiones guiadas por una trayectoria pre determinada (Auto y Guided).

En la figura 3.21 se muestra la configuración de diferentes modos de vuelo, debido a que el canal del radio control designado para este fin tiene 2 posiciones únicamente se configuran 2 modos de vuelo, al cambiar la posición del switch en el radio control se resaltan los cuadros de dialogo correspondientes al valor de PWM.

#### Stabilize

El modo de vuelo Stabilize es el más usado y seguro debido a que proporciona el control absoluto de la aeronave al piloto dejando al control automático encargado de mantener el nivel.



(a) Modo de vuelo Stabilize

(b) Modo de vuelo Alt Hold

Figura 3.21: Configuración de modos de vuelo. Tomada por el autor

Este modo de vuelo tiene las siguientes características:

- La entrada de Pitch y Roll controla el ángulo de inclinación del vehículo, si se libera el vehículo se nivela automáticamente.
- El vehículo requiere el control continuo en sus entradas Pitch, Roll, Yaw y Throttle. El control automático no mantiene la posición del vehículo y puede ser desplazado por el viento.

Para asegurar un mejor rendimiento en este modo de vuelo, los parámetros que se pueden sintonizar son:

- ANGLE\_MAX: Controla el máximo ángulo de inclinación que por defecto es 45°
- ANGLE\_RATE\_MAX: Controla la máxima velocidad de giro sobre Pitch y Roll por defecto es de 180°/seg
- ACRO\_YAW\_P: Controla que tan rápido gira el vehículo alrededor de Yaw. El valor por defecto es de 4.5 que significa una velocidad de giro de 200°/seg cuando el control está en su posición máxima.
- Stabilize Roll/Pitch P: Controla que tan rápido gira el vehículo alrededor de Pitch y Roll, se basa en el error que existe entre la ángulo actual y el deseado. El valor por defecto es 4.5 que representa una velocidad de 4.5°/seg por cada 1° de error en el ángulo de inclinación
- Rate Roll/Pitch P,I and D: Este parámetro controla el porcentaje de salida de pwm hacia los motores decidido por el control de ángulo. La variación de este parámetro es la forma básica de sintonizar el vehículo y se encuentra relacionada con la potencia de los motores y el comportamiento del sistema, generalmente para vehículos con motores muy potentes este parámetro suele ser pequeño en caso contrario se busca aumentar el efecto del control para lograr el comportamiento deseado.

Para verificar el correcto comportamiento del vehículo se puede graficar un LOG. Una vez descargado el LOG se busca los mensajes etiquetados con ATT, se grafica el parámetro RLL\_IN contra el RLL\_OUT y del mismo modo para Pitch.

### Alt Hold

Este modo de vuelo controla la aceleración del vehículo automáticamente con el fin de mantener la altura del UAV, En los demás grados de libertad funciona de la misma manera que Stabilize. El nivel de altura se mide con el barómetro, por esta razón es importante que se mantenga protegido del viento si la altura va a ser superior a 6 metros y no se dispone de un sonar.

El control de la altura respecto al anterior modo de vuelo varía en que para modificar la altura del vehículo el valor del canal del radio control debe estar por debajo del 40 % para descender y arriba del 60 % para ascender. La velocidad máxima que se alcanza depende del parámetro PILOT\_VELZ\_MAX que por defecto permite una velocidad máxima de ascenso o descenso de 2.5m/seg.

La estructura del lazo de control para este modo de vuelo, además de contener implícitamente la de Stabilize, tiene un control implementado en cascada para controlar la altura de manera indirecta midiendo la aceleración del vehículo y el valor de altímetro.

De esta manera los parámetros que se pueden configurar en Alt Hold son:

- Altitude Hold P: Este parámetro transforma el error de altura, que se obtiene por la altura deseada y la medida con el barómetro, en una velocidad de ascenso o descenso deseada. Un valor más alto en este parámetro obligara al vehículo a alcanzar su posición con mayor velocidad pero puede llevar a cambios bruscos en la aceleración.
- Throttle Rate: Con este parámetro se transforma el error en velocidad a un error en aceleración.
- Throttle Accel PID: Son las constantes de controlador que asegura que el vehículo se mantenga en la altura deseada Si se desea cambia estos valores se recomienda que se mantenga una relación 1:2 entre la ganancia proporcional y la integral.

Para verificar el comportamiento del vehículo se realiza un vuelo y se gráfica el ultimo LOG almacenado en la eeprom. Se grafica la medición realizada por el altímetro (Baro Alt), también la que mide el GPS (RelAlt) y la deseada (WPalt) todas ellas tienen la etiqueta CTUN's.

Los principales problemas que se pueden presentar se deben a las vibraciones altas que pueden provocar elevaciones rápidas tan pronto el modo de vuelo es Alt Hold. Otros problemas están relacionados con la pérdida o elevación de la presión en el barómetro. Que influyen en la altura de referencia del vehículo.

Debido a la operación de vehículo cuando este se encuentra en modo Alt Hold, existe un inconveniente cuando se realiza el cambio entre Stabilize y Alt Hold, si cuando se realiza el cambio el vehículo gana o pierde altura es porque probablemente el valor medio del Throttle no está correctamente ajustado y el vehículo consigue un vuelo estable por debajo del 40 % o arriba del 60 % del valor de la señal de entrada.

### **Loiter**

Cuando se configura el modo Loiter se está bloqueando la posición actual del vehículo es decir que el control Automático busca mantener la posición en X Y y Z actual Además del nivel del vehículo, de esta manera se puede decir que el modo de vuelo Loiter implícitamente contiene a Stabilize y Alt Hold.

Para el funcionamiento correcto de este modo de vuelo es necesario que el GPS este funcionando correctamente, se haya realizado una buena calibración del compás y que las vibraciones sean mínimas, además de tener pruebas satisfactorias en los modos de vuelo Stabilize y Alt Hold.

Controlar el vehículo en este modo de vuelo es relativamente sencillo debido a que la idea es evitar que el viento influya en el movimiento del UAV por lo tanto a diferencia de Stabilize no es necesario una acción continua sobre Pitch y Roll. Para controlar la posición horizontal se utiliza el control de pitch y Roll que desplaza el vehículo con una velocidad máxima (por defecto) de 5m/s, una vez se libera el control el vehículo baja la velocidad hasta que se detiene. El control Vertical se logra de la misma manera que en Alt Hold.

La topología de control que utiliza este modo de vuelo es similar a la que utiliza Stabilize para controlar el ángulo de giro además de estar integrada con El control en cascada que implementa Alt Hold.

Se configuran tres parámetros principalmente:

- **WPNAV\_LOIT\_SPEED:** Es la velocidad horizontal máxima que puede alcanzar el vehículo cuando el stick está en su máxima posición este parámetro tiene una medida en cm/seg el valor por defecto es 500 lo que equivale a 5m/seg. La aceleración máxima siempre va a ser la mitad de la velocidad máxima.
- **Loiter PID P:** Es un valor que transforma el error de posición del stick en una velocidad angular deseada.
- **Rate Loiter PID:** Transforma la velocidad angular deseada en una aceleración deseada Esta salida se utiliza como entrada en el control del ángulo de inclinación que utiliza el modo de vuelo Stabilize.

Por lo general esta configuración no requiere ser sintonizada pero se pueden lograr respuestas más suaves y lentas disminuyendo la velocidad máxima. Así como los otros modos de vuelo, el comportamiento de este se puede verificar mediante

los LOG's. En este caso se grafica DesVelX vs VelX y DesVelY vs VelY de la etiqueta NTUN. Esto graficará la velocidad deseada con respecto a la velocidad actual en el eje X y Y.

Los principales inconvenientes que se pueden llegar a presentar cuando el vehículo esta en modo Loiter se deben a la calibración del compás y el rendimiento del GPS. Si el GPS no se ha armado correctamente este modo de vuelo puede fallar y llevar al vehículo a un vuelo descontrolado del mismo modo si el compás no está correctamente calibrado o tiene interferencias magnéticas altas no es posible mantener una orientación fija y es posible que se presenten vuelos circulares o conductas no esperadas. Un error que se presenta con frecuencia y que no se puede prever es cuando el GPS pierde la precisión de la señal por un tiempo (más de 5 segundos) el mal funcionamiento del GPS puede provocar una desviación súbita del plan de vuelo. En versiones recientes del firmware se realizó una rutina que detecta cuando ocurre un glitch del GPS y manda el control automáticamente a Alt.Hold para que pueda ser controlado por el piloto.

### **Auto**

El modo de vuelo Automático incorpora el control en altura de Alt Hold y el control de posición de Loiter. Este modo de vuelo el vehículo sigue una trayectoria pre-programada en un script que consta de puntos de navegación y comandos de misión que no alteran la posición del vehículo pero permiten realizar acciones como captura de imágenes entre otros. Este archivo se almacena directamente en el controlador por lo que no se necesita ningún módulo de comunicación adicional para ser utilizado.

Para implementar un vuelo autónomo es necesario que:

- El modo de vuelo esté configurado como uno de los modos de vuelo predeterminados en el canal 5 del transmisor.
- Armar los motores en otro modo de vuelo preferiblemente Stabilize.
- Para iniciar la misión desde tierra se debe pasar a Auto y elevar el acelerador. Inmediatamente el vehículo iniciará la misión.
- Si la misión inicia desde el aire y se encuentra el comando de despegue en el script el control tomara el comando de despegue como terminado y seguirá al próximo punto de navegación.
- Durante la misión los controles están deshabilitados excepto Yaw.
- En cualquier momento se puede interrumpir la misión cambiando el switch asignado a los modos de vuelo, en el momento de volver al modo auto la misión iniciará desde el principio.

- Para finalizar la misión normalmente se tiene una subrutina RTL o LAND si no se cuentan con estos comandos al final del script, el vehículo simplemente se detendrá en el último punto de navegación y será necesario retomar el control del vehículo para aterrizar.

Para modificar las características de vuelo es posible modificar los siguientes parámetros:

- Velocidad horizontal: así como en Loiter este parámetro por defecto se encuentra en 500, este valor representa la velocidad horizontal con que el vehículo se va a desplazar hacia el siguiente punto de navegación.
- Velocidades verticales: son las velocidades con que el vehículo asciende o desciende entre los puntos de navegación.
- Radio: este parámetro indica el nivel de exactitud con el cual el vehículo debe llegar al punto de navegación antes de que este se considere completo. Solo aplica cuando el waypoint incluye retardos de un segundo o más.

### **Guided**

Es una forma de manejar el vehículo de manera dinámica desde el mission planner utilizando un sistema de comunicaciones como el sistema de telemetría de 3DRobotics. Este consiste en dirigir el vehículo a una locación y altura deseada desde el misión planner, de esta manera se envía una posición al vehículo y éste empieza a moverse hasta alcanzar dicha referencia en ese momento para y espera que se introduzca otra coordenada.

Para utilizar este modo de vuelo no es necesario guardarlo como los modos de vuelos tradicionales, A continuación se describe la forma para implementar este tipo de vuelo:

- Es necesario tener un software para la realización de misiones como el mission planner y un sistema de telemetría como el 3DR telemetry kit
- Es necesario verificar el correcto funcionamiento del sistema de telemetría y del GPS.
- Iniciar el vuelo en Stabilize elevarlo a una altura moderada y cambiar a modo de vuelo Loiter.
- hacer click derecho en el mapa del mission planner y selección Fly to here.
- Ingresar una altitud. Una vez alcanzado el punto el vehículo sobrevolará esperando más ordenes o el control directo del piloto



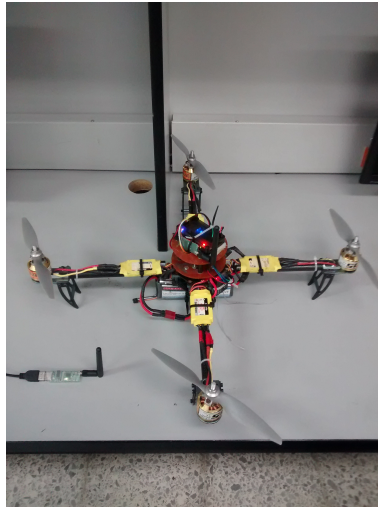


Figura 3.22: Sistema de telemetría. Tomada por el autor

### 3.8. Sistema de telemetría

El sistema de telemetría es un hardware adicional que permite comunicar el vehículo con la estación en tierra en tiempo real, de esta manera se puede lograr la visualización de datos de los sensores del vehículo, visualizar su movimiento en el mapa y manejar el UAV desde la estación en tierra cuando este se encuentra en modo guiado.

El sistema de telemetría elegido para trabajar con ardupilot es 3D Robotics Telemetry kit debido a que es desarrollado por los mismos fabricantes de ardupilot y se integra fácilmente al controlador, es un sistema liviano económico y con alto alcance.

Existen algunas limitaciones en términos de configuración cuando se utiliza el sistema de telemetría. Las constantes de PID y algunos parámetros no se pueden manipular sino únicamente utilizando la conexión USB.

Para implementar el sistema de telemetría se empieza conectando la alimentación y los canales Tx y Rx. Una vez conectado el sistema a bordo y el de la estación en tierra el led verde de las tarjetas empiezan a parpadear, este comportamiento se va a mantener hasta que se establezca una conexión con la contraparte. Cuando se establece la conexión el led verde se mantiene fijo y el led rojo parpadea indicando la transmisión de datos en el sistema de telemetría. Ver Figura 3.22.

# Capítulo 4

## Resultados

Durante la ejecución del proyecto se obtuvieron diferentes resultados que aportaron en el desarrollo de misiones.

El primero es el proceso de sintonización. esta una tarea repetitiva que consiste en realizar varias pruebas y ajustar las ganancias hasta lograr una respuesta aceptable. las ganancias que se ajustaron fueron las relativas a el modo de vuelo Stabilize que es el que permite mantener el vehículo nivelado y los respectivos a el modo de vuelo Alt-Hold para mejorar la capacidad de mantener un nivel de altura estable. Los valores de Loiter por lo general no requieren ser modificados.

De esta manera los valores del control son:

- $RATE\_ROLL/PIT\_P = 0.095$
- $RATE\_ROLL/PIT\_I = 0.095$
- $RATE\_ROLL/PIT\_D = 0.0025$

Y para el nivel de altura

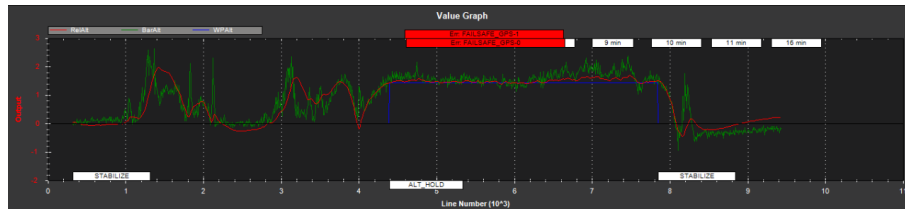
- $RATE\_ROLL/PIT\_P = 0.6$
- $RATE\_ROLL/PIT\_I = 1.2$
- $RATE\_ROLL/PIT\_D = 0$

De las pruebas realizadas, la mejor manera de observar los datos relativos a los diferentes modos de vuelos es mediante la descarga de los Logs, que son archivos de texto con los datos que se toman del vuelo, y el análisis de los factores mas importantes.

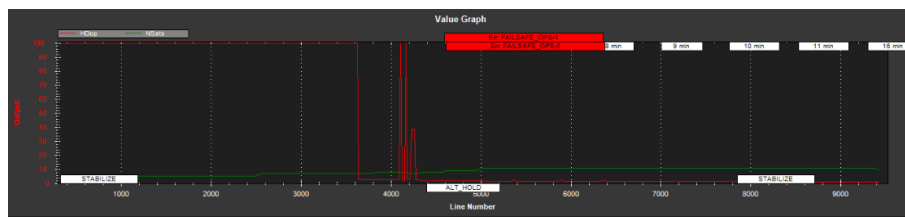
Inicialmente se realizaron pruebas de vuelo con el modo Alt-Hold y Loiter, el correcto funcionamiento de estos modos de vuelo es indispensable para la realización de modos de vuelo automático.

En el modo de vuelo Alt-Hold se controla únicamente la altura. En la figura 4.1(a) se muestra la respuesta del modo de vuelo. Esta gráfica se puede dividir en dos

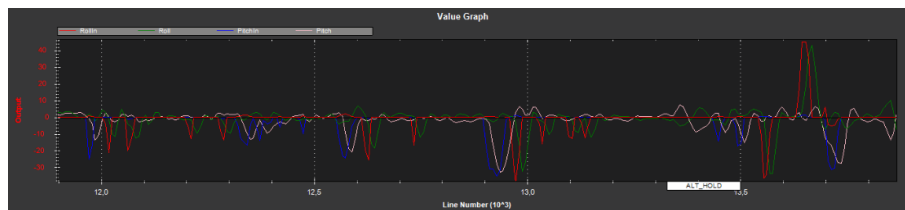
partes, En primer lugar un estado en el cual el vehículo se encuentra en modo de vuelo Stabilize en este momento se observa que la señal del barómetro (verde) varía sin ningún tipo de control dado a que depende de las condiciones atmosféricas (viento) y del control del piloto. Una vez realizado el cambio en el modo de vuelo se puede realizar una gráfica de altura deseada (azul). Como se observa, al instante del cambio la señal del barómetro intenta seguir esta referencia. Adicional a la señal del barómetro y la señal deseada se graficó la señal del GPS para validar el valor del barómetro



(a) Log de Altura



(b) Log GPS



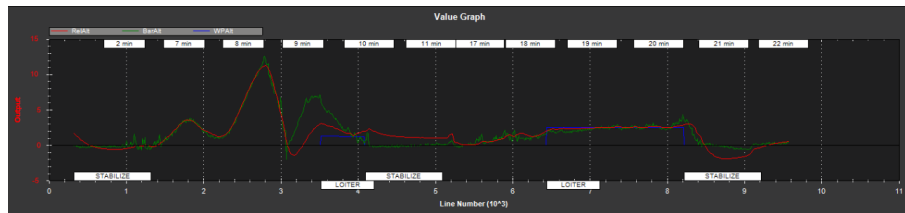
(c) Log Pitch y Roll

Figura 4.1: Descarga de Logs para el modo de vuelo Alt-Hold. Tomada por el autor

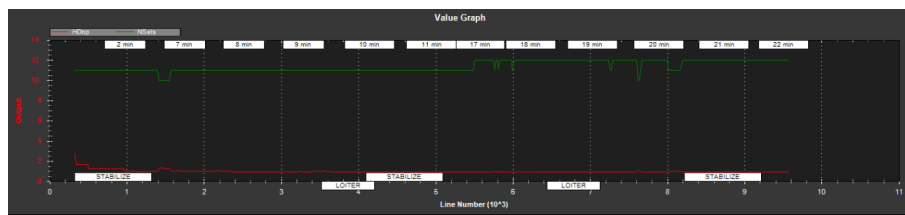
Continuando con el análisis otro aspecto crucial antes de pasar a Loiter, es el GPS. En la figura 4.1(b) se muestra el número de satélites (Verde) y las pérdidas en la precisión del GPS (Rojo). La detección de fallas repentinas en el GPS se realiza mediante esta gráfica, a medida que disminuye el número de satélites que se enlazan se aumenta el error de precisión del GPS y esto es inconveniente para los modos de vuelo que dependen del GPS.

Como se ha mencionado el control automático en este modo de vuelo está restringido a la altura por lo tanto en cuanto a los grados de libertad Pitch y Roll estos siguen la misma respuesta que se obtiene en el modo de vuelo Stabilize. En la figu-

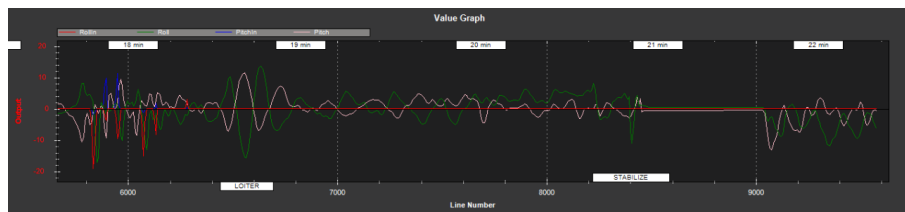
ra 4.1(c) se muestra el comportamiento del control ante un estímulo en pitch/Roll o perturbación que desestabilice el vehículo. Se observa que la salidas siguen la referencia de entrada y a veces oscilan con el fin de mantener la estabilidad del vehículo, estas oscilaciones deben ser cercanas a la referencia, en este caso a 0 para mantener el nivel con respecto a la horizontal. Si hay aumentos súbitos importantes puede significar problemas de carácter mecánico.



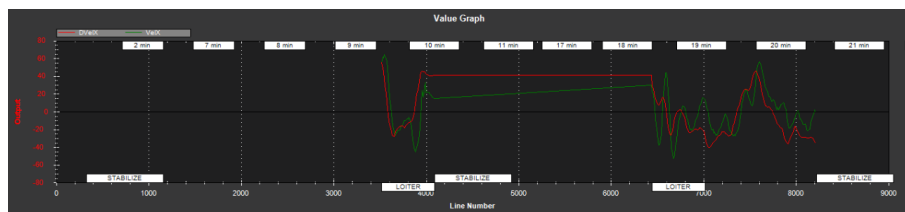
(a) Log de Altura



(b) Log GPS



(c) Log Pitch y Roll



(d) Vex y Dvex

Figura 4.2: Descarga de Logs para el modo de vuelo Loiter. Tomada por el autor

Una vez realizadas las pruebas con Alt-Hold y habiendo corregido los inconvenientes con el GPS se realizaron las pruebas en el modo de vuelo Loiter. Al igual que en Alt-Hold se graficó la altura, la respuesta del GPS y la respuesta a Pitch y Roll con el fin de realizar un análisis comparativo, además en este modo de vuelo

se puede encontrar que el control horizontal se realiza con la velocidad por lo que se realizó la gráfica de velocidad en  $x$  actual y deseada.

En primer lugar la Figura 4.2(a) muestra la respuesta en altura, la conclusión es que el control de altura es el mismo que se utiliza para El modo de vuelo Alt-Hold como se ve en la figura 4.1(a). En la Figura 4.2(b) se muestra la corrección del GPS (Verde = Número de satélites y Rojo = Precisión del GPS) para esto lo que se hizo fue cambiar de posición el sistema de telemetría que generaba interferencia y realizar vuelos en áreas donde no se comprometiera la calidad de la señal.

En cuanto a la respuesta a Pitch y Roll el cambio que se observa es que para mantener la posición horizontal del vehículo ya no es necesario hacerlo desde el control remoto por lo que las entradas Rollin y Pitchin (Rojo y azul respectivamente) se encuentran en 0 durante el modo de vuelo loiter. En la figura 4.2(c) se puede observar también que las salidas de Roll y Pitch (Verde y Violeta) se manejan de manera automática para mantener la estabilidad del vehículo y a la vez hay salidas que a diferencia de Alt-Hold no oscilan alrededor de 0 sino que tienen un nivel sostenido o oscilan alrededor de otra referencia esto muestra la acción del control para mantener la posición geoespacial del GPS.

Aunque en la Figura 4.2(c) se puede apreciar como el control sigue una referencia, este efecto se evidencia mejor en la Figura 4.2(d) en donde se muestra que la salida Vex (Verde) intenta seguir a la referencia Dvex (Rojo).

# Capítulo 5

## Conclusiones

En el desarrollo de este proyecto, basado en el sistema de auto-pilotaje Ardupilot de 3D Robotics, se logró determinar los componentes necesarios para la realización de un vuelo autónomo; viéndose necesaria la implementación de una placa de distribución de potencia para el manejo de los motores, un control remoto programable Futaba, un sistema de posicionamiento geográfico (GPS) integrado en el Ardupilot, un sistema de telemetría, y una estación de control en tierra desde la cual a través del Mission Planner (de la plataforma de windows) se ubicaron los puntos de navegación (waypoints) de latitud, longitud y altura para generar la trayectoria de vuelo del QuadRotor.

Con la implementación de una placa de distribución de potencia se aseguraron las interconexiones entre los diferentes elementos electrónicos del Quadrotor (Control, ESC's, motores y batería) evitando así inconvenientes relacionados con la pérdida de potencia, caídas de voltaje (Brownout) y elevada interferencia electromagnética.

La integración de un sistema de telemetría facilita la realización de las calibraciones del compás, acelerómetros y el radiocontrol. Por otro lado permite mantener comunicación en tiempo real desde la estación de control en tierra con el QuadRotor, de esta manera se tiene control sobre los datos durante el vuelo.

Mediante las pruebas realizadas se determinó la respuesta particular de los modos de vuelo implementados (Stabilize, Alt-Hold, Loiter y Auto), y se logró observar como el control automático compensa las perturbaciones provenientes de condiciones ambientales, las cuales afectan otros modos de vuelo implementados tanto en altura como posición y estabilidad, permitiendo así mayor exactitud en el desarrollo de misiones de vuelo.

Las mediciones de los datos de vuelo realizadas mediante LOGS (Archivos de texto que almacenan la información del vuelo), permiten la detección de fallas y la corrección de errores, de esta manera se puede observar variables de vibración, seguimiento del control a las diferentes entradas (Pitch, Roll, Throttle entre otras) y validar los datos de GPS entre otros parámetros que son importantes para la realización de vuelos estables.

Para la implementación de modos de vuelo Automáticos, que dependen del GPS entre ellos el modo de vuelo Loiter, el procedimiento de compensación de los niveles de interferencia electromagnética, provocada por los motores y el flujo de corriente en la placa de distribución de potencia, es importante para obtener un control de posición estable y evitar errores relacionados con el compás magnético y el GPS que pueden llevar a errores de posición 3D.

Para obtener resultados óptimos en el modo de vuelo Auto es necesario asegurar el correcto funcionamiento de los modos de vuelo Stabilize, Alt-Hold Y loiter que son los encargados de la estabilidad y el control en posición del QuadRotor.

El desarrollo de misiones de vuelo automático simples son la base para la implementación de estos sistemas en diferentes aplicaciones, como vigilancia, inspección, seguimiento, entre otras aplicaciones. De esta manera queda como trabajo futuro la implementación de sistemas de visión y de diferentes sensores que permiten a los vehículos aéreos no tripulados su implementación en diferentes misiones tanto de carácter civil como militar.

Para obtener mejores resultados es necesario tener en cuenta implementar hardware adicional que permita tener control sobre los estados del vehículo especialmente los módulos de potencia que permiten administrar acciones de seguridad cuando hay problemas de carga

Alejar el compás de las fuentes de ruido electromagnético DC, mediante un soporte y un GPS y compás externo, mejora el rendimiento del vehículo en modos de vuelo que dependen del GPS.

El trabajo a futuro consiste en implementar sistemas que mejoren la seguridad en vuelo y permitan obtener un sistema a prueba de fallos, además de lograr el control de la carga útil. Para ello es necesario implementar hardware adicional como cámaras, FPV, y sensores sonar entre otros.

# Apéndice A

## Hardware adicional

Para lograr desarrollar misiones de vuelo concretas es necesario tener hardware adicional que permitirá tener mayor control sobre el estado del vehículo y lograr obtener datos relevantes para la misión deseada.

### A.1. Power Module

El modulo de potencia es un circuito que regula el voltaje de alimentación que se suministra al piloto automático. Este circuito, además, permite sensar corriente y voltaje de modo tal que se pueden configurar acciones cuando se presentan falla en la batería o el sistema de alimentación. En la figura A.2 se muestra un modulo de potencia . Este modulo permite manejar baterías hasta de 4 celdas y corrientes inferiores a 90A, para implementar en vehiculos con mayor consumo se utilizan otros sistemas como BEC's individuales y sensores de corriente como el Atto pilot de sparkfun.



Figura A.1: Módulo de potencia, [3]

### A.2. FPV y OSD

FPV (First Person View) y OSD (On Screen Display) son tecnologías que permiten obtener información visual del vehículo aéreo no tripulado en tiempo real por lo



que son adecuadas para realizar control basado en el procesamiento de imágenes. En la figura ?? se muestra algunos de los componentes del sistema FPV (Cámara HD, Tarjeta OSD y Batería). A estos se les agrega el transmisor de vídeo y el receptor en tierra.

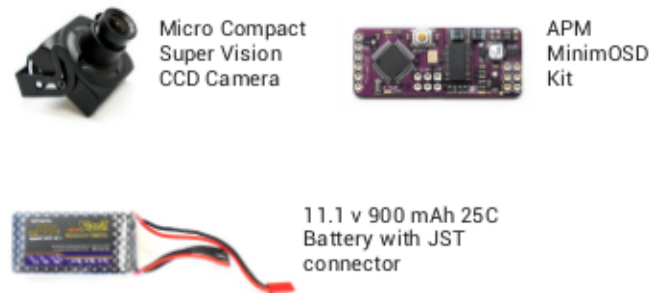


Figura A.2: FPV y OSD, [3]

### A.3. Cannon y CHDK

CHDK (Cannon Hack Development Kit) Es un desarrollo que permite controlar una cámara canon desde una conexión USB. Existen dos modos de funcionamiento. El modo simple es el disparo controlado por un cable usb. Este disparo se puede configurar y se genera controlando el voltaje en el cable USB (de 0 a 5v). El otro modo de uso es generando PWM que pueden ser interpretados por un Script programado en la cámara. de esta manera se puede controlar mas características como zomm, flash, en general diferentes al disparo. En la figura ?? se observa la implementación de una cámara Cannon con manejada por USB utilizando el firmware de CHDK

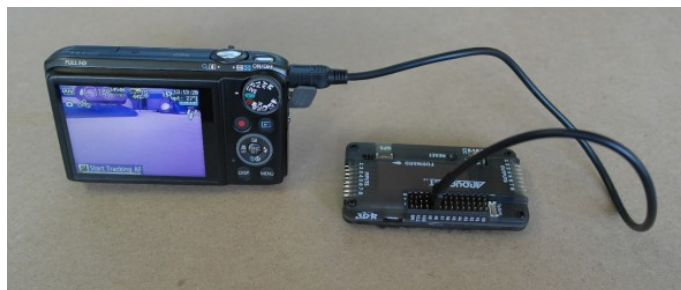


Figura A.3: Cannon con CHDK, [3]

# Bibliografía

- [1] 3D ROBOTICS. Apm: Copter code overview. <http://dev.ardupilot.com/wiki/apmcopter-code-overview/> (2000).
- [2] 3D ROBOTICS. Apm: Mision planner. <http://planner.ardupilot.com/> (2001).
- [3] 3D ROBOTICS. Apm:copter. <http://copter.ardupilot.com/> (2001).
- [4] 3D ROBOTICS. Manual de ensamblaje 3dr arducopter quad-c.
- [5] ALTUG, E., OSTROWSKI, J., AND TAYLOR, C. Quadrotor control using dual camera visual feedback. In *Robotics and Automation, 2003. Proceedings. ICRA '03. IEEE International Conference on* (Sept 2003), vol. 3, pp. 4294–4299 vol.3.
- [6] AUSTIN, R. *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*. John Wiley & Sons Ltd, 2010.
- [7] BARRIENTOS, A., J. DEL CERRO, P., MARTÍN, R. S., MARTINEZ, A., AND C.ROSSI. Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. tecnología y aplicaciones. *Grupo de Robótica y cibernética, Universidad Politécnica de Madrid* (2009).
- [8] BATURONE, A. *Robótica. Manipuladores y robots móviles*. ALFAOMEGA GRUPO EDITORIAL S.A., 2007.
- [9] FARID KENDOUL, ISABELLE FANTONI, K. N. Optic flow based vision system for autonomous 3d localization and control of small aerial vehicles. *Elsevier* (2009).
- [10] FERNANDO, H., DE SILVA, A., DE ZOYSA, M., DILSHAN, K., AND MUNASINGHE, S. Modelling, simulation and implementation of a quadrotor uav. In *Industrial and Information Systems (ICIIS), 2013 8th IEEE International Conference on* (Dec 2013), pp. 207–212.
- [11] GARETH OWEN. How to build your own quadcopter autopilot / flight controller. <http://ghowen.me/build-your-own-quadcopter-autopilot/> (2000).

- [12] HERNÁNDEZ, N., OCAÑA, M., PIZARRO, D., BERGARA, L., BAREA, R., LÓPEZ, E., AND HERRANZ, F. Interfaz de control de un robot aéreo quadrotor. aplicación a un sistema de detección de incendios. *Departamento de electrónica, Universidad de Alcalá* (2009).
- [13] HOBBYCO, INC. Electrify by great planes. <http://www.electrifly.com/> (2000).
- [14] HOBBYKING. Hobbyking.com. <http://www.hobbyking.com/> (2000).
- [15] LI, J., AND LI, Y. Dynamic analysis and pid control for a quadrotor. In *Mechanics and Automation (ICMA), 2011 International Conference on* (Aug 2011), pp. 573–578.
- [16] LI, X., AND YANG, L. Design and implementation of uav intelligent aerial photography system. In *Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics (IHMSC), 2012 4th International Conference on* (Aug 2012), vol. 2, pp. 200–203.
- [17] MA'SUM, M., ARROFI, M., JATI, G., ARIFIN, F., KURNIAWAN, M., MURSANTO, P., AND JATMIKO, W. Simulation of intelligent unmanned aerial vehicle (uav) for military surveillance. In *Advanced Computer Science and Information Systems (ICACISIS), 2013 International Conference on* (Sept 2013), pp. 161–166.
- [18] MEJIAS L., C. P. *COLIBRI: Vehículo Aéreo Autónomo Guiado por Visión para Inspección y Vigilancia*. 2007.
- [19] PAUL POUNDS, ROBERT MAHONY, P. C. Modelling and control of a quad-rotor robot. *Australian National University* (2009).
- [20] REAL, C. N. Control de un quadrotor mediante la plataforma arduino. *Universitat Politècnica de Catalunya* (2009).
- [21] SAMAD, A., KAMARULZAMAN, N., HAMDANI, M., MASTOR, T., AND HASHIM, K. The potential of unmanned aerial vehicle (uav) for civilian and mapping application. In *System Engineering and Technology (ICSET), 2013 IEEE 3rd International Conference on* (Aug 2013), pp. 313–318.
- [22] SHARP, C., SHAKERNIA, O., AND SASTRY, S. A vision system for landing an unmanned aerial vehicle. In *Robotics and Automation, 2001. Proceedings 2001 ICRA. IEEE International Conference on* (2001), vol. 2, pp. 1720–1727 vol.2.
- [23] SOLAQUE, L., AND RIAÑO, C. Modelado y diseño de controladores mediante modos deslizantes para la estabilización de un uav tipo quadrotor. *Universidad Militar Nueva Granada, Grupo de investigación GIDAM, Departamento de Ingeniería mecatrónica* (2010).
- [24] SOLAQUE, L., AND RIAÑO, C. Modelo dinámico para un uav tipo quadrotor. *Universidad Militar Nueva Granada, Grupo de investigación GIDAM, Departamento de Ingeniería mecatrónica* (2010).

[25] T.J.KOO, D.H.SHIM, O.SHAKERNIA, B.SINOPOLI, F.HOFFMANN, AND S.SASTRY. Hierarchical hybrid system design on berkeley uav.

[26] WILDI, T. *Máquinas Eléctricas y Sistemas de Potencia*. PEARSON EDUCACIÓN, 2007.