



Universidad de San Carlos de Guatemala
Facultad de Ingeniería
Escuela de Ingeniería Mecánica Eléctrica

**DISEÑO Y ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONÓMICA DE UN PROTOTIPO
DE SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO DE VIGILANCIA**

Kristoffer Jaffid Silva González

Asesorado por el Ing. Byron Odilio Arrivillaga Méndez

Guatemala, mayo de 2015

UNIVERSIDAD DE SAN CARLOS DE GUATEMALA



FACULTAD DE INGENIERÍA

**DISEÑO Y ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONÓMICA DE UN PROTOTIPO
DE SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO DE VIGILANCIA**

TRABAJO DE GRADUACIÓN

PRESENTADO A LA JUNTA DIRECTIVA DE LA
FACULTAD DE INGENIERÍA

POR

KRISTOFFER JAFFID SILVA GONZÁLEZ

ASESORADO POR EL ING. BYRON ODILIO ARRIVILLAGA MÉNDEZ

AL CONFERÍRSELE EL TÍTULO DE

INGENIERO EN ELECTRÓNICA

GUATEMALA, MAYO DE 2015

UNIVERSIDAD DE SAN CARLOS DE GUATEMALA
FACULTAD DE INGENIERÍA



NÓMINA DE JUNTA DIRECTIVA

DECANO	Ing. Angel Roberto Sic García
VOCAL I	
VOCAL II	Ing. Pablo Christian de León Rodríguez
VOCAL III	Inga. Elvia Miriam Ruballos Samayoa
VOCAL IV	Br. Narda Lucía Pacay Barrientos
VOCAL V	Br. Walter Rafael Véliz Muñoz
SECRETARIO	Ing. Hugo Humberto Rivera Pérez

TRIBUNAL QUE PRACTICÓ EL EXAMEN GENERAL PRIVADO

DECANO	Ing. Murphy Olympto Paiz Recinos
EXAMINADOR	Ing. Julio César Solares Peñate
EXAMINADOR	Ing. Armando Alonso Rivera Carrillo
EXAMINADOR	Ing. Otto Fernando Andrino González
SECRETARIO	Ing. Hugo Humberto Rivera Pérez

HONORABLE TRIBUNAL EXAMINADOR

En cumplimiento con los preceptos que establece la ley de la Universidad de San Carlos de Guatemala, presento a su consideración mi trabajo de graduación titulado:

DISEÑO Y ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONÓMICA DE UN PROTOTIPO DE SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO DE VIGILANCIA

Tema que me fuera asignado por la Dirección de la Escuela de Ingeniería Mecánica Eléctrica, con fecha 28 de enero de 2013.

Kristoffer Jaffid Silva González

Guatemala, 6 de febrero de 2015

Ingeniero Carlos Eduardo Guzmán Salazar
Coordinador Área Electrónica
Escuela de Ingeniería Mecánica – Eléctrica
Facultad de Ingeniería
Universidad de San Carlos de Guatemala
Presente

Estimado Ingeniero Guzmán:

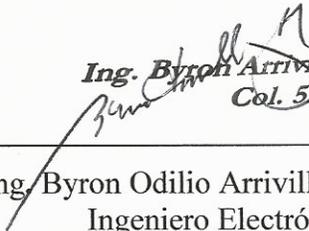
Me complace informarle, que ha sido concluido de manera satisfactoria el Trabajo de Graduación: **“DISEÑO Y ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONÓMICA DE UN PROTOTIPO DE SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO DE VIGILANCIA”** asesorado por mi persona y elaborado por el estudiante, **Kristoffer Jaffid Silva González**, de la carrera de **INGENIERÍA ELECTRONICA**, No. de Carné: **2007-14638**

En mi calidad de asesor, considero que el presente trabajo elaborado por el estudiante, es un aporte de utilidad para la industria y que llena los requisitos que su uso implicaría.

Por lo tanto, luego de realizar las revisiones correspondientes, cumplir con todos los requisitos y lograr los objetivos establecidos en el presente Trabajo de Graduación, lo apruebo y solicito su autorización, en el entendido de que el autor es el responsable del contenido del mismo.

Y para los usos que al interesado convenga, extiendo, y firmo la presente a los 6 días del mes de febrero de 2015.

Atentamente,


Ing. Byron Arrivillaga Méndez
Col. 5217

Ing. Byron Odilio Arrivillaga Méndez
Ingeniero Electrónico
Colegiado 5217



Ref. EIME 18. 2015
Guatemala, 9 de marzo 2015.

Señor Director
Ing. Guillermo Antonio Puente Romero
Escuela de Ingeniería Mecánica Eléctrica
Facultad de Ingeniería, USAC.

Señor Director:

Me permito dar aprobación al trabajo de Graduación titulado: **DISEÑO Y ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONÓMICA DE UN PROTOTIPO DE SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO DE VIGILANCIA**, del estudiante **Kristoffer Jaffid Silva González**, que cumple con los requisitos establecidos para tal fin.

Sin otro particular, aprovecho la oportunidad para saludarle.

Atentamente,
ID Y ENSEÑAD A TODOS

Ing. Carlos Evaristo Guzmán Salazar
Coordinador Área Electrónica



STO



REF. EIME 18. 2015.

El Director de la Escuela de Ingeniería Mecánica Eléctrica, después de conocer el dictamen del Asesor, con el Visto Bueno del Coordinador de Área, al trabajo de Graduación del estudiante; **KRISTOFFER JAFFID SILVA GONZÁLEZ** titulado: **DISEÑO Y ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONÓMICA DE UN PROTOTIPO DE SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO DE VIGILANCIA,** procede a la autorización del mismo.

Ing. Guillermo Antonio Puente Romero



GUATEMALA, 17 DE ABRIL 2015.



DTG. 219.2015

El Decano de la Facultad de Ingeniería de la Universidad de San Carlos de Guatemala, luego de conocer la aprobación por parte del Director de la Escuela de Ingeniería Mecánica Eléctrica, al Trabajo de Graduación titulado: **DISEÑO Y ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONÓMICA DE UN PROTOTIPO DE SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO DE VIGILANCIA**, presentado por el estudiante universitario: **Kristoffer Jaffid Silva González**, y después de haber culminado las revisiones previas bajo la responsabilidad de las instancias correspondientes, autoriza la impresión del mismo.

IMPRÍMASE:

Ing. Angel Roberto Sic García
Decano

Guatemala, 22 de mayo de 2015

/gdech



ACTO QUE DEDICO A:

Dios

Por darme todo lo necesario para cumplir mis metas y brindarme las oportunidades para tener éxito.

Mi madre

Ericka González, por inculcarme los valores y aptitudes necesarios para la vida, por el esfuerzo para sacar a la familia adelante y, por todo el cariño durante los años que llevo de mi vida.

Mi bisabuela

Amanda Irene de Rivera (q. e. p. d.), por todo el cariño y cuidados que me brindó durante mi niñez, y por enseñarme el valor de ayudar al prójimo sin esperar nada a cambio.

AGRADECIMIENTOS A:

Mi Madre

Por brindarme los recursos para tener una carrera profesional.

Mis familiares

Mis abuelos, tíos, primos, a los familiares que están cerca y a los que están lejos, por brindarme su cariño y apoyo durante los momentos difíciles.

Mi asesor

Ing. Byron Odilio Arrivillaga Méndez, por su valiosa asesoría y por compartirme su experiencia profesional.

Mis amigos

Por su apoyo brindado en momentos difíciles y por todas las anécdotas vividas, las cuales alegraron mi vida durante el camino de mis estudios.

ÍNDICE GENERAL

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES.....	VII
LISTA DE SÍMBOLOS	XI
GLOSARIO	XV
RESUMEN.....	XXI
OBJETIVOS.....	XXIII
INTRODUCCIÓN.....	XXV
1. FUNDAMENTOS DE UN SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO.....	1
1.1. Qué es un sistema aéreo no tripulado.....	1
1.2. Elementos que integran un UAS	3
1.2.1. UAV	3
1.2.1.1. Clasificación.....	5
1.2.1.2. Aplicaciones.....	9
1.2.1.3. Historia de los UAV.....	10
1.2.2. Estación de mando	13
1.2.3. Sistemas de comunicaciones	15
1.2.4. Sistema de navegación	16
1.2.5. Elemento humano.....	17
1.2.6. Carga útil del UAV	17
2. ARQUITECTURA GENERAL DE LOS SISTEMAS AÉREOS NO TRIPULADOS	19
2.1. Dinámica de movimiento	19
2.1.1. Rotación alrededor del eje X o el eje Y.....	20
2.1.2. Rotación alrededor del eje Z.....	21

2.1.3.	Control de altitud	24
2.2.	Motores de corriente directa.....	24
2.2.1.	Motores CD con escobillas.....	25
2.2.2.	Motores CD sin escobillas	27
2.3.	Hélices	29
2.4.	Controlador electrónico de velocidad (ESC)	32
2.4.1.	Regulador de voltaje de batería	33
2.5.	Alimentación.....	34
2.5.1.	Baterías de níquel-cadmio Ni-Cd	36
2.5.2.	Baterías de níquel-metal-hidruro Ni-MH.....	36
2.5.3.	Baterías de iones de litio Li-ion	36
2.5.4.	Baterías de polímero de litio Li-Po	37
2.5.5.	Baterías de litio y fosfato de hierro LiFePO4	37
2.6.	Unidad de medición inercial	38
2.6.1.	Microcontrolador.....	38
2.6.2.	Sensores	39
2.6.3.	Giroscopio	40
2.6.4.	Acelerómetro	41
2.7.	Radio control	42
2.8.	Telemetría	44
2.9.	Vista en primera persona	45
2.9.1.	Cámaras.....	45
2.9.2.	Transmisor y receptor de video	47
2.9.3.	OSD	48
3.	DISEÑO DE UN PROTOTIPO DE SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO PARA VIGILANCIA.....	49
3.1.	Configuración	49
3.2.	Análisis de pesos	51

3.3.	Motores.....	51
3.4.	Controlador electrónico de velocidad	53
3.5.	Hélices.....	54
3.6.	Batería	54
3.7.	Estimación del desempeño.....	55
3.8.	IMU.....	61
3.9.	Radio control	63
3.10.	Telemetría	63
3.11.	GPS.....	65
3.12.	Cámara de video	65
3.13.	Estructura del vehículo	66
4.	PROCEDIMIENTOS PARA EL DESARROLLO DE UN PROTOTIPO ...	69
4.1.	Estación de mando.....	69
4.1.1.	Mission Planner	70
4.2.	Fabricación de la estructura	71
4.3.	Ensamblaje.....	73
4.4.	Configuración	76
4.4.1.	Firmware.....	76
4.4.2.	Calibración.....	78
4.4.2.1.	Radio control.....	78
4.4.2.2.	Magnetómetro.....	80
4.4.2.3.	Acelerómetro	81
4.4.2.4.	Calibración de las hélices	82
4.4.3.	Tipo de estructura.....	83
4.4.4.	Controlador electrónico de velocidad ESC	84
4.4.5.	Dirección de giro de los motores	85
4.4.6.	Modos de vuelo	85
4.4.7.	Telemetría.....	87

4.4.8.	Monitor de batería	89
4.4.9.	Parámetros PID	90
4.4.10.	Modo a prueba de fallas	92
5.	CARACTERÍSTICAS FUNCIONALES DEL PROTOTIPO	95
5.1.	Autonomía	95
5.1.1.	Duración de la batería en estacionario	95
5.1.2.	Duración de la batería en movimiento	95
5.2.	Telemetría	96
5.2.1.	Alcance del enlace de telemetría	96
5.2.2.	Registro de datos de vuelo	99
5.2.2.1.	Dataflash Logs	99
5.2.2.2.	Telemetry Logs	101
5.2.3.	Registro de imágenes	103
5.3.	Control del vuelo del vehículo	105
5.3.1.	Control del vuelo mediante radio control o RC	105
5.3.2.	Control del vuelo mediante el módulo de telemetría	107
5.3.3.	Control del vuelo mediante piloto automático	108
5.4.	Planificación de las misiones	109
6.	ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONÓMICA DE LA IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA	113
6.1.	Componentes utilizados	113
6.2.	Estudio económico	114
6.2.1.	Alternativas del estudio económico	114
6.2.2.	Costo inicial del sistema	115
6.2.3.	Costo anual de operación	117

6.2.4.	Tasa mínima aceptable de rendimiento (TMAR)	122
6.2.5.	Análisis de valor presente de las alternativas planteadas	123
6.2.6.	Análisis del periodo de recuperación	125
CONCLUSIONES		129
RECOMENDACIONES		131
BIBLIOGRAFÍA		133
APÉNDICES		135
ANEXOS		141

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES

FIGURAS

1.	Elementos que integran un UAS	3
2.	RQ-1 PREDATOR UAV	5
3.	Tipos de UAV	7
4.	UAV desarrollado por Lawrence y Sperry en 1916	10
5.	UAV Firebee desarrollado en 1970	11
6.	UAV HELIOS, de uso civil desarrollado por la NASA.....	12
7.	UAV PROTEUS	13
8.	Estación de mando	14
9.	Torrete gimbal.....	18
10.	Arquitectura de un tricóptero.....	19
11.	Diagrama de rotación en el eje y de un multirotor.....	20
12.	Mecanismo de rotor girado por un servo.....	23
13.	Esquema de un motor DC con escobillas	26
14.	Partes de un motor CD con escobillas	26
15.	Motor Brushless	27
16.	Ángulos de una hélice	30
17.	Hélice de paso invertido y de paso normal.....	31
18.	Controlador electrónico de velocidad	34
19.	Acelerómetro.....	41
20.	Radio transmisor y receptor	44
21.	Cámara Pixim.....	46
22.	Transmisor y receptor de video de 2.4Ghz	47
23.	Mini OSD.....	48

24.	Configuraciones de un multirotor	50
25.	Rectas de respuesta de motor	52
26.	Herramienta <i>on-line</i> ecalc	55
27.	Parámetros del vehículo	56
28.	Observaciones del desempeño del vehículo	56
29.	Características del motor al máximo	60
30.	Placa Ardupilot.....	62
31.	Módulo HM-TRP	64
32.	Diseño de la estructura del vehículo	66
33.	Centro de masa del diseño	67
34.	Distancia entre motores del diseño.....	68
35.	Estación de mando	70
36.	Pantalla del Mission Planner.....	71
37.	Placa de polimetilmetacrilato utilizada en la estructura del prototipo	72
38.	Esquema general de conexión de los componentes	74
39.	Ensamblaje del motor de cola.....	75
40.	Prototipo ensamblado en su totalidad.....	75
41.	Pantalla de instalación de <i>firmware</i>	77
42.	Pantalla de la calibración del radio control.....	79
43.	Pantalla de valores de calibración de radio control.....	80
44.	Pantalla de calibración del magnetómetro	80
45.	Pantalla de la calibración del acelerómetro	81
46.	Dispositivo para calibrar hélices	82
47.	Ejemplo de calibración de hélice	83
48.	Pantalla de configuración del tipo de estructura	83
49.	Motor con sus cables de fase	85
50.	Pantalla de configuración de modos de vuelo	86
51.	Pantalla de configuración de telemetría.....	88
52.	Pantalla de configuración del monitor de batería	90

53.	Pantalla configuración de parámetros PID	91
54.	Pantalla configuración de modo a prueba de fallas.....	92
55.	Distancia <i>versus</i> potencia RX	98
56.	Ventana de Dataflash Logs	100
57.	Ventana de Log Browse	101
58.	Pestaña de Telemetry Logs	102
59.	Gráficas de Tuning.....	103
60.	Ejemplo del registro de imágenes	104
61.	Variables controladas por las palancas de un control RC.....	106
62.	Configuración de Joystick	107
63.	Ícono del punto de <i>home</i>	110
64.	Listado de puntos de vuelo	111
65.	Ejemplo de una misión de vuelo	112

TABLAS

I.	Clasificación de los UAV	6
II.	Comparativa de UAV de corto alcance	8
III.	Comparativa de baterías	37
IV.	Comparación de IMU	61
V.	Componentes utilizados	113
VI.	Costo inicial de la opción 1.....	116
VII.	Costo inicial de la opción 2.....	116
VIII.	Costo inicial de la opción 3.....	117
IX.	Consumo de energía eléctrica anual.....	118
X.	Costo de operación anual opción 1	118
XI.	Consumo anual de combustible de la opción 2.....	120
XII.	Costo de operación anual de la opción 2	120
XIII.	Consumo anual de combustible para la opción 3.....	121

XIV.	Costo de operación anual de la opción 3.....	122
XV.	Costo de las tres alternativas del estudio económico	124
XVI.	Sumatoria de FEN para la opción 1 <i>versus</i> la opción 2	127
XVII.	Sumatoria de FEN para la opción 1 <i>versus</i> la opción 3	128

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolo	Significado
A	Amperio
c	Capacidad de una batería
KV	Constante de tamaño de motor
CC	Corriente continua
CD	Corriente directa
C	Coulomb
dB	Decibelios
dBm	Decibelios con referencia a 1mW
FM	Frecuencia modulada
GHz	Gigahertz
hPa	Hectopascal
h	Hora

Li-ion	Iones de litio
kg	Kilogramo
kg/m³	Kilogramo por metro cúbico
km	Kilometro
lb	Libra
LiFePO₄	Litio y fosfato de hierro
MHz	Megahertz
m	Metro
mA	Miliamperio
mm	Milímetro
mm²	Milímetro cuadrado
mm³	Milímetro cúbico
mW	Milliwatt
Ni-Cd	Níquel-cadmio
Ni-MH	Níquel-metal-hidruro

Li-Po	Polímero de litio
s	Segundo
V	Voltio
W	Watt
Wh/kg	Watt hora por kilogramo

GLOSARIO

Aerodinámica	Rama de la mecánica de fluidos que estudia las acciones que aparecen sobre los cuerpos sólidos cuando existe un movimiento relativo entre estos y el fluido que cubre, siendo este último un gas y no un líquido.
Aspa o hélice	Dispositivo mecánico formado por un conjunto de elementos denominados palas, las cuales van montadas de forma concéntrica en un eje que al girar, trazan un movimiento rotativo en un plano.
Bobina	Componente pasivo del circuito eléctrico que incluye un alambre aislado, el cual se arrolla en forma de hélice. Esto le permite almacenar energía en un campo magnético a través de un fenómeno conocido como autoinducción.
Carga útil	Todos los elementos que puede llevar una aeronave, que no son parte de los equipos que utiliza para funcionar.
Diferencia de potencial	Valor escalar que indica el trabajo que se debe realizar para mover una carga eléctrica.

Downlink	Enlace en el cual se recibe la información de un receptor.
Drone	Vehículo aéreo no tripulado, el cual cumple tareas programadas fuera del alcance visual del operador.
DSP	El procesador digital de señales o DSP, por sus siglas en inglés, digital signal processor es un sistema basado en un microprocesador que posee un conjunto de instrucciones, optimizados para aplicaciones que requieran operaciones numéricas a muy alta velocidad.
Enlace dúplex	Sistema que es capaz de mantener una comunicación bidireccional, enviando y recibiendo mensajes de forma simultánea.
FET	Familia de transistores que se basan en el campo eléctrico para controlar la conductividad de un canal en un material semiconductor. Los FET pueden plantearse como resistencias controladas por diferencia de potencial.
FHSS	Espectro ensanchado por salto de frecuencia, técnica de modulación en espectro ensanchado en el que la señal se emite sobre una serie de radiofrecuencias aparentemente aleatorias, saltando de frecuencia en frecuencia, sincrónicamente con el transmisor.

Firmware	Bloque de instrucciones de máquina para propósitos específicos, grabado en una memoria, normalmente de lectura/escritura (ROM, EEPROM, flash, entre otros), que establece la lógica de más bajo nivel que controla los circuitos electrónicos de un dispositivo de cualquier tipo.
FPGA	Por sus siglas en inglés, Field Programmable Gate Array, dispositivo lógico programable, es decir un chip cuyas compuertas lógicas a nivel físico se pueden programar para que cambien de función.
GPS	Sistema de posicionamiento global, por sus siglas en inglés, Global Positioning System es un sistema de navegación basado en satélites, el cual brinda la posición de un objeto basado en la técnica de triangulación.
Half-duplex	Método que utiliza un protocolo de comunicación para el envío de información de forma bidireccional, pero no simultáneo, en una sola vía a la vez.
Inteligencia artificial	Capacidad de razonar de un agente no vivo.
Magnetómetro	Dispositivos que sirven para cuantificar en fuerza o dirección la señal magnética de una muestra.
Multirotor	Cuenta con 3 o más motores, los cuales van montados sobre un mismo eje.

Open Source	Programas informáticos que permiten el acceso a su código de programación, lo que facilita las modificaciones por parte de otros programadores ajenos a los creadores originales de los programas en cuestión.
Polimetilmetacrilato	Placa de acrílico que se obtiene de la polimerización del metacrilato de metilo, y la presentación más frecuente que se encuentra en la industria del plástico es en gránulos o en placas.
PSOC	Por sus siglas en inglés, Programmable System on Chip, son microcontroladores cuya principal característica es que cuentan con módulos tanto análogos y digitales en un solo chip, asimismo pueden reconfigurar dinámicamente las entradas y salidas de estos módulos.
Rotor	Componente que gira en una máquina eléctrica, sea esta un motor o un generador eléctrico. Junto con su contraparte fija, el estator, forma el conjunto fundamental para la transmisión de potencia en motores y máquinas eléctricas en general.
RPV	Por sus siglas en inglés, Remotely Piloted Vehicle. Vehículo pilotado de forma remota.
Sistema Gimbal	Soporte con pivot que permite la rotación de un objeto alrededor de un solo eje.

SIT	Superintendencia de Telecomunicaciones de Guatemala.
Sustentación	La fuerza desarrollada por un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo arriba, y cuya dirección es perpendicular al viento relativo.
Traslación	Movimiento en el cual se modifica la posición de un objeto, en contraposición a una rotación.
UART	Por sus siglas en inglés, Universal Asynchronous Receiver Transmitter es un puerto de comunicación serial asíncrona, la cual permite compartir información entre dos periféricos.
UAS	Por sus siglas en inglés, Unmanned Aircraft Systems, sistema aéreo no tripulado.
UAV	Por sus siglas en inglés, Unmanned Aerial Vehicle, vehículo aéreo no tripulado.
UMA	Unmanned Air Vehicle, vehículo de aire no tripulado.
Uplink	Enlace en el cual se envía la información a un receptor.

RESUMEN

El presente trabajo de graduación describe los fundamentos de los sistemas aéreos no tripulados, su historia y los elementos que lo conforman.

Asimismo, la arquitectura general de los sistemas aéreos no tripulados, en la cual están los alcances de cada componente del diseño.

Una vez establecida la arquitectura, se definió el diseño de un prototipo, el cual se desarrolló mediante las herramientas existentes para el diseño industrial de máquinas, también se define cuáles son las configuraciones que requieren los equipos.

Se definen los procedimientos para el desarrollo del prototipo, los cuales permiten evaluar el desempeño del diseño. Iniciando con el desarrollo de la estación de mando, luego la fabricación de la estructura y ensamblaje del vehículo, para terminar con la configuración y calibración de todos los equipos y sensores que dispondrá el sistema.

Se realizó una descripción de las características funcionales con las que cuenta el prototipo, como la autonomía, métodos de control de vuelo, planificación de misiones, registro de datos de vuelo, imágenes capturadas, entre otros.

También se llevó a cabo un estudio de factibilidad económica, en el cual se evalúa el costo inicial del sistema, el costo anual de operación, la tasa

mínima aceptable de rendimiento, el periodo de recuperación de la inversión inicial, entre otros.

OBJETIVOS

General

Desarrollar el diseño y estudio de factibilidad económica de un prototipo de sistema aéreo no tripulado de vigilancia.

Específicos

1. Presentar los fundamentos de los sistemas aéreos no tripulados.
2. Presentar la arquitectura general de los sistemas aéreos no tripulados.
3. Diseñar un prototipo de sistema aéreo no tripulado para vigilancia.
4. Describir los procedimientos para el desarrollo de un prototipo.
5. Describir las características funcionales del prototipo.
6. Presentar un estudio de factibilidad económica de la implementación del sistema.

INTRODUCCIÓN

Actualmente, es importante realizar estudios sobre el diseño de un sistema aéreo no tripulado, el cual se puede definir como un conjunto de dos subsistemas principales, un vehículo aéreo no tripulado (UAV) que es el elemento que desarrolla la acción de vigilancia de manera autónoma, y una estación de mando, permita realizar el control automático o manual del vehículo aéreo no tripulado (UAV).

La característica principal de los sistemas aéreos no tripulados es que el sistema es capaz de hacer vigilancias a baja altura de una forma sigilosa, mediante cámaras y la transmisión de video. Estos sistemas permiten programar su rutina de vuelo para cumplir misiones predefinidas por una estación de mando.

El vehículo aéreo no tripulado (UAV) involucra varios subsistemas, los cuales incluyen diferentes elementos como el GPS, motores, baterías, controladores electrónicos de velocidad, hélices, unidades de medición inercial, microcontroladores, sensores, giroscopios, acelerómetros, radio control, telemetría, entre otros.

La estación de mando es la encargada de la visualización de los datos de telemetría del vehículo aéreo no tripulado (UAV), así como la localización en un mapa del vehículo. Permite programar las misiones de vuelo, así como la calibración de todos los sensores que lleva a bordo el vehículo aéreo no tripulado (UAV).

1. FUNDAMENTOS DE UN SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO

1.1. Qué es un sistema aéreo no tripulado

Unmanned Aircraft Systems (UAS) es solo un sistema como cualquier otro. Siempre debe ser considerado como tal; comprende un número de subsistemas que incluyen: la aeronave denominada como vehículo aéreo no tripulado o Unmanned Aerial Vehicle (UAV), sus cargas, la estación de mando, otras estaciones remotas, subsistemas de lanzamiento y de recuperación de aeronaves, subsistemas de apoyo, los subsistemas de comunicación, subsistemas de transporte, entre otros.

Las aeronaves no tripuladas no deben ser confundidas con las aeronaves de control remoto o con *drones*, como suele suceder por los medios de comunicación. Una aeronave de control remoto se utiliza solo para el deporte y deben permanecer a la vista del operador, quien se limita a instruir a la aeronave para subir o bajar o girar a la izquierda o a la derecha.

Un *drone* se requiere para volar fuera de la vista del operador, pero tiene cero inteligencia, simplemente se lanzó a una misión preprogramada en una trayectoria preprogramada y un retorno a la base. No se comunica y los resultados de la misión, por ejemplo, las fotografías, generalmente no se obtienen hasta que regresa a la base.

Un UAV por otro lado, tendrá un grado mayor de inteligencia automática. Será capaz de comunicarse con su controlador y de devolver los datos de la

carga útil, tales como las imágenes electro-ópticas o térmicas, junto con su información primaria, como la posición, velocidad, rumbo y altitud.

También transmite información en cuanto a su condición, se refiere a menudo como datos de servicio, cubriendo aspectos, como la cantidad de combustible que tiene, las temperaturas de los componentes; por ejemplo: motores o aparatos electrónicos.

Si se produce un fallo en cualquiera de los subsistemas o componentes, el UAV debe ser diseñado para que de forma automática tome medidas correctivas y alerte a su operador del evento. En el caso, por ejemplo, que la comunicación por radio entre el operador y el UAV se rompa, entonces el UAV tiene que ser programado para realizar la búsqueda del haz de radio, y volver a establecer contacto, o para cambiar a una banda de frecuencia diferente si el radio enlace es dúplex.

En algunos sistemas se están haciendo intentos para poner en práctica la capacidad de toma de decisiones a bordo, usando inteligencia artificial, con el fin de proveerlo de autonomía de operación. A diferencia de la toma de decisiones automática.

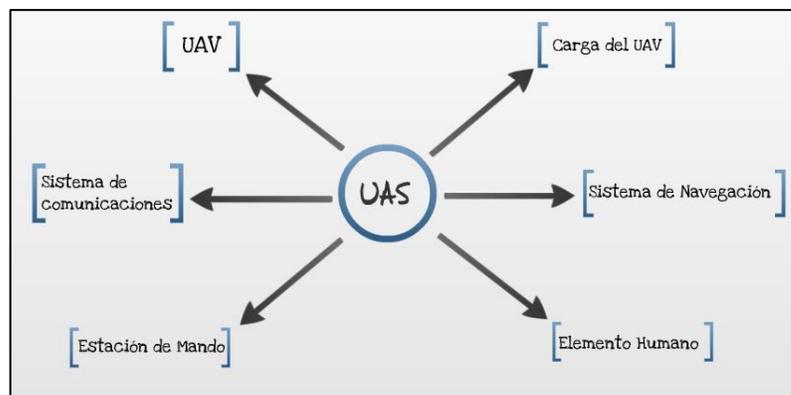
El desarrollo y la operación de UAS se ha expandido rápidamente como la tecnología en los últimos 30 años, al igual que con muchas nuevas tecnologías, la terminología utilizada ha cambiado con frecuencia durante ese período. Las iniciales Remotely Piloted Vehicle (RPV) fueron utilizadas originalmente para los aviones no tripulados, pero con la aparición de los sistemas de despliegue de vehículos terrestres o subacuáticos, otros acrónimos o iniciales fueron adoptadas para aclarar la referencia a los sistemas de vehículos aéreos. Estos incluían en el pasado, Unmanned Air Vehicle (UMA), pero las iniciales

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) son ahora, generalmente usados, para denotar el elemento aeronave de un UAS. Sin embargo, los UAV se interpretan a veces como uninhabited air vehicle o vehículo aéreo deshabitado, con el fin de reflejar la situación de que el sistema global está tripulado en la medida que no es exclusivamente autónomo, sino que es mandado por un humano en algún lugar del sistema. Recientemente se han introducido las iniciales sistema aéreo no tripulado (UAS).

1.2. Elementos que integran un UAS

La figura 1 muestra los elementos que integran un UAS.

Figura 1. Elementos que integran un UAS



Fuente: elaboración propia.

1.2.1. UAV

Acrónimo del inglés Unmanned Aerial Vehicle, que traducido al castellano significa vehículo aéreo no tripulado. Se entiende por como toda aeronave que es capaz de navegar sin llevar a bordo ningún piloto, estas aeronaves pueden

ser controladas desde una estación de control en tierra o llevar planes de vuelo en una programación preestablecida. Los UAV suelen llevar en su interior cámaras, sensores, equipos de comunicación u otro tipo de carga, según sea la misión que se vaya a desarrollar.

Han sido utilizadas en aplicaciones militares, tales como reconocimiento de terreno y ataque. En los últimos años, investigadores del ámbito de la robótica e inteligencia artificial, así como de aeronáutica, están enfocando sus esfuerzos hacia estas aeronaves para aplicar dicho concepto en aplicaciones civiles. En la actualidad se puede encontrar con situaciones en las que la visión aérea sería de gran ayuda, por ejemplo, en la detección de incendios, control policial en situaciones de riesgo, reconocimiento de desastres naturales. Estos son algunos en los que se puede aplicar el concepto de UAV en misiones civiles.

Los UAV pueden ser de tamaños muy variables, desde los micro, como el Black Widow de 15 cm de diámetro hasta los *Global Hawk* de 40 m de envergadura, de diferentes sistemas de sustentación (ala fija, rotatorias, batientes, más ligeros que el aire, etc.) o de diferentes sistemas de propulsión (motores gasolina, motores diésel, turbohélices, turborreactores, motores eléctricos, entre otros).

Las ventajas de un UAV se pueden resumir en un menor costo que las aeronaves tripuladas, no se arriesgan vidas, capacidad de incorporar muchos sensores y la posibilidad de acceder a sitios peligrosos o de difícil acceso.

Figura 2. **RQ-1 PREDATOR UAV**



Fuente: ZALOGA, Steven. *Unmanned Aerial Vehicles*. p. 31.

1.2.1.1. Clasificación

En la actualidad se puede clasificar a los UAV, según sus características de vuelo, como se observa en la tabla I. Esta comparativa abarca tanto aplicaciones civiles como militares.

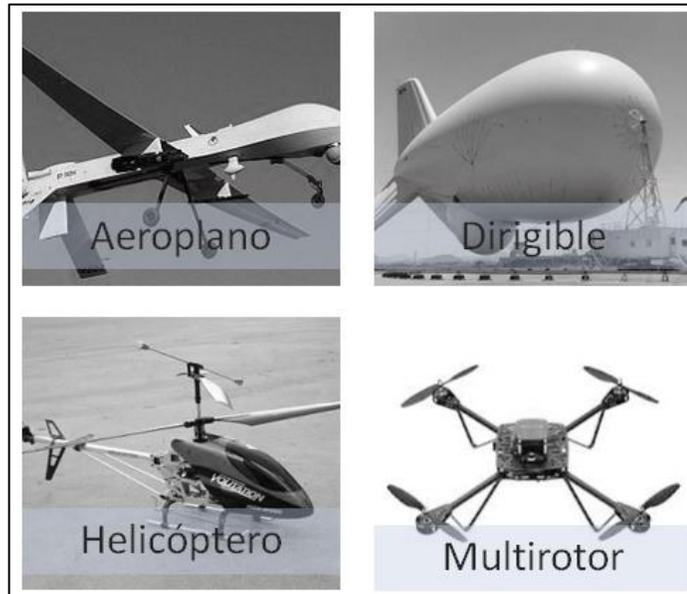
Tabla I. **Clasificación de los UAV**

Categoría	Acrónimo	Alcance (km)	Altitud de vuelo (m)	Autonomía (h)	Carga máxima (kg)
Micro < 250 gr	Micro	< 10	250	1	< 5
Mini < 25 kg	Mini	< 10	150 y 300	< 2	< 30
Alcance cercano	CR	10 a 30	3.000	2 a 4	150
Alcance corto	SR	30 a 70	3.000	3 a 6	200
Alcance medio	MR	70 a 200	5.000	6 a 10	1.250
Altitud baja	LADP	> 250	50 a 9.000	0,5 a 1	350
Autonomía media	MRE	> 500	8.000	10 a 18	1.250
Autonomía alta Altitud baja	LALE	> 500	3.000	> 24	< 30
Autonomía alta Altitud media	MALE	> 500	14.000	24 a 48	1.500
Autonomía alta Altitud alta	HALE	> 2.000	20.000	24 a 48	12.000
Combate	UCAV	1500	10.000	2	10.000
Ofensivo	LETH	300	4.000	3 a 4	250
Señuelo	DEC	500	5.000	< 4	250

Fuente: NADALES, Christian. *Control de un Quadrotor mediante la plataforma Arduino*. p. 2.

También se pueden clasificar los UAV por el tipo de aeronave, como se observa en la figura 3.

Figura 3. Tipos de UAV



Fuente: elaboración propia, Microsoft Visio.

La principal ventaja de los aeroplanos es la facilidad de control y guiado, así como su alta fiabilidad ante condiciones extremas o difíciles. El problema más grande es su falta de maniobrabilidad en espacios reducidos.

Los dirigibles destacan por su estabilidad en el aire y su gran autonomía. En contra tienen una reducida relación capacidad de carga/volumen. Su principal problema es la poca maniobrabilidad. Son muy adecuados para tareas de interiores, siempre que sean interiores de dimensiones grandes, por ejemplo, un estadio o salas de conciertos.

Los vehículos más utilizados en condiciones de poco alcance (menos de 10 km), sin duda son los helicópteros, ya que tienen una relación capacidad de carga/volumen muy grande, pero presentan una gran dificultad de control. En

los multirrotores, una de las características que destacan sobre los otros vehículos es su dinámica como capacidad de vuelo lo hacen único en maniobrabilidad. La capacidad de vuelo, ya que en interiores lo diferencia del resto, consiguiendo así una de las características más importantes a la hora de elegir un UAV u otro. En la tabla II se puede observar una comparativa según la aeronave de los UAV civiles de corto alcance, o de menos de 30 km de alcance.

Tabla II. **Comparativa de UAV de corto alcance**

Característica	Helicóptero	Aeroplanos	Dirigibles	Multirrotor
Capacidad de vuelo estacionario	***	N/A	****	***
Velocidad de desplazamiento	***	****	*	**
Maniobrabilidad	***	*	*	****
Autonomía de vuelo	**	***	****	*
Resistencia a perturbaciones externas	**	****	*	**
Auto Estabilidad	*	***	***	**
Capacidad de vuelos Verticales	****	*	**	****
Capacidad de carga	***	***	*	**
Capacidad de vuelo en Interiores	**	*	***	****
Techo de vuelo	**	****	***	*

Fuente: NADALES, Christian. *Control de un Quadrotor mediante la plataforma arduino*. p. 4.

1.2.1.2. Aplicaciones

En la actualidad, las principales aplicaciones de los UAV son relacionadas a las militares, y las principales inversiones son impulsadas por los futuros escenarios militares. La mayoría de los sistemas no tripulados de aviones militares se utilizan, principalmente, para la inteligencia, vigilancia, reconocimiento y ataques.

La próxima generación de vehículos aéreos no tripulados realizarán misiones más complejas, como: el combate aéreo; detección de objetivos, el reconocimiento y la destrucción de objetivos; supresión de la defensa aérea de un enemigo, ataques electrónicos, entregas aéreas, reabastecimiento, guerra antisubmarina, guerra de minas, ofensiva y defensiva de contraataque aéreo, transporte aéreo, entre otros.

Actualmente, los mercados civiles para los UAV son aún incipientes. Sin embargo, las expectativas para el crecimiento del mercado de vehículos aéreos no tripulados civiles y comerciales son muy altas para la próxima década. Los UAV tienen un gran potencial en áreas muy diversas, ya que pueden desplazarse rápidamente sobre un terreno irregular o accidentado y superar cualquier tipo de obstáculos ofreciendo imágenes y otro tipo de información recogida por diferentes sensores. Entre las posibles aplicaciones civiles de los UAV están:

- La inspección de terrenos, tuberías, servicios públicos, edificios, entre otros.
- Cumplimiento de la ley y aplicaciones de seguridad.
- La vigilancia de las fronteras, el tránsito rodado, entre otros.
- La gestión de desastres naturales, búsqueda y rescate.

- El monitoreo ambiental.
- La agricultura.
- Comunicaciones y sensores remotos.
- Cartografía aérea y meteorología.

1.2.1.3. Historia de los UAV

El primer UAV fue fabricado por los estadounidenses Lawrence y Sperry en 1916. El cual se ilustra en la figura IV. Ellos desarrollaron un giroscopio para estabilizar una aeronave, con el fin de fabricar un piloto automático. Esto se conoce como el principio de "control de posición", que llegó a ser usado para la dirección automática de una aeronave.

Figura 4. **UAV desarrollado por Lawrence y Sperry en 1916**



Fuente: KENDOUL, Farid. et al. *Autonomous Flying Robots*. p. 8.

Ellos denominaban a su dispositivo "aviation torpedo", Lawrence y Sperry, lo volaron una distancia que superaba las 30 millas. Sin embargo, debido a su

inmadurez técnica práctica, los UAV no se usaron en la Primera y Segunda Guerra Mundial.

El desarrollo de vehículos aéreos no tripulados comenzó en serio a finales de la década de 1950, aprovechando la Guerra de Vietnam o la Guerra Fría, con la investigación y el desarrollo a gran escala continuando en la década de 1970.

Figura 5. **UAV Firebee desarrollado en 1970**



Fuente: KENDOUL, Farid. et al. *Autonomous Flying Robots*. p. 8.

Después de la Guerra de Vietnam, los EE.UU. e Israel comenzaron a desarrollar vehículos aéreos no tripulados más pequeños y baratos. Estos eran pequeñas aeronaves que adoptaron pequeños motores como los utilizados en motocicletas o motos de nieve. Estos poseían cámaras, las cuales transmitían imágenes a la ubicación de su operador. Parece que el prototipo general de los presentes UAV se puede encontrar en este período.

Los EE.UU. puso los UAV en uso práctico en la Guerra del Golfo de 1991, y después de esto los vehículos aéreos no tripulados para aplicaciones militares

se desarrollaron muy rápidamente. El UAV más famoso para uso militar es el Predator, que se puede observar en la figura 2.

Por otro lado, la NASA durante este periodo era el centro de la investigación de los UAV para uso civil. El ejemplo más típico de esta época fue el proyecto Environmental Research Aircraft and Sensor Technology (ERAST). Este proyecto se comenzó a desarrollar en la década de 1990, y fue un esfuerzo de investigación que incluía el desarrollo de la tecnología necesaria para volar a grandes altitudes de hasta 30 000 m, junto con una tecnología prolongada de vuelo, motores, sensores, entre otros.

Entre los aviones que se desarrollaron en este proyecto estaban el Helios, Proteus, Altus, Pathfinder, entre otros. Estos fueron diseñados para llevar a cabo mediciones ambientales.

Figura 6. **UAV HELIOS, de uso civil desarrollado por la NASA**



Fuente: KENDOUL, Farid. et al. *Autonomous Flying Robots*. p. 9.

Figura 7. **UAV PROTEUS**



Fuente: KENDOUL, Farid. et al. *Autonomous Flying Robots*. p. 10

1.2.2. Estación de mando

Es un centro de control en tierra o en el mar, que ofrece las instalaciones necesarias para el control humano de vehículos no tripulados en el aire o en el espacio. Ya que la operación de los UAV aún en el caso de que sean sistemas totalmente autónomos, necesitan de un puesto de mando en tierra dedicado, al menos, para la definición y supervisión de la misión que debe de realizar el UAV.

La estación de mando puede variar en tamaño físico y ser tan pequeño como un transmisor de mano o tan grande como una instalación autónoma con varias estaciones de trabajo.

Figura 8. **Estación de mando**



Fuente: UAV Factory. www.uavfactory.com/product/16. [Consulta: 18 de abril de 2013].

De esta manera, el sistema de control del UAV, queda repartido en dos segmentos denominados habitualmente, tierra y aire, unidos mediante diferentes sistemas de comunicaciones.

Mientras determinadas funciones propias del control deben ser ejecutadas necesariamente en uno de los dos segmentos, otras pueden ser realizadas indistintamente por cualquiera de los dos, debiéndose sopesar las ventajas e inconvenientes que una distribución concreta de funciones conlleva.

Así, funciones como la definición de la misión y la supervisión del desarrollo de esta, deben ser llevadas a cabo necesariamente en el segmento tierra, mientras que la adquisición de la información asociada a la misión y buena parte de los sensores que permiten conocer la altitud y posición del vehículo, corresponde a la instrumentación embarcada en el segmento aire.

Sin embargo, otras funciones, entre las que cabe incluir la planificación de una determinada maniobra o incluso algunos de los lazos de control que regulan el vuelo del vehículo, pueden ejecutarse tanto en el segmento tierra como en el de aire, siempre que las características de las comunicaciones entre ambos segmentos así lo permita.

1.2.3. Sistemas de comunicaciones

La función principal del sistema de comunicaciones es la de proporcionar los enlaces de datos (*uplink*, *downlink*) entre el estación de mando y la aeronave. Se utilizan, por lo general, como medio de transmisión las ondas de radiofrecuencia, pero las posibles alternativas pueden ser por la luz en la forma de un haz de rayos láser o por medio de fibras ópticas. Las tareas del sistema de comunicaciones suelen ser los siguientes:

- Uplink:
 - Transmitir las tareas de vuelo que son almacenadas en el sistema automático de control de vuelo de la aeronave.
 - Transmitir información actualizada de la posición de la aeronave cuando sea necesaria.
 - Transmitir las órdenes de control para las cargas montadas en la aeronave y equipo auxiliar.

- Downlink:
 - Transmitir datos de posición a la estación de control cuando sea necesario.
 - Transmisión de datos de telemetría a la estación de control.
 - Transmitir el video y sonido en caso de aplicaciones de vigilancia.

El nivel de energía eléctrica, el tipo de antenas, el peso, la complejidad y el costo de las comunicaciones, está determinada por:

- El rango de operación de la aeronave desde la estación transmisora.
- La sofisticación exigida por el *downlink* para la carga útil y datos de servicio.
- La seguridad.

1.2.4. Sistema de navegación

Es necesario que los operadores puedan saber, bajo demanda, dónde está la aeronave en cualquier momento. También puede ser necesario que la aeronave necesite saber cuál es su posición, por si el sistema de vuelo autónomo lo necesita en cualquier momento durante el vuelo. Esto puede ser, ya sea como parte o la totalidad de una misión preprogramada o como un retorno a la base en una emergencia después de la degradación de la capacidad del sistema. Para un funcionamiento totalmente autónomo, es decir, sin ninguna comunicación entre la estación de mando y la aeronave, se debe llevar suficiente equipo de navegación en la aeronave.

En el pasado, esto significaba que el avión tenía que llevar un sofisticado, pesado y complejo sistema de navegación inercial, estos sistemas requerían de una actualización frecuente de posición de la estación de mando a través del enlace de comunicaciones. Actualmente, la disponibilidad de un Sistema de Posicionamiento Global (GPS) que accede a la información de posición mediante satélites, ha aliviado este problema. Los GPS, ahora disponibles, son extremadamente ligeros en peso, compactos y bastante baratos, y dan una actualización continua de la posición, de modo que solo se necesita una forma muy simple de sistema de navegación inercial.

1.2.5. Elemento humano

El elemento más importante de la UAS es el humano. En la actualidad, este es necesario para el funcionamiento de los UAS, ya que este es el encargado de asignar las misiones, de analizar la información generada por los sensores de la aeronave, y aún más importante, el piloto al mando en el UAS es en esencia el responsable de todas las acciones realizadas por la aeronave.

Al igual que con los aviones comerciales, conforme la automatización de las aeronaves aumente, se requerirá menos de la interacción humana, pero siempre se necesita de una persona a cargo para la toma de decisiones.

1.2.6. Carga útil del UAV

Fuera de la investigación y el desarrollo, la mayoría de los UAS se construyen para cumplir una misión y la misión, por lo general requiere de una carga útil a bordo. Esta puede estar relacionada con la vigilancia, entrega de objetos, comunicaciones, sensores aéreos, entre otros. Los UAS son diseñados en torno a la carga que van a emplear. El tamaño y el peso de la carga útil es una de las mayores consideraciones al momento de diseñar un UAS. La mayoría de aplicaciones comerciales requieren plataformas con una carga de menos de 5 lb. Algunos de los constructores de UAV han elegido cargas útiles intercambiables que pueden ser rápidamente eliminadas y reemplazadas.

En referencia a las misiones de vigilancia y detección aérea, la carga útil de sensores viene en formas diferentes para distintas misiones. Por ejemplo: cámaras, cámaras de infrarrojos, radares de apertura sintética, entre otros. Se puede instalar las cámaras de forma permanente en la estructura de la

aeronave dando al operador una vista de sensor fijo, o se pueden emplear un sistema gimbal o de torreta.

Figura 9. **Torreta gimbal**



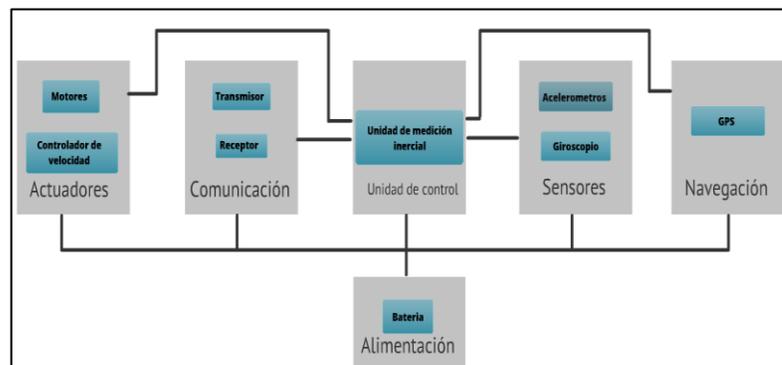
Fuente: Autocopter. www.autocopter.us/Gimbal.htm. [Consulta: 18 de abril de 2013].

Un sistema gimbal provee a la cámara con un rango predeterminado de movimiento, por lo general en dos ejes (vertical y horizontal). Algunos gimbal, también están equipados con aislamiento de vibraciones, lo que reduce la cantidad de vibración de la aeronave que se transmite a la cámara, lo cual ayuda para producir una imagen clara de video.

2. ARQUITECTURA GENERAL DE LOS SISTEMAS AÉREOS NO TRIPULADOS

En este capítulo se presenta la arquitectura de un sistema tricóptero, para ello se ha dividido todo el sistema en varias partes. Se iniciara por una breve introducción a la aerodinámica del tricóptero para dar un enfoque práctico del funcionamiento de vuelo de dicho sistema. El segundo bloque se compone de las partes mecánicas, desde los motores hasta los sensores pasando por el sistema de procesado de información, como se puede ver en la figura 10.

Figura 10. **Arquitectura de un tricóptero**



Fuente: elaboración propia.

2.1. Dinámica de movimiento

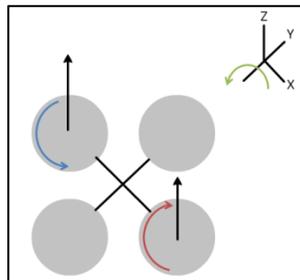
La dinámica del movimiento de los multirrotores se puede resumir en 3 tipos distintos de movimientos básicos, los cuales se pueden ejecutar por sí solos o en conjunto, para lograr el tipo de movimiento específico que el controlador del vehículo desee. Estos tipos de movimientos son los siguientes:

- Rotación alrededor del eje X
- Rotación alrededor del eje Y
- Rotación alrededor del eje Z

2.1.1. Rotación alrededor del eje X o el eje Y

La dinámica de ambas rotaciones es la misma. Lo que cambia es alrededor de cual eje se quiera girar. Para realizar esta rotación lo que se hace es disminuir/aumentar la velocidad de rotación de uno de los motores y realizar la acción inversa en el motor que se encuentre al lado opuesto del eje. Cabe resaltar que la velocidad neta, ya sea en contra o a favor de reloj, de los motores debe permanecer constante, en caso de que no se quiera que el multirotor rote inesperadamente alrededor de su eje Z.

Figura 11. Diagrama de rotación en el eje y de un multirotor



Fuente: elaboración propia, con programa Microsoft Visio.

Una consecuencia de provocar una rotación alrededor de alguno de los ejes X o Y, es que se va a obtener un desplazamiento de traslación en caso de que el multirotor ya se encuentre en vuelo, el cual va a ser correspondiente al tipo de inclinación que tenga el multirotor. Por ejemplo, si el multirotor rota alrededor del eje X, se va a obtener una traslación a lo largo del eje Y, y si el

multirotor rota alrededor del eje Y, se va a obtener una traslación a lo largo del eje X. Cabe resaltar que, también se puede obtener una rotación simultánea en ambos ejes, lo cual va a provocar una traslación análoga a esa rotación.

2.1.2. Rotación alrededor del eje Z

Para la ilustración de este movimiento, primero se procede con la definición del eje “z” del vehículo. Este eje imaginario se encuentra en el centro del bastidor de la máquina, y es perpendicular al plano formado por la misma estructura del vehículo. La rotación de las aspas crea un torque que trata de girar el vehículo alrededor del eje de giro de las aspas. En los helicópteros convencionales, este problema se corrige mediante un rotor en su cola que genere una fuerza tangente al radio de giro del rotor principal, la cual sea suficiente para crear un par opuesto que contrarreste el efecto del par generado por el rotor principal.

En un multirotor no se cuenta con rotores de cola, de modo que este problema se soluciona de una manera distinta. Los multirotores que poseen un número par de rotores, pueden tener dos rotores girando en un sentido, y dos rotores girando en otro sentido. De esta manera, al manipular la velocidad de rotación de los distintos motores se puede llegar a un punto de operación donde el par rotacional neto del vehículo sea igual a cero.

La fuerza de sustentación, como la fuerza de arrastres son funciones que dependen del cuadrado de la velocidad angular. A continuación se muestran las ecuaciones de dichas fuerzas:

$$\text{Fuerza de arrastre} \quad D = \frac{1}{2} \rho C_d \omega_i^2 = K_d \omega_i^2$$

Fuerza de sustentación $T = \frac{1}{2}\rho C_T \omega_i^2 = K_T \omega_i^2$

Donde ρ , C_d , C_T son parámetros propios del fluido, en este caso, el aire y del tipo de hélices, y ω_i corresponde a la velocidad angular de rotación de los motores. Por lo tanto, si se mantienen constantes el tipo de fluido donde se está volando, y el tipo de hélices que se están utilizando, la única variable que queda es la velocidad angular. Por esta razón, el par rotacional creado por la aspa de cada motor puede ser conocido y modificado de acuerdo a las necesidades de vuelo del vehículo.

Ahora, como lo que se trata de controlar es la rotación alrededor del eje z del multirrotor, basta con igualar los pares rotacionales creados por los motores que giran en contra de las manecillas del reloj, y los pares rotacionales creados por los motores que giran a favor de las manecillas del reloj; en el caso de que se quiera que el multirrotor no gire alrededor del eje z. Esto se logra controlando las velocidades netas de cada uno de los motores, partiendo del hecho de que las hélices sean simétricas y con las mismas características constructivas.

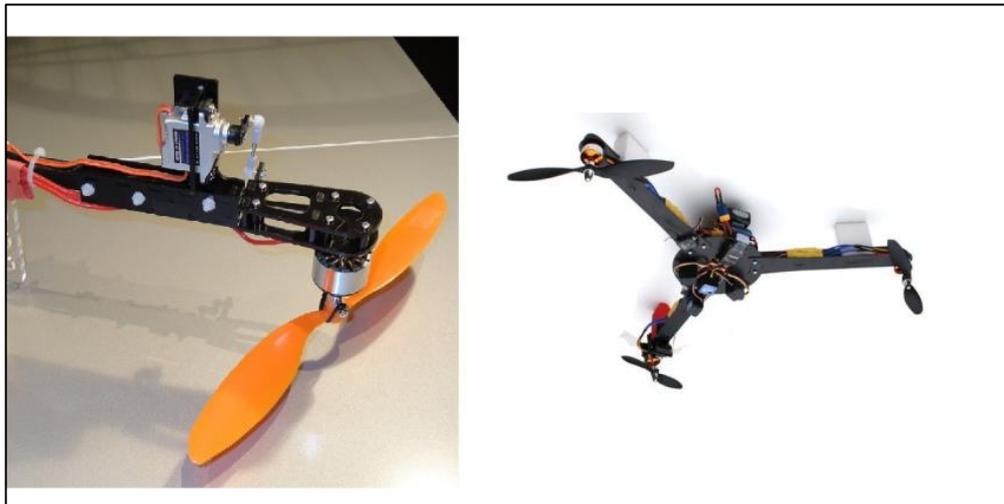
Sean ω_1 y ω_3 las velocidades angulares de los motores girando a favor de las manecillas del reloj y ω_2 y ω_4 las velocidades angulares de los motores girando en contra de las manecillas del reloj se pueden obtener 3 casos:

- Si $\omega_1 + \omega_3 = \omega_2 + \omega_4$, se obtiene un comportamiento del vehículo en donde no hay rotación alrededor del eje Z.
- Si $\omega_1 + \omega_3 < \omega_2 + \omega_4$, se obtiene un comportamiento del vehículo en donde hay una rotación alrededor del eje Z y en contra de las manecillas del reloj.

- Si $\omega_1 + \omega_3 > \omega_2 + \omega_4$, se obtiene un comportamiento del vehículo en donde hay una rotación alrededor del eje Z y a favor de las manecillas del reloj.

Existe un caso especial en el que no se cumplen estas reglas, es en el de un tricóptero, el cual cuenta solo con 3 motores, como se observa en la figura 12.

Figura 12. **Mecanismo de rotor girado por un servo**



Fuente: elaboración propia, con programa Adobe Illustrator.

Un tricóptero tiene dos rotores que están girando en dirección opuesta sobre un mismo eje, pero tiene un rotor restante que produce un torque que intenta girar el tricóptero. A causa de esto, los tricópteros utilizan un motor servo para cambiar de dirección el rotor restante y así compensar el torque provocado por el mismo, así como lo haría un helicóptero convencional con el rotor de cola. Esta solución brinda una mayor agilidad en la rotación alrededor del eje Z que, la que poseen los multirrotores con números pares de motores.

2.1.3. Control de altitud

El control de altitud resulta de una manera muy intuitiva. Se parte de que la altitud se asocia con el desplazamiento del cuadracóptero a lo largo su eje Z, el cual no necesariamente se encuentra perpendicular al suelo. Para realizar el control de altitud, basta con aumentar o disminuir de manera equivalente las velocidades de los motores del multirotor. Si se quiere ganar altitud, se procede a aumentar la velocidad de todos los motores en un factor equivalente a la rapidez con la que se quiere lograr este cambio de altitud, y de manera análoga para disminuirla.

Resulta fácil llegar a la conclusión de que con una determinada combinación de cualquiera de los tres tipos de movimientos descritos anteriormente se puede obtener un control total sobre la trayectoria y postura del multirotor en un determinado momento. El control de movimiento del multirotor se basa en un principio de superposición, en donde la velocidad final de cada uno de los motores va a ser la suma dinámica de cada uno de las velocidades necesarias para lograr cada uno de los tres tipos de movimiento que se estén ejecutando en determinado momento.

2.2. Motores de corriente directa

Los motores de corriente directa (CD) o corriente continua (CC) se utilizan en casos en los que es importante el poder regular continuamente la velocidad del motor, además se utilizan en aquellos casos en los que es imprescindible utilizar corriente directa, como es el caso de motores accionados por pilas o baterías.

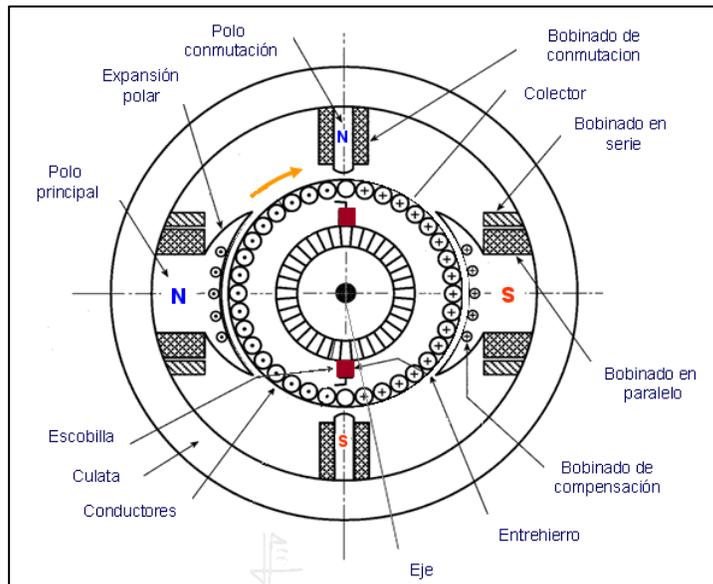
2.2.1. Motores CD con escobillas

Un motor CD con escobillas, también llamado motor Brush, se compone principalmente de dos partes, un rotor y un estator; el estator que da soporte mecánico al motor y tiene un agujero en el centro, generalmente de forma cilíndrica. El rotor es comúnmente de forma cilíndrica, y posee un núcleo, al que llega la corriente mediante dos escobillas.

Estos fueron los primeros motores que se usaron para el aeromodelismo. Actualmente siguen en uso, aunque cada vez menos por su excesivo peso y menor rendimiento. Estos motores tienen 2 fases: una positiva y otra negativa. Así que, para hacerlos girar solo se requiere ponerle un voltaje entre sus dos terminales. Cuentan con un conmutador mecánico y a su alrededor están las escobillas, que a su vez, están conectadas a las terminales del motor.

Estos motores tienen muchas revoluciones y poco par de motor. Requieren una hélice pequeña y tienen poca eficiencia: solo alrededor del 40-55 % de la energía consumida se transforma en movimiento y el resto se desperdicia en forma de calor. Así que, para sacarles provecho y una mejor eficiencia se requiere una caja reductora.

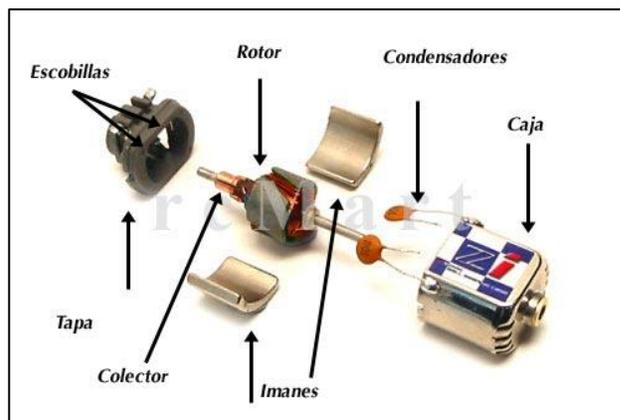
Figura 13. **Esquema de un motor DC con escobillas**



Fuente: *La máquina de corriente continua.*

www.tuveras.com/maquinascc/motor/excitacionmotor.htm. [Consulta: 16 de mayo de 2013].

Figura 14. **Partes de un motor CD con escobillas**



Fuente: <http://www.clubseattoledo.com/foro/viewtopic.php?f=17&t=1260>. [Consulta: 16 de mayo de 2013].

2.2.2. Motores CD sin escobillas

También conocidos como Brushless, son motores síncronos que son alimentados por una fuente eléctrica CD. Sin embargo, a diferencia de los motores CD con escobillas, los sin escobillas requieren de un conmutador electrónico y sensores adicionales para generar una señal de control que energice cada una de las bobinas del motor en forma secuencial para dar paso a la rotación del motor.

Figura 15. **Motor Brushless**



Fuente: NADALES, Christian. *Control de un quadrotor mediante la plataforma arduino*. p. 12.

Los motores CD sin escobillas presentan grandes ventajas frente a su contraparte de escobillas, por ejemplo, la obvia ausencia de escobillas, que representan una gran desventaja debido a su desgaste y mantenimiento. Además, los motores sin escobillas son más livianos comparados contra un motor con escobillas de su misma potencia, y también presentan eficiencias y pares superiores por cada watt consumido. Una característica muy importante derivada de la ausencia de escobillas, es que los motores CD sin escobillas no producen chispa alguna cuando se encuentran trabajando. Esto hace a los motores CD sin escobillas más robustos, confiables y eficientes.

Una de las desventajas de los motores sin escobillas, es que requieren de un sistema electrónico adicional para poder operar, normalmente denominado como “controlador electrónico de velocidad” (ESC, por sus siglas en inglés).

Las bobinas de los motores sin escobillas se pueden encontrar tanto en configuraciones Delta; las cuales entregan menor torque a bajas velocidades, pero generan mayores velocidades máximas, así como configuraciones estrella; que generan mayor torque a bajas velocidades, pero menor velocidad máxima que la configuración en Delta.

Un parámetro muy importante de los motores CD sin escobillas es la constante “Kv”, la cual indica la cantidad de revoluciones por minuto a la que gira un motor por cada volt de alimentación. Por ejemplo, un motor sin escobillas de 1 000 Kv conectado a una fuente de 2 volts, puede girar a 2 000 rpm.

Existen 2 tipos de motores sin escobillas:

- Inrunner: son contruidos con los imanes en la parte interior, que es la que gira y las bobinas en el exterior. Por lo general producen muy poco par de motor y altas revoluciones. Se usan en aplicaciones de velocidad que requieran una hélice pequeña o se montan con una caja reductora para poder utilizar una hélice grande.
- Outrunner: son contruidos de una manera muy especial, para que la parte externa en donde están los imanes sea la que gira. A diferencia de los Inrunner producen mucho par motor y pueden ser utilizados con hélices grandes. Se usan en todo tipo de aplicaciones, ya que se pueden construir para girar a cualquier velocidad.

Las ventajas de los motores Brushless son:

- Mayor eficiencia (menos pérdida por calor).
- Mayor rendimiento (mayor duración de las baterías para la misma potencia).
- Menor peso para la misma potencia.
- Requieren menos mantenimiento al no tener escobillas.
- Relación velocidad/par motor es casi una constante.
- Mayor potencia para el mismo tamaño.
- Rango de velocidad elevado al no tener limitación mecánica.

Las desventajas de los motores Brushless son:

- Mayor coste de construcción.
- El control es caro y complejo.
- Siempre hace falta un control electrónico para que funcione, que a veces duplica el coste.

2.3. Hélices

Es uno de los elementos más importantes en un avión de radiocontrol. Existen muchos tipos de hélices para distintos tipos de motorización y formas de volar.

Las hélices se diferencian por cuatro elementos característicos:

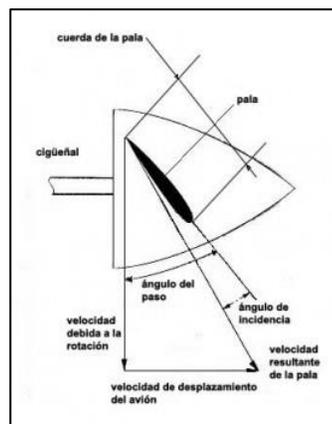
- Diámetro
- Paso
- Peso
- Forma

Las hélices se especifican por su diámetro y su paso de hélice. El diámetro es una medida de la longitud de la hélice. El paso de hélice es una medida de hasta qué punto está avanzó en una revolución. Por ejemplo, una hélice de 10 x 4 tiene 10 pulgadas de diámetro y viajará 4 pulgadas en una revolución.

El diámetro de una hélice indica cuánto empuje se puede generar. Cuanto mayor sea el diámetro de la hélice más empuje puede ser generado y también se necesita más energía para hacer girar la hélice.

El paso de una hélice es el ángulo que forman las palas con respecto a la dirección del aire en relación al avión. Un paso pequeño aporta mejor rendimiento en el despegue, en subidas, y ayuda a frenar. Las hélices de paso pequeño son adecuadas para vuelos lentos. Un paso grande aporta mejor rendimiento en el vuelo. Las hélices de paso grande son adecuadas para vuelos rápidos.

Figura 16. **Ángulos de una hélice**



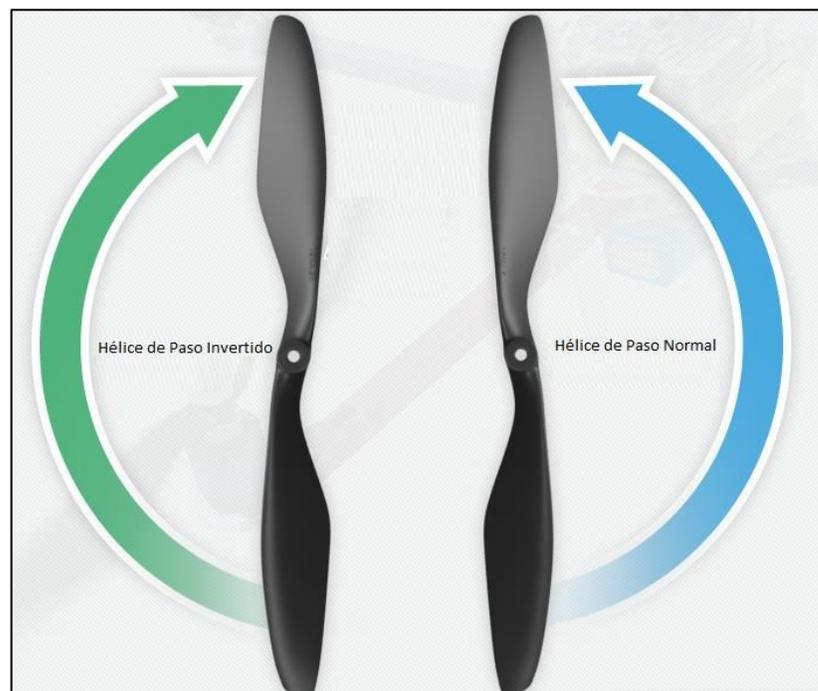
Fuente: *Las hélices para aeromodelismo*. <http://rc.lapipadelindio.com/aeromodelismo/helices-aeromodelismo>. [Consulta: 18 de mayo de 2013].

Las hélices se pueden clasificar según su paso en 2 categorías: de paso normal y de paso invertido.

Las hélices de paso normal son aquellas que tienen construida las palas con el paso en función de la norma de giro del motor. Visto desde adelante, la hélice gira en sentido contrario a las agujas del reloj. Son todas las hélices de uso común en el aeromodelismo.

Las hélices de paso invertido son aquellas que se construyen con el paso al revés, puesto que van a ser instaladas en motores que van a girar en sentido de las agujas del reloj. Se utiliza cuando un motor tiene que girar en sentido contrario con respecto a otro motor, para compensar el efecto del torque.

Figura 17. **Hélice de paso invertido y de paso normal**



Fuente: elaboración propia, con programa Adobe Illustrator.

2.4. Controlador electrónico de velocidad (ESC)

Son los dispositivos encargados de coordinar y dar paso a la rotación y control de los motores sin escobillas. Estas unidades se encargan de generar la secuencia de pulsos trifásicos que son requeridos para provocar el movimiento de los motores sin escobillas, a partir de una señal PWM de control que, por lo general, es transmitida por un radio receptor o por un módulo de mando.

Para controlar la rotación del motor, el controlador requiere de un medio para determinar la orientación del rotor con respecto al estator. Para este fin, algunos diseños utilizan sensores de efecto Hall (los cuales detectan el campo magnético del rotor) y otros métodos detectan la fuerza contra electromotriz inducida en las bobinas no energizadas para inferir la posición del rotor. Este método, mencionado anteriormente, no requiere de sensores adicionales, y por ende este tipo de sistemas son llamados controladores sin sensores.

Los controladores típicos poseen 3 salidas bidireccionales, las cuales popularmente consisten en un arreglo de FETs controlados por un circuito lógico. Normalmente, este circuito es un microcontrolador, el cual se encarga de administrar la aceleración, controlar la velocidad de rotación y afinar la eficiencia adaptándose al sistema en el cual se encuentra trabajado el controlador. Para realizar el proceso anterior, normalmente los ESC tienen que ser configurados con los parámetros del sistema en el cual están trabajando entre estos están:

- Freno: si está inactivo la hélice sigue girando un tiempo después de dar la orden de paro.
- Tipo de batería: algunos tienen detección automática del tipo de batería y otros hay que indicárselo explícitamente.

- Modo de corte: cuando detecta que la batería está baja, indica cómo debe comportarse, ya sea reduciendo potencia de motor gradualmente o bien apagándolo completamente.
- Umbral de corte: indica cuál es el nivel mínimo de voltaje permisible de la batería.
- Modo de arranque: existe la opción suave y dura, en motores con cajas reductoras o hélices plegables puede convenir usar la opción suave para no forzar los piñones y darle tiempo a la hélice a que se posicione.

2.4.1. Regulador de voltaje de batería

Los reguladores de voltaje de batería (BEC, por sus siglas en inglés). El nombre responde a la idea inicial de eliminar la necesidad de una batería diferente para radio receptores, servo motores, controladores, entre otros. Con este circuito se unifica y una sola batería puede dar servicio a todas las necesidades.

Los circuitos electrónicos, en especial el radio receptor, requieren de una alimentación de voltaje constante a 5V. El voltaje que ofrece la batería está sujeto a variaciones en función de la carga de cada instante y de su propia naturaleza, ya que la mayoría de las baterías utilizadas en aeromodelismo superan los 5V. Por lo que, ofrecer un voltaje de alimentación en rangos aceptables es la función principal del BEC.

Figura 18. **Controlador electrónico de velocidad**



Fuente: www.quadruino.com. [Consulta: 17 de mayo de 2013].

2.5. Alimentación

Uno de los principales problemas de los sistemas portables es la alimentación, la solución es la utilización de acumuladores o baterías. Se denomina batería o simplemente acumulador, al dispositivo que almacena energía eléctrica usando procedimientos electroquímicos.

Existen dos clases de acumuladores: el primario denominado pila, cuya carga no puede renovarse cuando se agota, excepto reponiendo las sustancias químicas de las que está compuesta, y el secundario denominado batería, que si es susceptible de reactivarse sometiéndola al paso más o menos prolongado de una corriente eléctrica continua.

Las características más importantes de una batería son:

- Densidad de energía: es la propiedad que permite saber cuánta energía es posible almacenar por kilogramo de batería. Normalmente se mide en Wh/kg.

- Capacidad: es la cantidad total de carga producida en la reacción electroquímica, es decir, que es la cantidad de carga eléctrica posible almacenar en la batería, y se define en unidades de coulomb o amperios*hora, que es la más usada como especificación de las baterías.
 $1 \text{ C} = 1 \text{ A} \cdot \text{s} = (1/3600) \text{ A} \cdot \text{h} = 0,2778 \text{ mAh}$
- Tasa de descarga: es la velocidad con la que se puede descargar la batería, en otras palabras, es la intensidad máxima que puede dar la batería. Suele medirse en la unidad c. La c es la capacidad de la batería en cuestión dividida por hora, es decir amperios. Si la batería es de 2,2 A h y 10 c de tasa de descarga; entonces la máxima intensidad de descarga sería $I = 10 \cdot (2,2 \text{ A h}) / \text{h} = 22 \text{ A}$. La intensidad máxima que puede suministrar la batería es 22 A.
- Tensión o voltaje: es la diferencia de potencial nominal existente entre los bornes de una batería. El voltaje de una celda de una batería varía en función de la reacción química. Para una batería lipo es 3,7 V y para li-ion es 3,16 V. No se debe cargar una celda lipo a más de 4,2 V ni descargar a menos de 3 V, porque se pueden causar daños en la batería.

Para proporcionar una rápida aceleración y duraciones considerables, las baterías de cualquier sistema autónomo tienen que proporcionar una gran potencia y energía. Además, han de ser de bajo precio, fáciles de mantener, seguras bajo condiciones de funcionamiento externo y tolerantes a los abusos a los que los vehículos aéreos están expuestos.

2.5.1. Baterías de níquel-cadmio Ni-Cd

Durante mucho tiempo las baterías de níquel-cadmio fueron la única opción para propulsar a los vehículos aéreos, hasta que en 1990 aparecieron las baterías de níquel-metal-hidruro y las de ion-litio. El voltaje de una célula de Ni-Cd es de 1,2 V. Poseen efecto memoria, este se produce cuando se carga las baterías sin haberlas previamente descargado por completo, se crean unos cristales en el interior de dichas baterías que hace que no se carguen en toda su capacidad. Para prevenir el efecto memoria basta con realizar, de vez en cuando, una descarga-carga completa. Otro inconveniente es que el cadmio es muy tóxico.

2.5.2. Baterías de níquel-metal-hidruro Ni-MH

En estas baterías se sustituye el cadmio debido a su alta toxicidad, por hidruros metálicos. Tienen mayor densidad de carga (capacidad), no contienen Cd (menos contaminantes), no poseen efectos de pérdida de capacidad por mal uso (efecto memoria). Soportan un menor número de cargas durante su vida útil que las de Ni-Cd. Tienen una resistencia interna superior, lo que las limita para alimentar motores de alta potencia. Aceptan cargas rápidas.

2.5.3. Baterías de iones de litio Li-ion

La capacidad de una batería de Ion-Litio es aproximadamente el doble de la capacidad de una batería de níquel-cadmio. El litio es el metal más ligero que existe, por lo que con la misma capacidad, las baterías resultan mucho más ligeras. El voltaje de una célula de Ion-litio es de 3,7 V. No tienen mantenimiento, no poseen efecto memoria. Tienen como desventaja que

requieren de un circuito de control que se emplean para limitar el voltaje máximo de cada célula de la batería.

2.5.4. Baterías de polímero de litio Li-Po

Son una variación de las baterías Li-ion. Tienen una densidad de energía entre 5 y 12 veces las de Ni-Cd o las de Ni-MH, así como tiene las tasas de descarga más altas. Son baterías mucho más ligeras y que pueden adoptar cualquier forma. No poseen efecto memoria. El voltaje de cada elemento es de 3,7 V. La desventaja es que necesitan una carga mucho más lenta que las de Ni-Mh. Este tipo de baterías son ideales para alimentar motores muy potentes.

2.5.5. Baterías de litio y fosfato de hierro LiFePO4

La batería de litio y fosfato de hierro es de iones de litio que utiliza FePO4 como material catódico. Esta batería tiene una mayor corriente de descarga con menor voltaje. Es la más segura y más conveniente para exigencias de alto rendimiento. También es mejor para su almacenamiento. No es necesario el uso de un ecualizador entre celdas. Además, que estas baterías tienen una química más estable, lo que las hace más seguras que las baterías Li-Po.

A continuación se presenta la tabla III en donde se comparan todos los tipos de baterías antes mencionadas.

Tabla III. Comparativa de baterías

Material	Voltaje por celda	Efecto memoria	Resistencia interna	Vida útil
Ni-Cd	1,25	Si	*	**
Ni-MH	1,25	No	**	*
Li-ion	3,7	No	***	***
Li-Po	3,3	No	****	****
LiFePO4	3,7	No	****	*****

Fuente: elaboración propia.

2.6. Unidad de medición inercial

Una unidad de medición inercial o IMU, por sus siglas en inglés, es un dispositivo electrónico que mide e informa sobre la velocidad de una nave, la orientación y las fuerzas gravitatorias, utilizando una combinación de acelerómetros y giroscopios, a veces también magnetómetros. Desarrollos recientes permiten la producción de IMU habilitados para trabajar con GPS. Un IMU permite que el GPS trabaje, aun cuando las señales de GPS no están disponibles, o cuando la interferencia electrónica está presente.

La IMU es el componente principal de los sistemas de navegación inerciales utilizados en aviones, naves espaciales, embarcaciones y misiles guiados, entre otros. Los datos obtenidos de los sensores de la IMU permiten a un ordenador poder seguir la posición de una nave, usando un método conocido como navegación a estima.

Las funciones principales de un IMU son las siguientes:

- Estabilizar el sistema mediante los sensores.
- Interpretar comandos de control enviados desde la estación base.
- Guardar y enviar datos recogidos de los sensores.

2.6.1. Microcontrolador

Es un circuito integrado que contiene toda la estructura de un microcomputador, o sea CPU, RAM, ROM y circuitos de entrada y salida.

Todo desarrollo tecnológico moderno sustentado en la microelectrónica, que posee una unidad central de control, comprende a un microprocesador como el corazón mismo de dicha unidad; o bien a un dispositivo programable

simplificado como el microcontrolador. También se puede encontrar con sistemas más avanzados como DSP, FPGA o PSOC.

Existe una gran diversidad de microcontroladores. Quizá la clasificación más importante sea entre microcontroladores de 4, 8, 16 o 32 bits. Aunque las prestaciones de los microcontroladores de 16 y 32 bits son superiores a los de 4 y 8 bits, la realidad es que los microcontroladores de 8 bits dominan el mercado y los de 4 bits se resisten a desaparecer. La razón de esta tendencia es que los microcontroladores de 4 y 8 bits son apropiados para la gran mayoría de las aplicaciones.

En cuanto a las técnicas de fabricación, cabe decir que, prácticamente la totalidad de los microcontroladores actuales se fabrican con tecnología CMOS (Complementary Metal Oxide Semiconductor). Esta tecnología supera a otras por su bajo consumo y alta inmunidad al ruido.

2.6.2. Sensores

Las palabras sensor y transductor son dos términos muy utilizados para referirse a dispositivos de sensado de alguna variable física, sin embargo, no significan lo mismo. El término transductor se utiliza cuando se quiere considerar un sistema completo de sensado, donde se lleva a cabo un cambio entre tipos de energía. Un ejemplo de estos sistemas son los acelerómetros (transductores de aceleración), donde un cambio de estado de un sistema mecánico se manifiesta como una salida de tensión eléctrica en el dispositivo.

Por otro lado, el término sensor es utilizado, principalmente, para referirse a dispositivos que responden ante algún estímulo del ambiente en el que se encuentran cambiando algún parámetro intrínseco del dispositivo, pero sin

realizar ninguna conversión de energía. Un ejemplo de sensores son los termistores, los cuales son dispositivos que, simplemente cambian el valor de su resistividad en función de la temperatura del ambiente donde se encuentren.

En un IMU se puede encontrar un gran número de sensores enfocados a la estabilización del sistema y a la navegación. Algunos de los sensores más utilizados en estos sistemas son los acelerómetros, giroscopios, sensores de presión, entre otros. Por otra parte, están los sensores o equipos utilizados para la navegación, que van desde sensores de proximidad hasta receptores GPS.

2.6.3. Giroscopio

Son dispositivos utilizados para medir o mantener una orientación específica. Antiguamente solo se contaba con los giroscopios mecánicos, que consistían en discos giratorios suspendidos sobre un eje que podía rotar en varias direcciones. La dinámica consistía en que el disco rotatorio permanecía en la misma posición indiferentemente de cómo rotara la plataforma sobre la cual estuviera montado.

Actualmente se cuenta con otro tipo de giroscopios, los cuales son basados en sistemas microelectromecánicos, y han aumentado su popularidad en los dispositivos electrónicos debido a su reducido tamaño, bajo precio y buena precisión. Una de las mayores aplicaciones de los giroscopios es para el desarrollo de unidades de medición inercial (IMU) de vehículos o dispositivos que requieran de este tipo de mediciones, como es el caso de los vehículos aéreos no tripulados (UAV), para sus sistemas de estabilización.

2.6.4. Acelerómetro

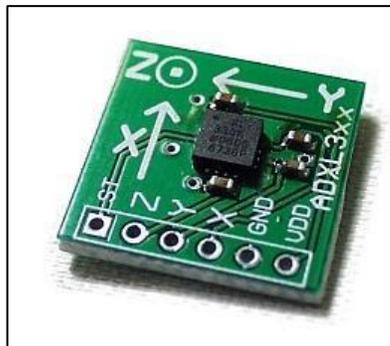
Se emplea para medir las vibraciones y oscilaciones de una estructura; Estos son sensores inerciales que miden la segunda derivada de la posición, por lo que un acelerómetro mide la fuerza de inercia generada cuando una masa u objeto es afectado por un cambio de velocidad.

Entre los parámetros más comunes que entra un acelerómetro están:

- Aceleración de la vibración
- Velocidad de vibración
- Variación de vibración

Actualmente es posible construir acelerómetros de tres ejes (X, Y, Z) en un solo chip de silicio, incluyendo en el mismo la parte electrónica que se encarga de procesar las señales. En la figura 19 se puede observar un ejemplo de dicho circuito integrado.

Figura 19. **Acelerómetro**



Fuente: *Acelerómetro*. <http://www.ecured.cu/index.php/Acelerometro>. [Consulta: 19 de mayo de 2013].

2.7. Radio control

En los vehículos aéreos no tripulados es necesario la utilización de equipos de radio control, ya que el hecho de que sean aeronaves no tripuladas, no implica que sean totalmente autónomas, ya que siempre existe un piloto el cual controla la aeronave de forma remota. Es por eso, que se utiliza equipo de radio control para que el piloto pueda indicarle a la IMU qué operaciones tiene que realizar en ciertos momentos específicos.

El equipo de radio control está constituido por un emisor y un receptor. El emisor se encarga de transmitir al receptor las órdenes dadas por el piloto moviendo las palancas de mando y el receptor envía dichas órdenes a la IMU, la cual transforma estas en movimientos o tareas para la aeronave. Entre los parámetros de funcionamiento de los equipos de radio control están:

- **Canales:** es tan solo la capacidad que tiene un radio control para poder operar sobre un parámetro de la aeronave; por ejemplo, el acelerador, el giro, la elevación, etc. La configuración mínima existente entre los radios es de 2 canales y la configuración máxima es de 14 canales.
- **Frecuencia de trabajo:** es la frecuencia en la cual, tanto el transmisor como el receptor, establecerán la comunicación, los equipos vienen con un rango de frecuencias de trabajo específicas de fábrica. Cada país tiene sus políticas con respecto al uso del espectro radioeléctrico, en algunos lugares se usa la banda de 2,4Ghz, 5 Ghz, 900 Mhz, como bandas no licenciadas que cualquiera puede utilizar.
- **Modulación:** es una técnica en la cual se ajusta una señal a una forma más adecuada para su transmisión, manipulando algún parámetro de una onda denominada portadora, entre las técnicas más utilizadas en radio control están: modulación en amplitud AM, modulación de

frecuencia FM, modulación por posición de pulsos (PPM), modulación por codificación de pulsos (PCM).

- Equipo sintetizado: los no sintetizados emplean cristales de cuarzo para funcionar en una determinada frecuencia. Los sintetizados no emplean cristal, cuando se enciende el receptor este adopta la frecuencia de la emisora más cercana hasta que lo apagamos y la frecuencia de la emisora se puede cambiar.
- Modo 1/modo 2: esta opción indica cómo vienen de fábrica configurados los controles, respecto a los comandos asignados a cada palanca del radio transmisor. El modo 2 es la configuración por defecto para personas diestra, en esta los controles del lado derecho controlan los alerones o la inclinación lateral del vehículo y con el lado izquierdo se controla el giro del vehículo. En el caso de ser modo 1 la configuración es inversa, el modo 1 o 2 no es más que solo una asignación de los controles de vuelo, dependiendo si la persona es diestra o zurda.
- Espectro ensanchado por secuencia directa (DSSS): esta es una tecnología en la cual la señal se mezcla con el ruido empleando un algoritmo matemático. Solo el receptor que conoce dicho algoritmo será capaz de interpretar dicha señal. Para el resto de receptores solo será ruido. La frecuencia de emisión se va alternando, pero en cada frecuencia se transmite por completo la información a transmitir
- Espectro ensanchado por salto de frecuencia (FHSS): la tecnología de espectro ensanchado por salto en frecuencia consiste en transmitir una parte de la información en una determinada frecuencia durante un intervalo de tiempo muy breve, para continuar transmitiendo dicha información en otra frecuencia. De esta forma cada tramo de información se va transmitiendo en una frecuencia distinta durante un intervalo muy corto de tiempo. El orden de salto en frecuencia ha de ser conocido, tanto por la emisora como por el receptor.

Figura 20. **Radio transmisor y receptor**



Fuente: <http://www.spektrumrc.com/Air/Radios.aspx>. [Consulta: 20 de mayo de 2013].

2.8. Telemetría

Se define como la medición de parámetros importantes en algún lugar remoto, que luego son transmitidos a una estación base o a una central, esta información sirve para monitorear y controlar algún proceso en un sitio remoto. Regularmente se transmite la información de forma inalámbrica, pero se puede enviar también, mediante conexiones alámbricas.

Un sistema de telemetría consta de un transmisor y un receptor; el transmisor es el encargado de recolectar toda la información importante, ya sea de sensores o de algún dispositivo de interés, y luego transmitirla al receptor. El receptor es el encargado de capturar la información enviada por el transmisor y presentarlo en una forma coherente en la estación base o en la central de información. En los UAV son de vital importancia estos sistemas, ya que brindan la información del estado del vehículo, lo que permite realizar acciones preventivas o correcciones de algunos procesos realizados; entre los

parámetros más importantes están: la altitud, velocidad de vuelo, posición, temperatura, presión atmosférica, tiempo de vuelo, entre otros.

2.9. Vista en primera persona

Por sus siglas en inglés FPV es un sistema que busca la teleinmersión, es decir que, es capaz de proporcionar una imagen de primera persona, esto permite que una persona en el suelo pueda observar una imagen como si estuviera inmerso dentro de la aeronave.

Esto se logra gracias a la nueva tecnología de microcámaras y transmisores de video de muy reducidas dimensiones y peso, pero con la potencia suficiente para alcanzar distancias importantes.

El vuelo FPV requiere de un equipamiento que permita transmitir la imagen de video tomada en la aeronave y reproducirla correctamente en tiempo real en tierra, los principales componentes se describen a continuación.

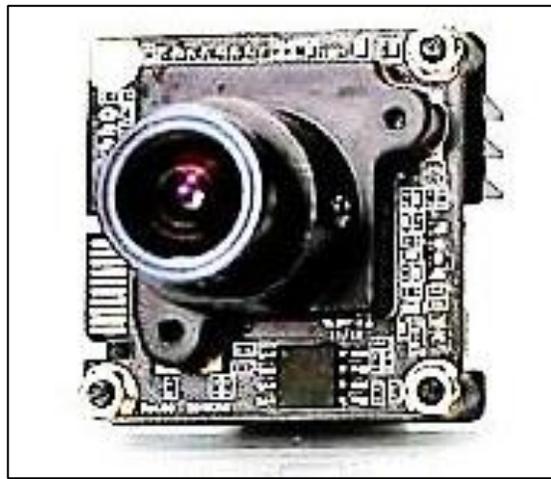
2.9.1. Cámaras

Es el sensor mediante el cual se capturan las imágenes, actualmente existen tres tipos de tecnologías de cámaras: la CMOS, la CCD, y las PIXIM.

La CMOS (Complementary Metal Oxide Semiconductor) son cámaras de bajo costo y de una calidad de imagen baja y un manejo de luz pobre. Las CCD (Charged Couple Device) son las más usadas para FPV, por presentar la mejor relación entre el precio y la calidad. Su principal ventaja está en su calidad de imagen bastante buena y su respuesta rápida a las distintas condiciones de luminosidad, algo que es un factor importante en un vuelo FPV, ya que las

condiciones de luz cambian permanentemente y de manera muy rápida. Esto sumado a que, gran parte del vuelo será con la luz del sol incidiendo directamente en la cámara, es por lo que necesitan cámaras que no se encandilen o saturen y hacer perder las imágenes.

Figura 21. **Cámara Pixim**



Fuente: <http://www.dronesvision.net>. [Consulta: 20 de mayo de 2013].

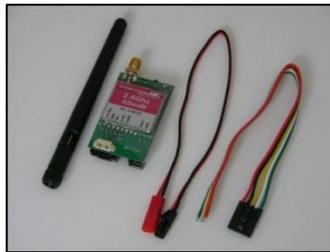
La tercera y más nueva de las tecnologías utilizadas en este tipo de cámaras es la llamada PIXIM, por el nombre de su fabricante. Esta tecnología, si bien está basada en la CMOS contiene importantes mejoras que la hacen una de las cámaras con la mejor calidad de imagen. Los sensores CMOS y CCD manejan a todos sus pixeles como una sola unidad y por ello cada ajuste que hace el procesador de la cámara lo realiza para todos los pixeles en simultáneo. Los sensores PIXIM, por el contrario, tratan a cada pixel por separado, haciendo ajustes independientes para cada uno de ellos. Esto logra obtener una imagen muy superior a la de otras tecnologías.

2.9.2. Transmisor y receptor de video

Junto con los avances en la tecnología de las microcámaras, también se han desarrollado transmisores de video muy pequeños y livianos, pero con potencias de transmisión suficientes para alcanzar distancias bastante importantes, para la transmisión de video.

Los transmisores y receptores de video, por lo general son fabricados para que trabajen en las frecuencias de 900 MHz, 1200 MHz, 2.4 GHz, 5.6 GHz. Estos transmisores y receptores suelen disponer de varios canales seleccionables por el usuario, permitiendo el uso de varios equipos funcionando en simultáneo y sin interferirse entre sí.

Figura 22. Transmisor y receptor de video de 2.4Ghz



Fuente: <http://electronicarc.com> [Consulta: 20 de mayo de 2013].

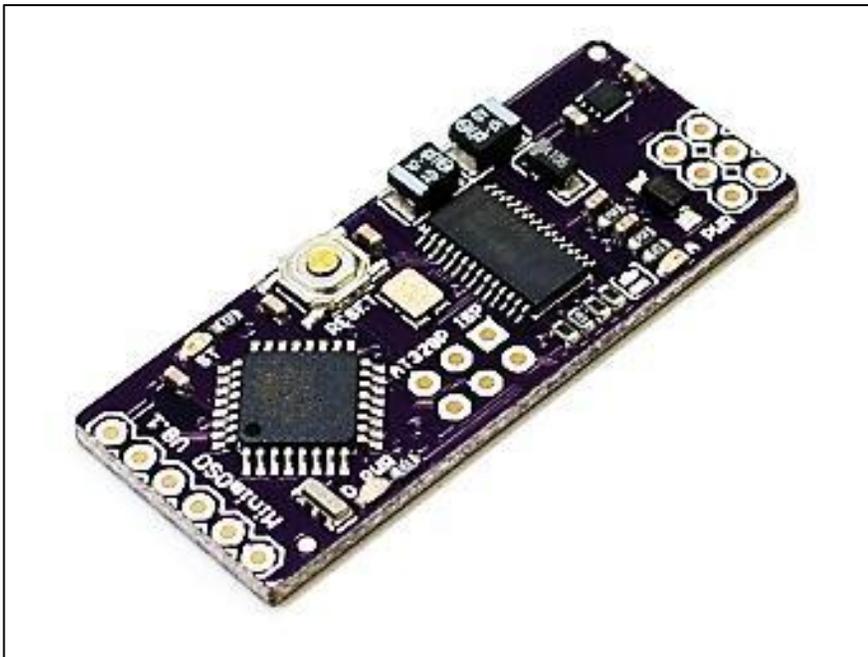
Algo a considerar cuando se usan estas frecuencias de transmisión es que al ser frecuencias tan elevadas y cercanas a las microondas, su irradiación es lineal y muy sensible a los obstáculos. Esto quiere decir que tiene que existir una línea de visión sin obstáculos entre el transmisor y el receptor. Por lo tanto, hay que tener en cuenta la posición de las antenas, sobre todo en la estación base, evitando los obstáculos que puedan ocasionar puntos ciegos en el enlace, como suelen ser árboles, torres, entre otros.

2.9.3. OSD

Un On Screen Display (OSD) es un sistema que permite mostrar en la misma imagen de video una serie de datos que pueden ser de ayuda al vuelo.

Normalmente estos datos provienen de un módulo GPS y una serie de sensores montados en la aeronave. Pudiéndose así contar con información relacionada con la posición en el espacio de la aeronave. Distancia, altura, rumbo, dirección al punto de despegue, voltaje y consumo de baterías son algunos de los valores mostrados más comunes en este tipo de dispositivos.

Figura 23. **Mini OSD**



Fuente: <https://code.google.com/p/arducopter/wiki/OSD>. [Consulta: 20 de mayo de 2013].

3. DISEÑO DE UN PROTOTIPO DE SISTEMA AÉREO NO TRIPULADO PARA VIGILANCIA

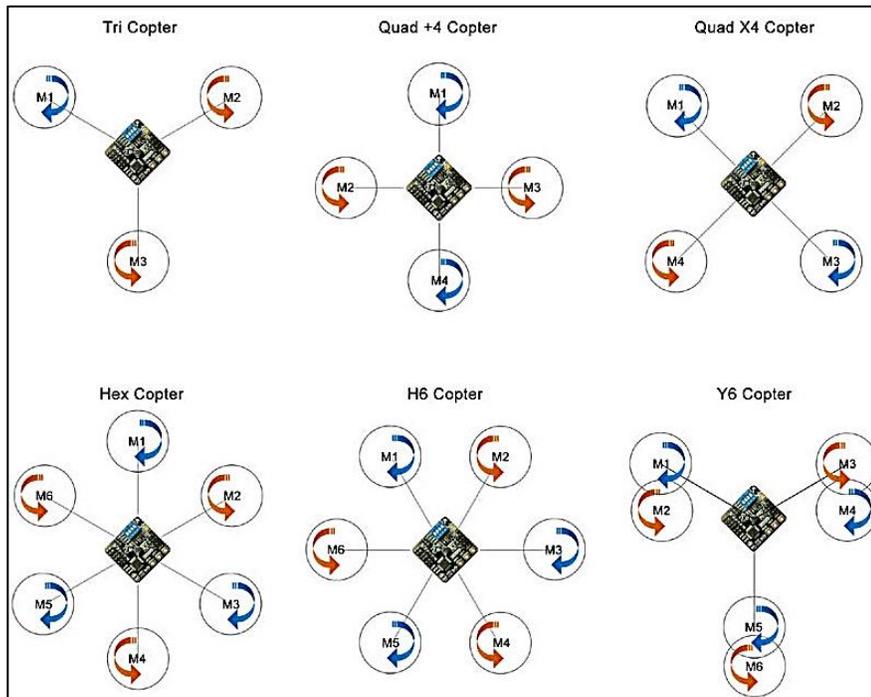
En el presente capítulo se verá todo lo concerniente al diseño de un prototipo de UAS, el cual deberá de cumplir todos los requerimientos necesarios para aplicaciones de vigilancia.

3.1. Configuración

Se comienza con el diseño del prototipo de UAV, al cual se denominará de aquí en adelante como USACOPTER. El primer elemento de diseño es la elección del tipo de aeronave a desarrollar, para ello se eligió desarrollar un multirotor, ya que es una de las aeronaves con mayor versatilidad en tareas en aéreas urbanas, ya que no son de gran envergadura y no necesitan de una pista de despegue o aterrizaje, y a su vez puede llevar las cámaras y sensores necesarios para realizar patrullajes en las calles.

Los multirotores tienen múltiples configuraciones, entre las que se pueden encontrar los tricópteros, quadcopteros, hexacopteros, octocopteros, entre otros. En cada configuración lo que cambia son la cantidad de motores y la distribución en la estructura de dichos motores. A mayor cantidad de motores se tiene una mayor redundancia, esto asegura que, si un motor falla existe otro que podrá reemplazarlo, pero esto conlleva un mayor consumo de energía. También a mayor cantidad de motores se podrá llevar una mayor carga útil, así como se tendrá mayor estabilidad.

Figura 24. Configuraciones de un multirrotor



Fuente: <http://fpvcentral.net/wp-content/uploads/2012/06/i86types.jpg>. [Consulta: 20 de mayo de 2013].

La configuración elegida fue la de un tricóptero, ya que esta es el de menor consumo eléctrico, porque es la configuración con la menor cantidad de motores para un multirrotor. A continuación se listan una serie de ventajas y desventajas de dicha configuración.

Ventajas

- Posee mucha agilidad para realizar maniobras en espacios pequeños.
- El costo de construcción es menor al tener menos componentes.
- Tiene el menor consumo eléctrico.

- Los giros en el eje z del plano de la estructura son más rápidos, ya que posee un servomotor para realizar dichos movimientos.

Desventajas

- No posee redundancia, si un motor falla la aeronave se estrellara
- La instalación del servomotor suele ser algo complicada
- Posee menos estabilidad que otras configuraciones con más motores

3.2. Análisis de pesos

El siguiente parámetro importante en el diseño del USACOPTER sería el peso total del vehículo, el objetivo es tratar de usar los componentes más livianos para reducir los requerimientos de consumo de energía eléctrica por parte de los motores. Inicialmente se asignará un peso aproximado entre 1 000 a 1 500 g, pero el peso exacto dependerá de los materiales utilizados en el prototipo final.

Al tener un prototipo liviano se podrá obtener una mejor maniobrabilidad, y flexibilidad a la hora de indicarle ciertas rutinas de vuelo al vehículo, esto es de vital importancia, ya que el sistema es diseñado para misiones de vigilancia, además de poder hacerse portable, porque se desea que el sistema sea de fácil movilización.

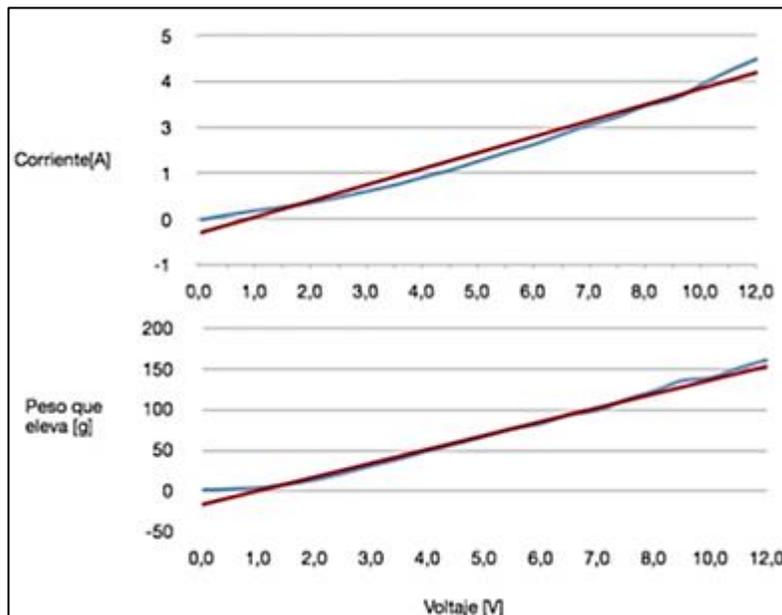
3.3. Motores

Los escogidos son motores CD sin escobillas de la marca RCtimer y sus características son las siguientes:

- Modelo A2830-13
- Voltaje de trabajo 7.4 – 15 V
- RPM/V 850 KV
- Empuje máximo 880 g
- Peso 52 g
- Tamaño del motor $\phi 28 \times 30$ mm
- Potencia máxima 200 W

En la figura 25 se observa la caracterización de uno de estos motores. Se describe la relación de voltaje de entrada en función de la corriente que consume y el peso que es capaz de elevar. La línea de color rojo es una aproximación lineal de los valores obtenidos (color azul).

Figura 25. **Rectas de respuesta de motor**



Fuente: elaboración propia, con programa Microsoft Visio.

Se puede observar como a 11 V (máxima tensión que se va a suministrar al motor) se tiene un consumo aproximadamente de 4 A y una capacidad de elevar una carga equivalente a 140 g.

Hay que tener en cuenta que este estudio se ha realizado únicamente a un motor. Como primera aproximación, se puede suponer que, tanto el consumo como la capacidad de elevar cierta carga, se multiplicará por 3, número de motores que lleva equipado el tricóptero.

Con esta aproximación se puede decir que, el quadrotor consumirá 16 A referentes al sistema de propulsión (motores) y tendrá una capacidad de elevar 420 g.

3.4. Controlador electrónico de velocidad

Se estima que la corriente del motor oscile entre los 4 y 15 A, pero es aconsejable utilizar un ESC sobredimensionado un 25 % de la corriente máxima, por lo que se elige utilizar un ESC de 20 A.

Las características son las siguientes:

- Modelo 30020
- Corriente continua 20 A
- Modo de BEC lineal
- Salida del BEC 5V / 2 A
- Tipo de batería Li-po 2-4S
- Peso 21 g

3.5. Hélices

Las empleadas son las APC10X47 SF y las APC10X47 SFP, las cuales son de 10 pulgadas de diámetro y 4,7 pulgadas de paso. Estas hélices producen un gran torque, aun en condiciones de baja velocidad.

3.6. Batería

Una de las baterías más utilizadas en los sistemas autónomos, son las baterías Li-Po. Estas permiten una mayor densidad de energía, así como una tasa de descarga bastante superior, aunque hay que tener en cuenta que pueden ser peligrosas si se utilizan de una forma inadecuada, pudiendo provocar alguna explosión o incendio.

En el usacofter se empleó una batería Li-Po con las siguientes propiedades:

- Marca: Zippy
- Capacidad: 4000 mA
- Configuración: 3S
- Tasa de descarga: 20C
- Peso: 306 g
- Tasa máxima de carga: 2C

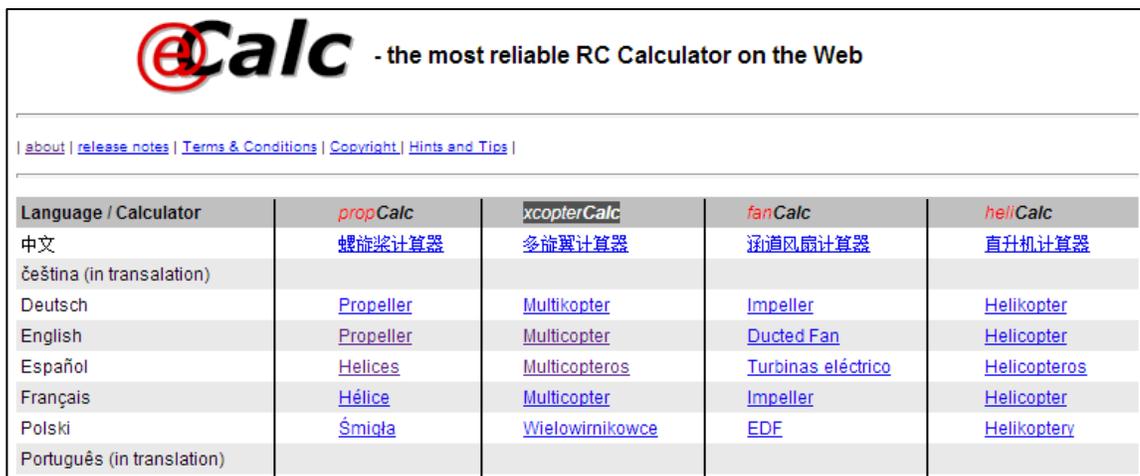
Se han elegido estas propiedades porque ofrecen la relación óptima entre peso y duración.

3.7. Estimación del desempeño

Es importante poder tener una estimación del desempeño del vehículo para poder determinar si los componentes a utilizar serán funcionales o no. Para esta tarea se empleó la herramienta xcopterCalc, el cual es un programa *on-line* que nos brinda información importante del desempeño, así como recomendaciones cuando el sistema no es viable.

Para emplear esta herramienta hay que ir al sitio web <http://ecalc.ch>. Escoger la opción de xcopterCalc en cualquiera de sus idiomas disponibles.

Figura 26. Herramienta *on-line* ecalc



The screenshot shows the website header with the logo '@Calc' and the tagline '- the most reliable RC Calculator on the Web'. Below the header is a navigation menu with links for 'about', 'release notes', 'Terms & Conditions', 'Copyright', and 'Hints and Tips'. The main content is a table with five columns: 'Language / Calculator', 'propCalc', 'xcopterCalc', 'fanCalc', and 'hellCalc'. Each row represents a language and lists the corresponding calculator names in that language.

Language / Calculator	<i>propCalc</i>	<i>xcopterCalc</i>	<i>fanCalc</i>	<i>hellCalc</i>
中文	螺旋桨计算器	多旋翼计算器	涵道风扇计算器	直升机计算器
Čeština (in translation)				
Deutsch	Propeller	Multikopter	Impeller	Helikopter
English	Propeller	Multicopter	Ducted Fan	Helicopter
Español	Helices	Multicopteros	Turbinas eléctrico	Helicopteros
Français	Hélice	Multicopter	Impeller	Helicopter
Polski	Śmigła	Wielowirnikowce	EDF	Helikoptery
Português (in translation)				

Fuente: <http://ecalc.ch>. [Consulta: 25 de mayo de 2013].

Luego indicará que esta herramienta brinda datos aproximados, y si se esta de acuerdo con los términos de uso, se da clic en aceptar y despliega la pantalla que se muestra en la figura 27.

Figura 27. Parámetros del vehículo

datos sin garantía de precisión: +/-10% xcopterCalc - Calculador de Multicópteros [Help](#) | Language: español

General

Refrigeración del Motor: media # de Rotores: 3 Peso del modelo: 850 g 30 oz con Motorización Altura del campo: 500 m ASL 1640 ft ASL Temp. aire: 25 °C 77 °F Presion (QNH): 1013 hPa 29.91 inHg

Celdas batería

Tipo (Cont. / max. C) - nivel de carga: personalizada - media Configuración: 3 S 1 P Capacidad por celda: mAh Capacidad Total: mAh Resistencia: Ohm Voltaje: V capacidad C de descarga: C continua C de pico: g oz

Variador

Tipo: custom Corriente constante: A Corriente máxima: A Resistencia: Ohm Peso: g oz

Motor

Fabricante - Tipo (Kv): seleccionar... - custom KV (w/o torque): rpm/V Corriente sin hélice: A @ V Límite (hasta 15s): W Resistencia: Ohm Longitud caja: mm inch n° Polos mag.: Peso: g oz

Hélice

Tipo de hélice: personalizado - 0° Diámetro: 10 inch Paso: 4.7 inch número de palas: 2 Constante de hélice: 1.3 Gear Ratio: 1 : 1 Calcular

Fuente: <http://ecalc.ch>. [Consulta: 25 de mayo de 2013].

Figura 28. Observaciones del desempeño del vehículo

Observaciones:		Motor a eficiencia óptima	Motor al Máximo	Motor @ Hover	Motorización Total
Batería					
Carga:	- C	Corriente: - A	Corriente: - A	Corriente: - A	Peso de la Motorización: - g
Voltaje:	- V	Voltaje: - V	Voltaje: - V	Voltaje: - V	- oz
Tensión nominal:	- V	Revoluciones: - rpm	Revoluciones: - rpm	Acelerador (lineal): - %	Peso total: - g
Tiempo de vuelo*:	- min	Potencia eléctrica: - W	Potencia eléctrica: - W	Potencia eléctrica: - W	- oz
tiempo medio de vuelo:	- min	Potencia mecánica: - W	Potencia mecánica: - W	Potencia mecánica: - W	máximo peso adicional: - g
Tiempo de vuelo estacionario:	- min	Eficiencia: - %	Eficiencia: - %	Eficiencia: - %	- oz
Peso:	- g		Temperatura ext.: - °C	est. Temperatura: - °C	Corriente en estacionario: - A
	- oz		- °F	- °F	Pot(entrada) en estacionario: - W
					Pot(salida) en estacionario: - W
					Eficiencia en estacionario: - %
					Corriente al máximo: - A
					Potencia(entrada) al máximo: - W
					Potencia(salida) al máximo: - W

Fuente: <http://ecalc.ch>. [Consulta: 25 de mayo de 2013].

Entre los parámetros del vehículo están:

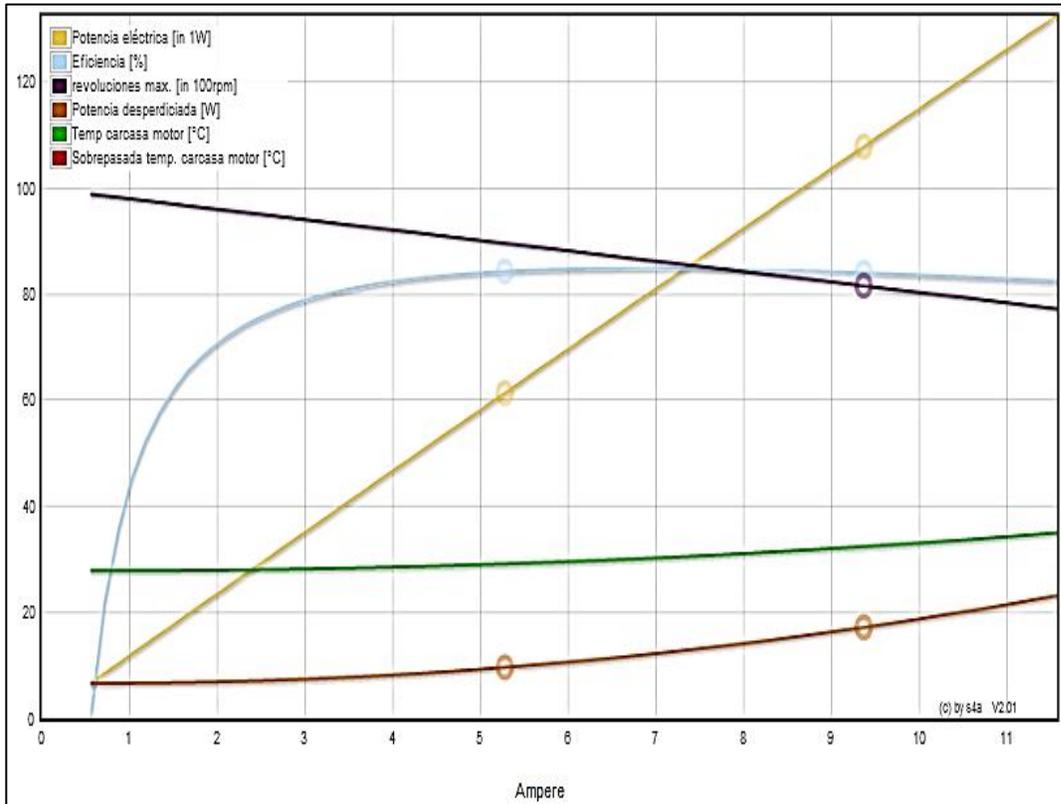
- Refrigeración del motor: permite indicarle al programa si el vehículo cuenta o no, con una buena refrigeración del motor. En este caso se elige la opción “buena”, ya que la temperatura en la ciudad de Guatemala no es excesivamente elevada, y los motores están expuestos al aire libre.
- # de Rotores: es la cantidad de motores que dispone el vehículo, en el presente caso sería 3.
- Peso del modelo: como su nombre lo indica, es cuánto pesa el vehículo, en gramos o en onzas, y tiene la opción para indicarle al programa si este incluye o no el peso de los motores, el peso aproximado del prototipo es 1 200 g incluyendo el de los motores.
- Altura del campo: es la altura del lugar en la cual el prototipo va a volar, se indica en metros o pies sobre el nivel del mar, en el caso de la ciudad de Guatemala la elevación es de 1,500 m.
- Temperatura aire: es la promedio del lugar, la ciudad de Guatemala ronda entre los 22 a los 28 °C, por lo que se utiliza una temperatura de 25 °C.
- Presión QNH: es la presión atmosférica al nivel del mar, para la ciudad de Guatemala es un aproximado de 1014 hPa.
- Celdas de batería: es un listado de propiedades de distintas baterías que tiene almacenado el programa, en este caso es una batería tipo Li-po 4 000 mA-20/30C, que por defecto aparecerán las propiedades al escoger

esta opción, aunque algunas se pueden modificar, por ejemplo, la cantidad de celdas en serie y en paralelo, algunas otras no.

- Variador: es el controlador electrónico de velocidad ESC, para este caso se elige la opción de 20 A máximos.
- Motor: es un listado de los distintos motores que tiene almacenados el programa, en este caso es el motor RCTimer A2830-12.
- Hélice: es un listado de los diferentes tipos de hélices que se pueden usar para el vehículo, la opción para este caso es APC SlowFly SF.
- Después de introducir todos los parámetros del prototipo se le da clic al botón de calcular y a continuación brindará una serie de observaciones que son importantes para determinar el futuro desempeño del prototipo entre las cuales están:
 - Tiempo de vuelo: es el tiempo durante el cual podría volar el vehículo, para esta configuración indica un tiempo de 8,3 minutos.
 - Tempo de vuelo estacionario: es el tiempo durante el cual el vehículo podría permanecer en el aire sin realizar una maniobra, en este caso, el tiempo es de 12,9 minutos.
 - Motor a eficiencia óptima: son los parámetros en los cuales el motor consigue la eficiencia óptima, por ejemplo, para este caso la eficiencia óptima del motor sería de 84,9 % y esta se consigue con una corriente de 6,58 A, 11,37 V a 8 522 rpm y 63,5 W de potencia mecánica.

- Motor al máximo: son los parámetros cuando el motor está en su máximo de carga, en este caso el motor estaría a su máximo de carga a los 9,64 A, 11,18 V a 7 835 rpm y 90,3 W de potencia mecánica con una eficiencia del 83,7 %.
- Motor Hover: son los parámetros del motor cuando el vehículo está en condiciones de vuelo estacionario, en este caso se usarían 5,27 A, 11,45 V, 50,9 W de potencia mecánica, y una eficiencia del 84,4 %.
- Motorización total: son los parámetros de motorización tomando en cuenta todos los motores del vehículo, en este caso serían 3 motores en total. El máximo peso adicional sería de 14 g, la corriente en estacionario 15.80 A, la eficiencia en estacionario sería de 82,1%, la corriente al máximo sería de 28,92 A, y la eficiencia al máximo sería de 79,6 %.
- Además de los datos anteriores, el programa brinda una gráfica con las características de un motor al máximo, como se puede apreciar en la figura 29.

Figura 29. Características del motor al máximo



Fuente: <http://ecalc.ch>. [Consulta: 26 de mayo de 2013].

Esta herramienta es de gran utilidad, ya que se puede cambiar los componentes del prototipo y tener una aproximación del desempeño del mismo. Pero también sirve para ver si el prototipo es viable o no, ya que el programa da observaciones cuando un elemento es exigido más allá de sus capacidades. Por ejemplo, si el prototipo pesara 2 200 g en lugar de 1 200 g, el programa daría la siguiente observación: “La potencia disponible no es suficiente para estacionarios”, lo que quiere decir es que se consumiría muy rápido la potencia disponible y no daría tiempo, ni siquiera para que el prototipo llegue al modo estacionario.

Así como este ejemplo, se pueden hacer todas las modificaciones que se deseen para encontrar los componentes más adecuados para esta aplicación.

3.8. IMU

Unidad de medición inercial (IMU), existe una gran variedad de IMU disponibles en el mercado, la elección depende de que tanta complejidad del control automático del vehículo se desee. A continuación, en la tabla IV se presentan las propiedades de algunos IMU disponibles en el mercado.

Tabla IV. Comparación de IMU

Proyecto	OS	Micr	Sensores				Auto Nivelación	Constante		Precio
			Gi	Ac	GPS	P		Posición	Altitud	
AeroQuad	Si	Arduino	Si	Si	Si	Si	Si	Si	Si	Q.1 600,00
OpenPilot	Si	STM32	Si	Si	O	O	Si	No	No	Q.960,00
Ardupilot	Si	Atmega2560	Si	Si	Si	Si	Si	Si	Si	Q.1 440,00
Mikrokopter	No	Atmega 1284, ARM9	Si	Si	O	O	Si	Si	O	Q.3 112,00
Dji	No	ARM Cortex Stellaris X00	Si	Si	Si	Si	Si	Si	Si	Q.7 992,00

Fuente: elaboración propia.

OS: *open source*

Micr: microcontrolador

Gi: giroscopio

Ac: acelerómetro

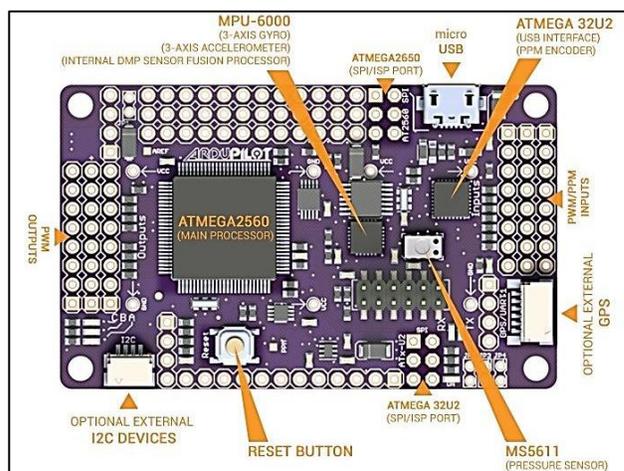
P: sensor de presión

O: opcional

Para el Usacopter se empleó la IMU ardupilot 2,5 o por su abreviatura APM 2.5, debido a su costo, versatilidad, soporte y existencia de distintos proveedores. A continuación se describe más a fondo sus propiedades.

- Incluye un microcontrolador ATMEGA2560 y un microcontrolador ATMEGA32U-2.
- Contiene un chip MPU-6000/6050, el cual combina un giroscopio de 3 ejes con un acelerómetro de 3 ejes mediante un procesador digital de movimiento.
- Incluye sensor barométrico de presión MS5611-01BA03, el cual funciona como altímetro con una resolución de 10 cm.
- Una brújula digital con el chip HMC5883L-TR de Honeywell.
- Posee una memoria a bordo de 4Mbytes para almacenamiento de eventos.
- *Firmware open source*, compatible con Arduino.

Figura 30. Placa Ardupilot



Fuente: <https://code.google.com/p/arducopter/wiki/APM2board>. [Consulta: 31 de mayo de 2013].

3.9. Radio control

En el caso del radio control se utilizó el sistema Fly Sky modelo FS-CT6A, que incluye un radio transmisor y radio receptor en 2,4GHz.

Las especificaciones del transmisor son:

- Número de canales: 6
- Banda de frecuencia: 2,4 GHz
- Tipo de modulación: FM
- Potencia de transmisión: 19 dB
- Peso: 575 g
- Alimentación: 8 baterías AA

Las especificaciones del receptor son:

- Número de canales: 6
- Banda de frecuencia: 2,4GHz
- Tipo de modulación: FM
- Sensibilidad de recepción: -76 dB
- Peso: 12 g

3.10. Telemetría

Para la transmisión de datos de telemetría se empleó el módulo de radio HM-TRP de 100 mW. El HM-TRP es un transceptor FSK de bajo costo y de alto desempeño que puede operar en las frecuencias de 433 470, 868 y 900 MHz.

Algunas de sus propiedades son: el tamaño pequeño, alta potencia de salida, alta sensibilidad transmisión a larga distancia y una elevada tasa de transmisión de datos. Este módulo es una interface UART, y es muy fácil de utilizar, ya que solo se necesita proporcionar los datos UART para la transmisión de datos.

Figura 31. **Modulo HM-TRP**



Fuente: <https://code.google.com/p/ardupilot-mega/wiki/3DRadio>. [Consulta: 28 de mayo de 2013].

Especificaciones:

- Soporta comunicaciones punto a punto half-dúplex
- Peso liviano, menos de 4 g sin la antena
- Sensibilidad en el receptor de -121dBm
- Potencia de transmisión arriba de los 20dBm
- Conexión transparente serial
- Velocidad de comunicación entre 1.2 kbps a 115.2 kbps
- Implementación en FHSS
- *Opensource Firmware*
- Comandos AT para la configuración de radio

- Consumo de 1uA en modo sleep

3.11. GPS

Para el prototipo se empleó el GPS MEDiatek-3329 V2, el cual es un módulo GPS ultra compacto, que posee una alta sensibilidad y capacidad de seguimiento en condiciones urbanas. El modulo puede soportar hasta 66 canales y está diseñado para dispositivos de pequeña envergadura.

Especificaciones:

- Batería a bordo
- Alta sensibilidad, hasta -165 dBm en seguimiento
- Interface USB/UART
- Antena embebida para una sensibilidad óptima
- Soporta DGPS (WAAS, EGNOS, MSAS)
- Velocidad máxima de actualización 10 GHZ
- Utilización de frecuencia L1
- Precisión de la posición menor de 3 m
- Consumo de corriente en adquisición 48 mA y 37 mA en seguimiento
- Peso 9,45 g

3.12. Cámara de video

Para la captura de imágenes se utilizó la cámara Samsung TL105, la cual cuenta con las siguientes características:

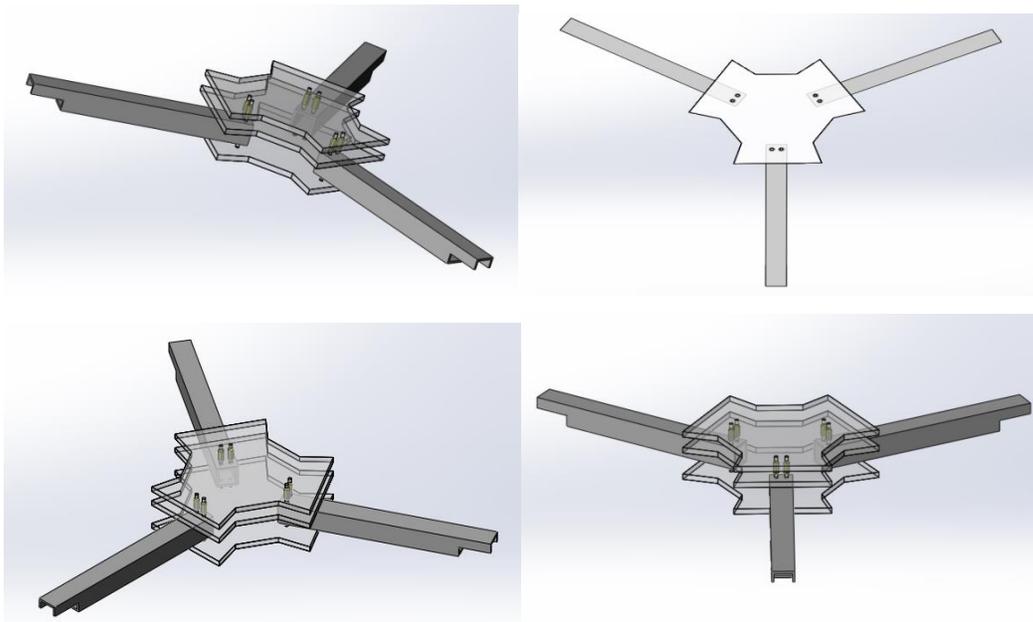
- Sensor de imágenes con 8 pixeles de resolución
- Sensor de imagen tipo CCD de 7,79 mm

- Zoom óptico de 4x
- Distancia focal de entre 4,9 a 19,6 mm
- Velocidad de obturador de 1/8 a 1/200 s
- Temperatura de operación 32 a 104 °F

3.13. Estructura del vehículo

Para el diseño de la estructura de vehículo se empleó el programa de diseño industrial en tercera dimensión: Solidworks; en el USACOPTER se utilizó el formato Y, el cual es una forma de estructura que brinda gran agilidad debido a su forma aerodinámica. En la figura 32 se puede observar el resultado obtenido.

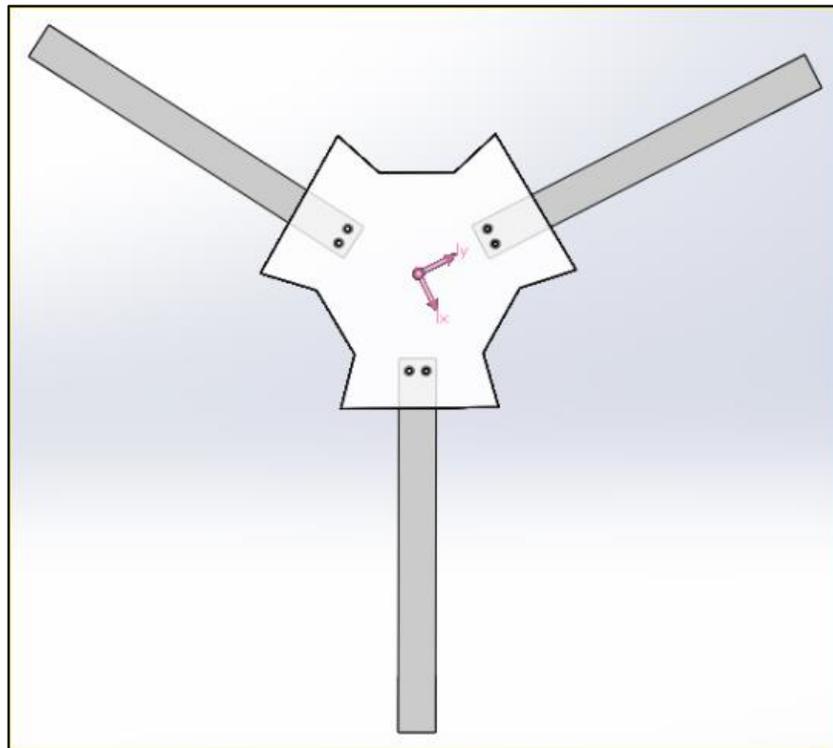
Figura 32. Diseño de la estructura del vehículo



Fuente: elaboración propia, con programa Adobe Illustrator.

Una de las virtudes de este programa es, que dependiendo de los materiales seleccionados, brinda información adicional, como el centro de masa. En la figura 33 se puede apreciar el centro de masa del diseño realizado.

Figura 33. **Centro de masa del diseño**



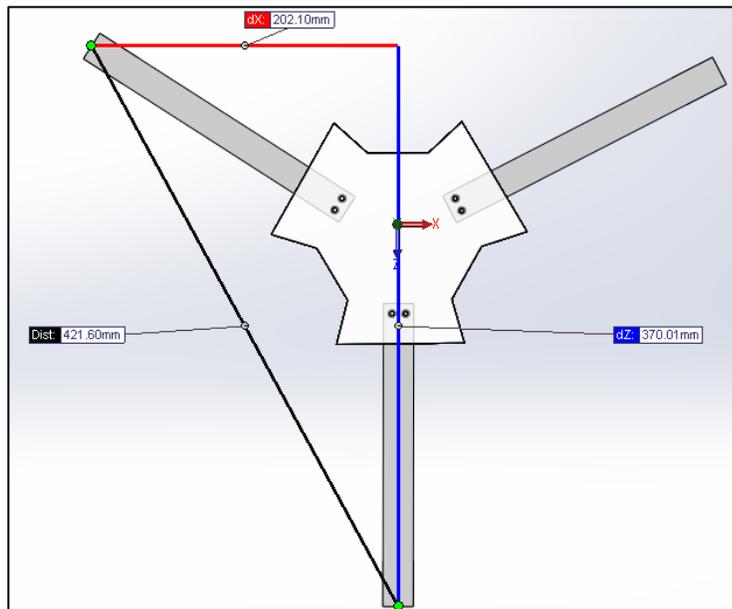
Fuente: elaboración propia, con programa Adobe Illustrator.

La ubicación exacta es $x=1,29$ mm $y=10,20$ mm $z=6,84$ mm, además del centro de masa, indica los siguientes datos:

- Masa 298,16 g
- Volumen 298157,25 mm³
- Área superficial 179 440,66 mm²

Otro parámetro que permite aproximar es la distancia entre motores, la cual es de 421,60 mm como se puede observar en la figura 34.

Figura 34. **Distancia entre motores del diseño**



Fuente: elaboración propia, con programa Adobe Illustrator.

4. PROCEDIMIENTOS PARA EL DESARROLLO DE UN PROTOTIPO

En el presente capítulo se desarrollarán todos los pasos que fueron necesarios para la implementación del prototipo del usacopter, detallando los equipos y herramientas utilizados, así como el software necesario en dicho proceso.

4.1. Estación de mando

Para implementar la estación de mando, se utilizó una computadora portátil, en la cual se instaló el software libre mission planner 1,2,55. Este es un programa para Windows, que tiene como requisito tener instalado el .net Framework 3,5 o superior, Windows vista y Windows 7, ya lo tienen incluido, por lo que hay que instalarlo solo en versiones anteriores de Windows.

Además de la computadora portátil se utilizó un radio receptor HM-TRP para poder captar los datos de la telemetría, este cuenta con un cable USB para poder conectarlo a la computadora. Abonado a esto estaría el radio control para poder operar el vehículo cuando fuere necesario.

En la figura 35 se pueden observar los elementos que conforman la estación de mando.

Figura 35. **Estación de mando**



Fuente: <http://www.canadadrones.com/SteadyDrone-Ground-Station-p/steadydrone-ground-station.htm>. [Consulta: 6 de julio de 2013].

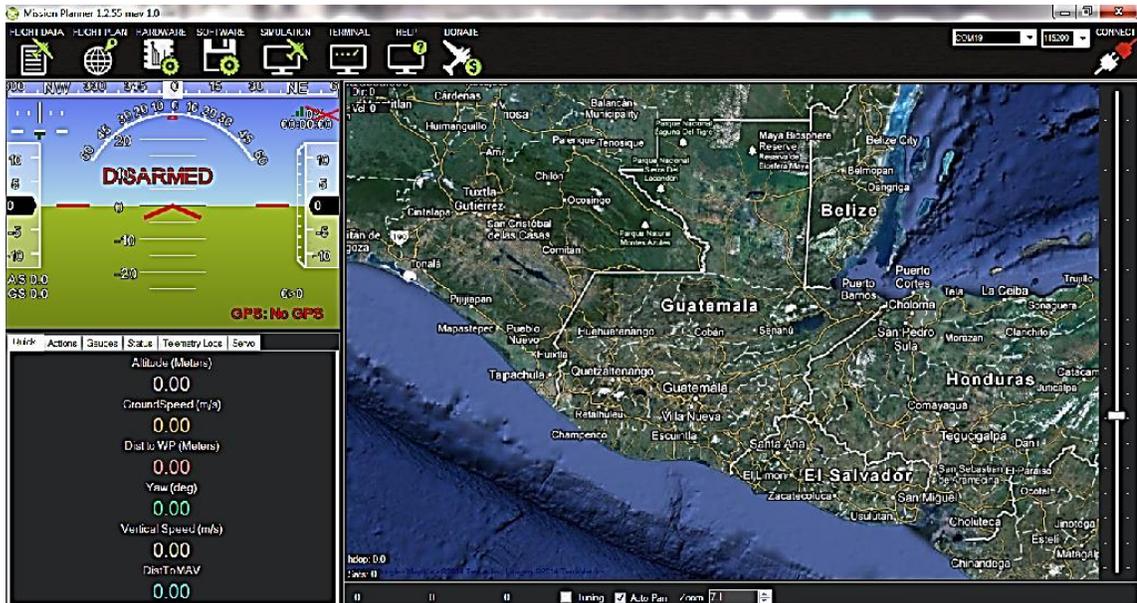
4.1.1. Mission Planner

Es un programa creado por Michael Osborne, el cual permite realizar la mayoría de las acciones que una estación de mando necesita realizar para llevar a cabo el control de un vehículo. Entre las funcionalidades que posee este programa están:

- Datos del vehículo, ubicación en un mapa, velocidad, orientación, altitud, vibración, entre otros.
- Planificación de misiones.
- Configuración del vehículo y calibración de los instrumentos.
- Simulación.
- Registro de parámetro de vuelo.

A continuación se puede observar la pantalla que despliega el programa cuando se está ejecutando en la estación de mando.

Figura 36. Pantalla del Mission Planner



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

Cabe mencionar que el Mission Planner fue diseñado para el controlador APM, por lo que otros controladores de vuelo no funcionarán con este programa.

4.2. Fabricación de la estructura

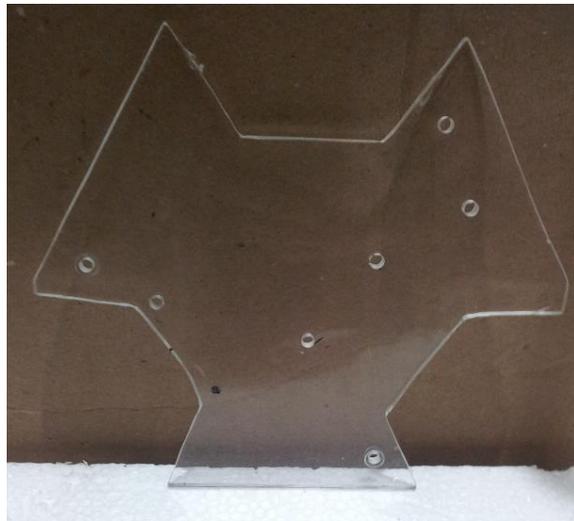
Para la fabricación de la estructura se utilizaron 3 placas de polimetilmetacrilato de 150 X 150 X 4 mm, se utilizó el polimetilmetacrilato, ya que este es un acrílico que cuenta con las siguiente características:

- Alta resistencia al impacto, de unas diez a veinte veces la del vidrio.
- Es un material ligero, con una densidad de unos 1190 kg/m^3 es solo un poco más denso que el agua.

- De dureza similar a la del aluminio.
- Resistente a la intemperie y a los rayos ultravioleta.
- Excelente aislante térmico y acústico.

Cada placa fue cortada y pulida para cumplir el diseño mencionado en el capítulo anterior, y a continuación, en la figura 37 se muestra la forma final de las placas.

Figura 37. **Placa de polimetilmetacrilato utilizada en la estructura del prototipo**



Fuente: elaboración propia, con programa Adobe Illustrator.

Otra parte importante de la estructura la conforman los brazos, en los cuales van ensamblados los motores. Para fabricarlos se emplearon 3 perfiles de aluminio de 200X20X20 mm, se empleó el aluminio, porque es un material que brinda la suficiente resistencia, ya que los brazos están sometidos a las fuerzas de sustentación provocada por los motores; así también es un material sumamente liviano, que ayuda a reducir el peso del prototipo.

4.3. Ensamblaje

Se realizó de la parte inferior hasta la superior, colocando cada componente según el siguiente diagrama.

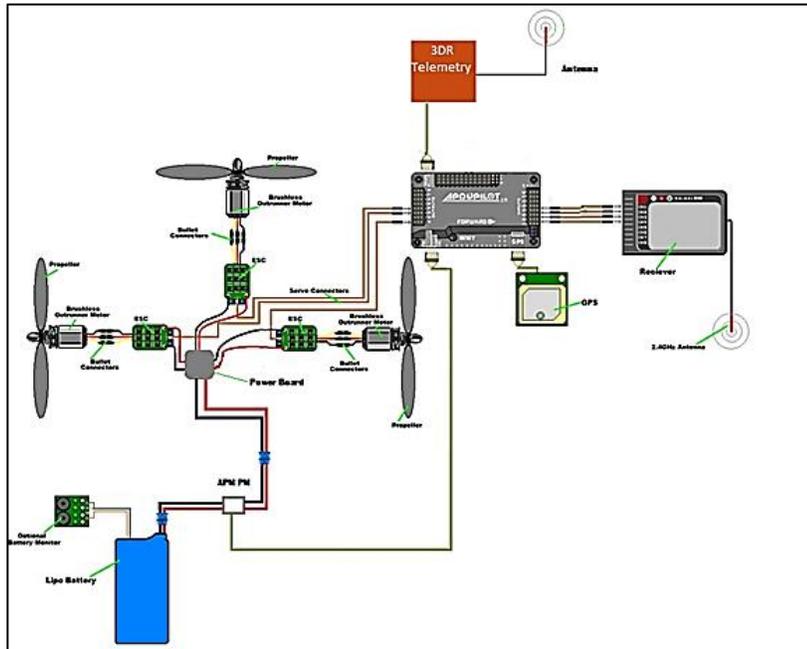
La razón del porqué la batería fue posicionada hasta abajo, debido a que es el elemento más pesado de todo el vehículo, y al colocarla en cualquier posición superior se sometería a más carga mecánica a otras placas de la estructura, sin embargo, hasta abajo solo se somete a la carga la placa a la cual va adherida.

En el nivel superior va la placa de distribución de energía, la cual distribuye la corriente de la batería a todos los controladores electrónicos de velocidad, que también están situados en este nivel, la placa de distribución de energía también se encarga de llevar todas las señales PWM del APM 2,5 hasta cada controlar electrónico de velocidad según el orden respectivo. También en este nivel está situado el APM *power module*, el cual energiza la APM 2,5 así como recolecta los datos necesarios para la telemetría del voltaje y corriente empleados durante el funcionamiento del prototipo.

En el siguiente nivel superior va el APM 2,5, el cual está situado en el centro de la estructura para que esté lo suficientemente protegida, y permita el fácil acceso para poder conectar o desconectar cualquier dispositivo en las pruebas.

En el último nivel está colocado el módulo GPS, el cual tiene que tener una vista sin obstáculos al cielo, para poder obtener la señal de los satélites con los que funciona, y está colocado también el módulo de telemetría, el receptor de radio está posicionado en uno de los brazos para separarlo del GPS y de la telemetría para reducir la interferencia electromagnética. A continuación se muestra un esquema general de la conexión de todos los componentes.

Figura 38. **Esquema general de conexión de los componentes**

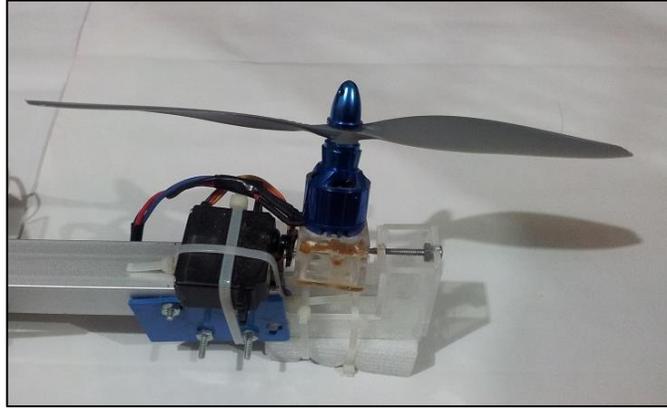


Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

En la base de cada brazo se colocaron piezas de poliestireno expandido, el cual sirve para amortiguar los golpes de los aterrizajes, y que ningún elemento sufra ningún daño, a su vez es un material muy liviano lo que ayuda a no aumentar el peso del vehículo.

Como se empleó la configuración de un tricóptero, es necesario la utilización de un servomotor adicional a los 3 motores Brushless que generan la mayoría de los movimientos; el servomotor de cola se instaló sobre el perfil de aluminio, y el motor brushless se instaló en una placa de polimetilmetacrilato que está adaptada al eje del servomotor.

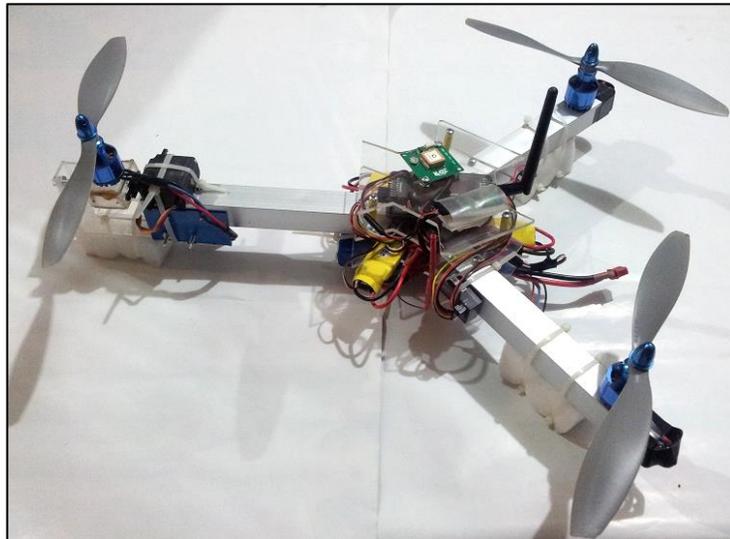
Figura 39. **Ensamblaje del motor de cola**



Fuente: elaboración propia.

A continuación se muestra una foto del prototipo ensamblado en su totalidad.

Figura 40. **Prototipo ensamblado en su totalidad**



Fuente: elaboración propia.

4.4. Configuración

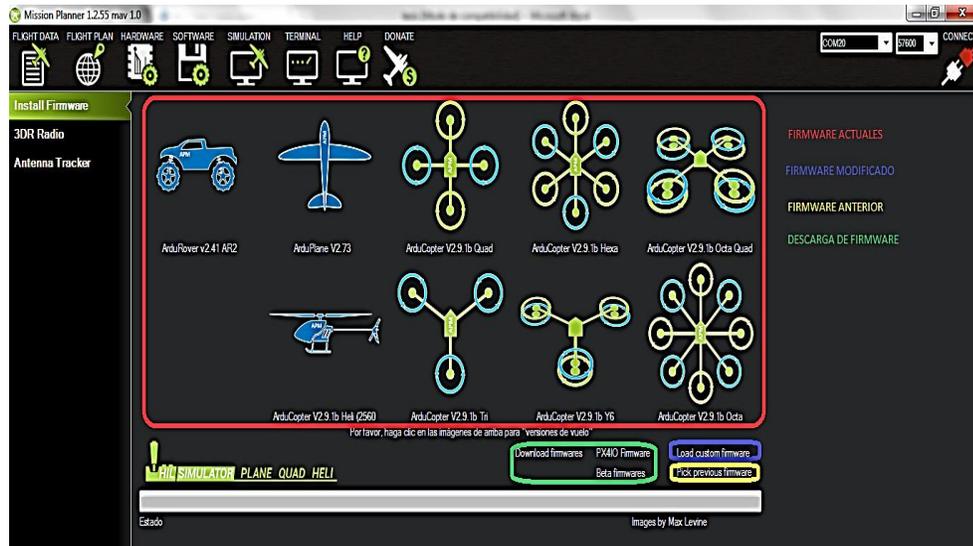
En esta sección se verán todas las configuraciones necesarias de los componentes, para que el vehículo pueda volar, así como responder a las tareas asignadas por el usuario en la estación de mando.

4.4.1. Firmware

La primera configuración necesaria es la correcta instalación del *firmware* en el APM 2.5. El *firmware* definirá las funciones, así como los requisitos necesarios para que el APM 2.5 pueda funcionar.

Para poder instalar el *firmware* es necesario, primero instalar el programa Mission Planner, el cual servirá para implementar la estación de mando en un computador. Luego se debe conectar el APM 2.5 al computador mediante un cable USB, dependiendo del sistema operativo será necesaria o no la instalación del driver de la placa, el cual lo provee el fabricante del APM 2.5. Una vez teniendo conectado el computador al APM 2.5 se ejecuta el programa de Mission Planner, y se establecen los parámetros de la comunicación serial como la tasa de trasmisión de 115 200, y el puerto COM que asigne el sistema operativo al APM 2.5. Luego se le da clic en el botón *connect* el cual establecerá la conexión. Luego se busca la pestaña con el nombre de hardware y mostrará las opciones que se ilustran a continuación.

Figura 41. Pantalla de instalación de *firmware*



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

Como se puede observar en la figura 41, el cuadro rojo enmarca las opciones de *firmware* actuales, estas son las últimas versiones estables de *firmware* disponibles para cada tipo de vehículo que se puede controlar con la APM 2.5.

El cuadro morado enmarca la opción de cargar *firmware* modificado, esta opción permite cargar un *firmware* programado por uno mismo, esto se hace mediante una plataforma IDE modificada de Arduino.

En el cuadro amarillo se enmarca la opción de cargar *firmware* anterior, ya que en algunas ocasiones es de utilidad poder usar *firmware* anteriores que tuvieron alguna propiedad que fue modificada en los *firmware* actuales.

En el cuadro verde se enmarca la opción de descargar Firmware, esta opción permite descargar cualquier *firmware* disponible por el fabricante, incluso las versiones beta, que son versiones en desarrollo pero no han llegado a ser estables.

En el presente caso, se utilizará el Firmware Arducopter V2.9.1b TRI, que es el último *firmware* estable disponible para tricópteros, se le da un clic en donde aparece el nombre de dicho *firmware*, y el programa se conectará a los servidores del fabricante para descargarlo automáticamente. Luego de descargarlo lo instala en el APM 2.5 que se tiene conectado al computador, se espera hasta que muestre el rotulo de DONE. Una vez ocurrido esto el *firmware* estará instalado y placa poseerá todas las propiedades programadas en el *firmware* instalado.

4.4.2. Calibración

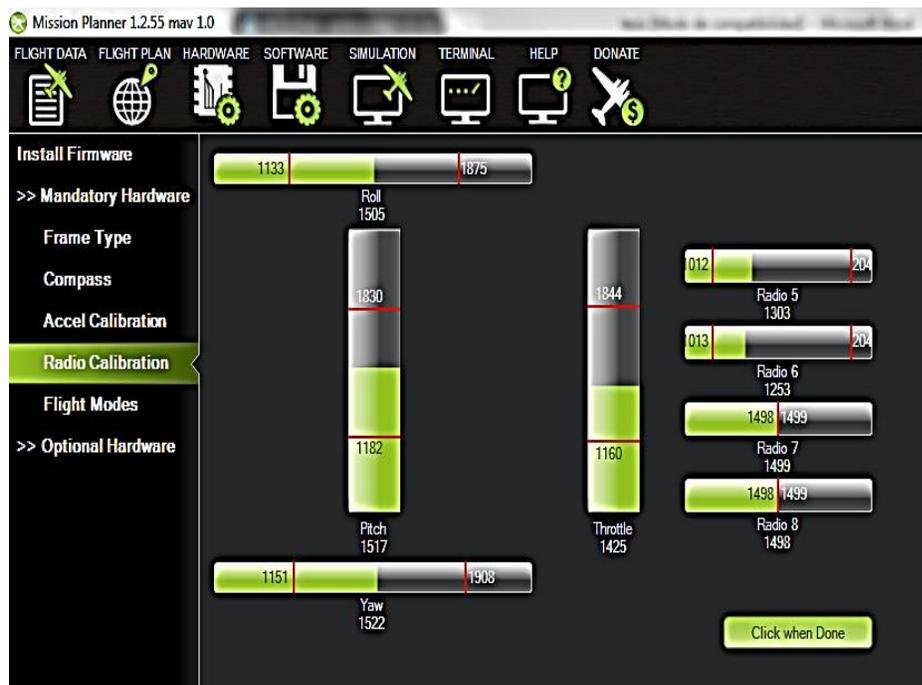
En esta sección se presentan todas las calibraciones de los elementos que lo necesiten para un correcto desempeño del vehículo.

4.4.2.1. Radio control

Para calibrar el radio control es necesario que el APM 2.5 esté conectado al computador, y tener encendido el radio transmisor, así como el radio receptor, es aconsejable desconectar las salidas de los motores, o tener los motores sin las hélices colocadas, ya que se pueden activar los motores durante esta calibración. Luego es necesario ir a la pestaña de hardware y seleccionar la opción Radio Calibration y dar clic en calibrar radio.

Luego aparecerá un rótulo que indica la necesidad de encender el transmisor y el receptor, y que también se debe desmontar las hélices, luego se le da clic en *OK*. A continuación solicitará que se muevan todas las palancas del control remoto a sus posiciones extremas, unas barras de color rojo aparecerán en los valores extremos detectados para cada canal del radio control, como se ilustra a continuación.

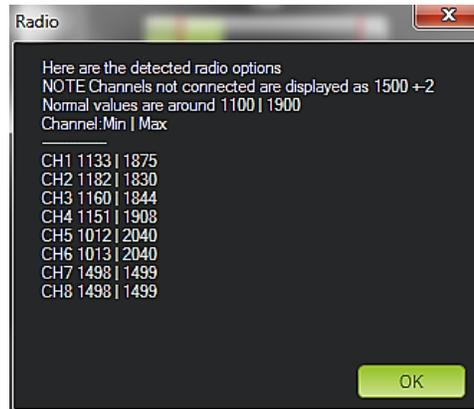
Figura 42. **Pantalla de la calibración del radio control**



Fuente: elaboración propia.

Luego de establecer todos los valores extremos, se le da clic en la opción de clic when done, y mostrará un rótulo con un informe de los valores con que fue calibrado el radio control.

Figura 43. **Pantalla de valores de calibración de radio control**



Fuente: elaboración propia.

Luego de hacer clic en *ok* quedará grabada la calibración del radio control.

4.4.2.2. **Magnetómetro**

Para calibrar el magnetómetro que hace las funciones de brújula es necesario ir a la pestaña de hardware y seleccionar la opción de compass.

Figura 44. **Pantalla de calibración del magnetómetro**



Fuente: elaboración propia.

Se debe de tener activada la casilla de activar para que el magnetómetro esté disponible. Si está activada la opción de auto detec, el APM 2,5 detectará automáticamente la declinación magnética del sitio de vuelo, en caso de que no esté activada se debe ingresar manualmente la declinación magnética del sitio, si se da clic en la opción de sitio Web declinación, mostrará una página web, en la cual informa cuál es la declinación magnética del lugar en donde se está basados en la dirección IP de la conexión a internet, para que luego se pueda ingresarla manualmente en el programa.

Para calibrar finalmente, el magnetómetro se debe seleccionar la opción de Live Calibration, a continuación indicará qué se debe de rotar el vehículo en los ejes x, y, z y que se tomarán muestras de calibración durante 60 segundos. Luego de este tiempo, indicará que el magnetómetro fue calibrado exitosamente.

4.4.2.3. Acelerómetro

Para calibrar el acelerómetro es necesario ir a la pestaña de hardware y seleccionar la opción de Accel Calibration, luego dar clic en Calibrate Accel.

Figura 45. Pantalla de la calibración del acelerómetro



Fuente: elaboración propia.

A continuación, el programa solicitará que se ponga el vehículo en su posición normal, luego que se coloque sobre su costado izquierdo, luego sobre el costado derecho, después con la nariz hacia abajo, luego con la nariz hacia arriba, para finalizar con el vehículo boca abajo, y a continuación indicará que se ha calibrado el acelerómetro exitosamente.

4.4.2.4. Calibración de las hélices

Las hélices no vienen calibradas de fábrica, por lo que es necesario calibrarlas, ya que si no están bien calibradas esto puede provocar vibraciones indeseadas en el motor. Para calibrarlas se utiliza un tubo de plástico montado sobre una caja, en el cual debe de poder girar libremente una hélice. A continuación, en la figura 46 se ilustra un ejemplo de este dispositivo.

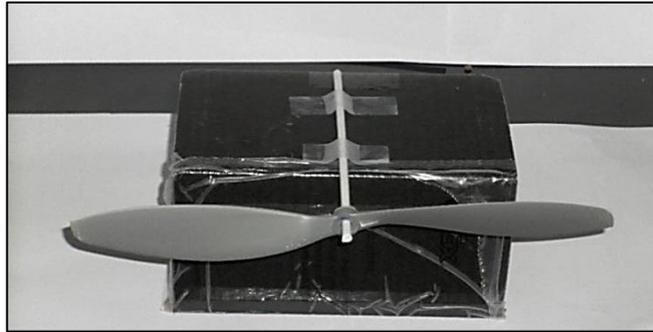
Figura 46. **Dispositivo para calibrar hélices**



Fuente: elaboración propia.

Para calibrar la hélice, esta se coloca en el tubo en posición paralela al suelo, al soltarla, si gira en cualquier dirección, quiere decir que una pala pesa más que la otra, por lo que se le puede agregar cinta adhesiva o barniz a la pala contraria al giro que realizó la hélice para compensar el peso. Si una hélice está bien calibrada esta no realizará ningún giro, y permanecerá de forma paralela al suelo como se muestra en la figura 47.

Figura 47. **Ejemplo de calibración de hélice**

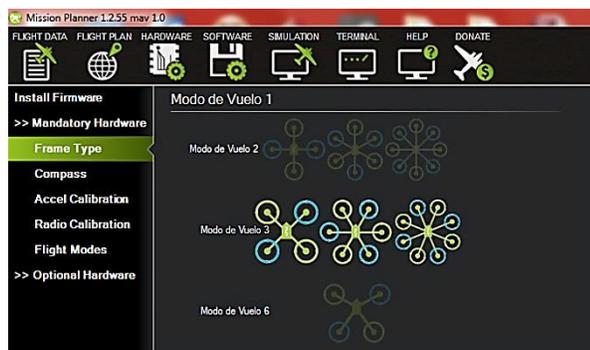


Fuente: elaboración propia.

4.4.3. **Tipo de estructura**

Cada estructura tiene una configuración dependiendo de su fabricación, es por eso que hay que configurarlo en el APM 2.5. Para esto es necesario ir a la pestaña de hardware en el Mission Planner y seleccionar la opción de Frame Type, en este caso hay que seleccionar el modo de vuelo 3 que es el correspondiente para la estructura que se fabricó.

Figura 48. **Pantalla de configuración del tipo de estructura**



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

4.4.4. Controlador electrónico de velocidad ESC

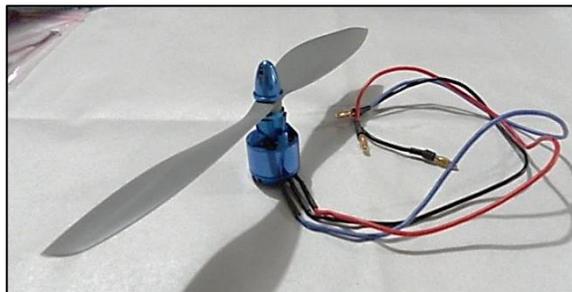
Para configurar los ESC es necesario realizar los pasos que se listan a continuación:

- Desmontar las hélices de los motores
- Tener el APM 2.5 desconectado del computador y tener desconectada la batería.
- Encender el radio transmisor y colocar al máximo la palanca de aceleración, que en este caso, es la palanca del lado izquierdo.
- Conectar la batería para alimentar los ESC, se escuchará uno o dos tonos cortos de música.
- Esperar a que el APM 2,5 cargue, esto sucede cuando el led rojo y azul parpadean lenta y continuamente.
- Dejar la palanca del acelerador al máximo y desconectar la batería y volverla a conectar para que el APM 2,5 se reinicie. El APM 2,5 se encargará de enviar las señales de configuración a todos los ESC. Después de escuchar dos tonos cortos de música es necesario colocar la palanca de aceleración al mínimo, luego se escuchara un tomo musical de confirmación de la calibración.
- Luego de escuchar el tono de confirmación es necesario mover un poco la palanca del acelerador para asegurarse de que el proceso fue el correcto, esto deberá provocar de que todos los motores se muevan.
- Desconectar la batería y conectarla de nuevo, de ahora en adelante para armar el APM 2,5 bastara con mover la palanca del acelerador a tope de la izquierda durante aproximadamente cuatro segundos, y después de este tiempo, ya pueden girar los motores dependiendo de la aceleración que se le indique con el radio control.

4.4.5. Dirección de giro de los motores

Es importante establecer la correcta dirección de giro de los motores, ya que esto puede provocar que el vehículo no vuele, o vuele de una forma errónea. En el caso del usacopter se emplearon hélices de paso normal, por lo que la dirección de giro es en contra de las manecillas del reloj, para verificar esto basta con armar el APM 2.5 y acelerar un poco para que los motores comiencen a girar, y así poder verificar la dirección de giro, en el caso de que un motor tuviera mala la dirección de giro basta con cambiar la conexión de cualquiera de 2 fases de las 3 fases que posee cada motor. En la figura 49 se puede observar el cable negro, azul y rojo que son las fases respectivas del motor.

Figura 49. **Motor con sus cables de fase**



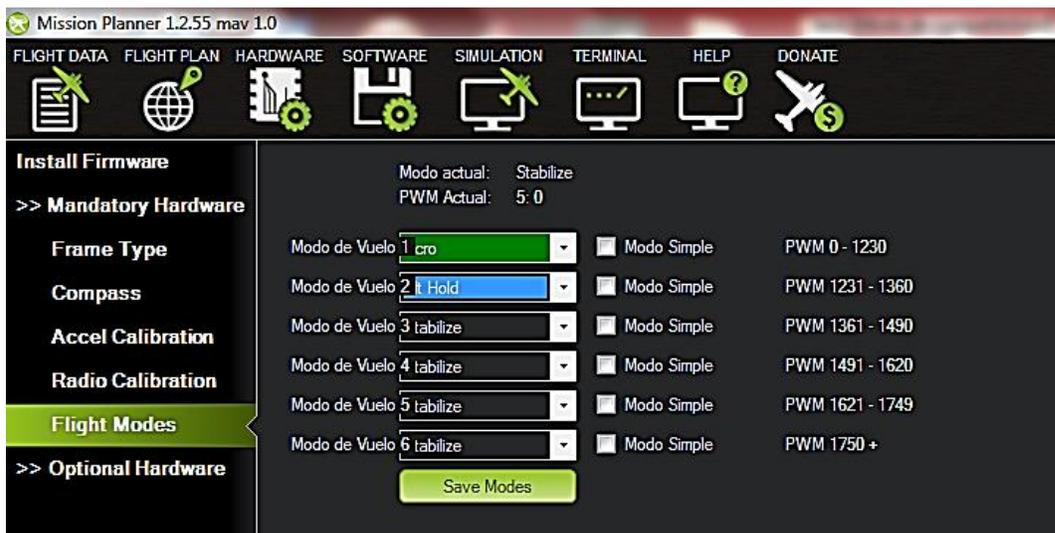
Fuente: elaboración propia.

4.4.6. Modos de vuelo

Para configurar los modos de vuelo es necesario emplear un canal de comunicación del radio control, por lo general es el canal 5. Dependiendo del valor PWM que se transmita así será el modo de vuelo en el que opere el vehículo.

Para configurar los modos de vuelo es necesario ir al Mission Planner a la pestaña de hardware y seleccionar la opción de Flight Modes, esta pestaña permitirá configurar para un rango de valores de PWM un modo de vuelo respectivo, por ejemplo, en la figura 50, para el rango de 0 a 1 230 el modo de vuelo sería el acro, para el rango de 1 231 a 1 360 el modo de vuelo Alt hold, y así sucesivamente hasta llenar todas las opciones.

Figura 50. Pantalla de configuración de modos de vuelo



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

Entonces, dependiendo del valor PWM que el radio transmisor envíe, así será el modo de vuelo en el vehículo.

Es recomendable no usar más de 3 modos de vuelo, ya que se vuelve una tarea compleja a la hora de realizar los vuelos. La definición de cada modo de vuelo se puede observar en los apéndices.

4.4.7. Telemetría

Para configurar los parámetros de telemetría es necesario tener conectado un radio transmisor en el computador que hace las funciones de estación de mando, es necesario instalar los *drivers* de dicho radio dependiendo del tipo de sistema operativo, de igual forma el fabricante provee dichos *drives*. Una vez se tenga conectado el radio transmisor al computador, es necesario abrir el programa de Mission Planner y establecer los parámetros de configuración serial, como la tasa de transmisión 57 600 y el número de puerto COM que asigne el sistema operativo.

Cuando se conectan los equipos de telemetría, es importante no emplear el puerto USB del APM 2.5, ya que usa el mismo puerto que la telemetría. Luego de encender el radio de la estación de mando es necesario encender el radio del vehículo, una vez encendidos los dos es necesario ir a la pestaña hardware y seleccionar la opción de 3DR Radio, es importante mantener desconectado el botón de conexión para poder leer y escribir los parámetros sin ningún problema.

Una vez hecho esto se le da clic al botón de Load Settings, y automáticamente el programa leerá los parámetros de los dos radio transmisores como se muestra en la figura 51.

Figura 51. Pantalla de configuración de telemetría



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

Entre los parámetros que se pueden modificar están:

- Baud: es la velocidad de configuración de los radios transmisores, por defecto el valor esta truncado a un entero, por ejemplo, un 9 significaría 9 600 kbps.
- Air Speed: es la tasa de trasmisión entre los radios, esto quiere decir la tasa de transmisión de datos de telemetría, también este parámetro tiene un valor truncado, por lo que 64 significaría 64 kbps.
- Net ID: es un identificador de red de 16 bits que sirve para identificar a cada red posible de radio trasmisores que se esté empleando.
- Tx Power: es la potencia en dBm con la que pueden transmitir los radios
- ECC: es una trama de 16 bits que contiene información para la detección de errores.
- Mavlink: esta casilla sirve para activar o desactivar el protocolo Mavlink
- Op Resend: activa o desactiva el reenviado de información

- Min Freq: establece cuál va a ser la frecuencia mínima de la comunicación en Hz.
- Max Freq: establece cuál va a ser la frecuencia máxima de la comunicación en Hz.
- # of Channels: establece cuántos canales se utilizaran para el protocolo de salto en frecuencia.
- Duty Cycle: establece el porcentaje de tiempo que es posible transmitir
- LBT Rssi: establece el umbral para la aplicación de escuchar antes de hablar, dicha aplicación escucha los canales en busca de una señal del nivel del umbral establecido, y si no encuentra ninguna, empieza a transmitir.

Para guardar los parámetros modificados basta con darle clic al botón de Save Settings, y el programa descargará las modificaciones al radio transmisor.

Es importante mantener los mismos parámetros para los dos radios, ya que si esto no se cumple no habrá comunicación entre ellos.

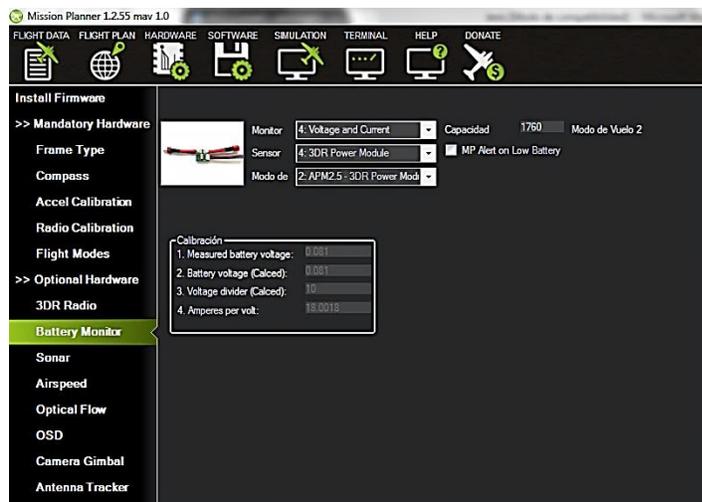
4.4.8. Monitor de batería

El APM 2.5 dispone de un sensor para monitorear el voltaje y la corriente que es consumida de la batería, este tiene el nombre de módulo de alimentación, porque a su vez provee la alimentación para que funcione el APM 2,5. El módulo de alimentación tiene una resolución de 12 bits para un voltaje máximo de 50 V y 90 A, posee un regulador de voltaje de 5,3 V y 2,25 A.

Para su configuración es necesario ir al Mission planner en la pestaña hardware, seleccionar la opción de Battery Monitor, en la sección de Monitor se indica si la medición es solo de voltaje, voltaje y corriente o no medir nada.

En la sección de sensor brinda una lista de sensores disponibles, para este caso es el 3DR Power Module, y por último, se indica el tipo de módulo de alimentación, que para el presente caso es el APM2.5-3DR Power Module. Además existe una casilla en donde se le puede indicar que genere una alerta cuando la batería tenga baja carga.

Figura 52. Pantalla de configuración del monitor de batería



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

4.4.9. Parámetros PID

Para configurar los parámetros PID se utiliza un procedimiento durante el vuelo, el cual consiste en variar un parámetro PID asignado a un canal de radio control durante el vuelo hasta encontrar el valor más indicado.

Para realizar esta configuración es necesario ir a la pestaña de software en el Mission Planner, y seleccionar la opción de Arducopter Pids, y el programa mostrará una pantalla como la que se muestra en la figura 53.

Figura 53. Pantalla configuración de parámetros PID



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

En esta pantalla se despliegan todos los lazos de control PID que emplea el APM 2,5. Existen 2 casillas que permiten asignarle un parámetro PID, ya sea al canal 6 o al 7 del radio transmisor. Entonces, por ejemplo, si se quiere modificar la constante P del lazo de control que controla la aceleración se indica en la casilla Ch6 Opt la opción CH6_THROTTLE_KP. En las casillas Min y Max se indican los valores máximos y mínimos en el que, el canal 6 puede variar el parámetro indicado anteriormente, se aconseja que sea un valor 50 % mayor y menor del valor por defecto.

En este caso sería un valor máximo de 9 y un mínimo de 3, en el canal 7 no se asigna ningún parámetro, ya que en caso este se cuenta con un radio control de solo 6 canales. Entonces, el valor de la constante P del lazo de control de aceleración se podría variar hasta encontrar el valor más indicado según la respuesta obtenida en vuelo. Para observar de nuevo el valor del parámetro modificado basta con darle clic en el botón de *Refresh Params*, para

que el programa indique cuál es el nuevo valor del parámetro modificado. Esto se puede hacer con todas las constantes de todos los lazos PID disponibles.

4.4.10. Modo a prueba de fallas

El modo a prueba de fallas es con el cual se le indica al APM 2,5 qué hacer en caso de una falla, por ejemplo, que el vehículo se salga del alcance del radio control, se apague el radio transmisor, el radio receptor pierda su energía por alguna razón, o la batería tiene poca carga.

Para configurar el modo a prueba de fallas es necesario ir a la pestaña de software en el Mission Planner y seleccionar la opción de FailSafe, el programa desplegará una pantalla, como la que se muestra en la figura 54.

Figura 54. Pantalla configuración de modo a prueba de fallas



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

El APM 2,5 detecta una falla cuando el valor PWM del canal 3 es menor que 975, lo que se hace es encender el radio transmisor y luego apagarlo, y

observar en qué valor queda el canal 3, a ese valor se le suma 5 y se ingresa en la casilla Modo de vuelo 3.

En la casilla superior se indica qué acción se quiere realizar cuando suceda una falla, entre las opciones que se pueden seleccionar están:

- Disarm motor: esta opción genera una orden para desacelerar los motores hasta que se detengan.
- RTL: esta opción aterriza el vehículo en la posición inicial, pero se requiere que el GPS esté autenticado a los satélites respectivos, y al menos a 2 m de la posición inicial.
- LAND: esta opción aterriza el vehículo en la posición en donde se generó la falla.
- Continue with the mission: esta opción permite continuar con una rutina de vuelo cuando se está en el modo de vuelo automático.

En el caso de una falla por baja carga de batería se debe activar la casilla con el nombre de Battery Failsafe, e indicar en la casilla de abajo cuál es el voltaje con el que se consideró que la batería tiene baja carga.

5. CARACTERÍSTICAS FUNCIONALES DEL PROTOTIPO

5.1. Autonomía

Tiempo que un dispositivo con una fuente de alimentación independiente puede permanecer en activo, hasta el agotamiento de dicha fuente.

5.1.1. Duración de la batería en estacionario

La duración teórica aproximada de las baterías se calculó a partir del consumo de todo el sistema. Este es aproximado, ya que depende, principalmente, de la fuerza ejercida por los motores y de la resistencia de giro que tengan. El consumo medio de todo el sistema medido es de 20,12 A.

$$duración = \frac{4\,000 * 10^{-3} Ah}{20,12 A} = 0,2 h$$

$$0,2 h * \frac{60 min}{1 h} = 12 min$$

Como se puede observar, el tiempo medio en estacionario sería de 12 minutos.

5.1.2. Duración de la batería en movimiento

La duración teórica aproximada de las baterías se calculó a partir del consumo de todo el sistema. Este es aproximado, ya que depende,

principalmente, de la fuerza ejercida por los motores y de la resistencia de giro que tengan. El consumo medio de todo el sistema medido es de 28,12 A.

$$\text{duración} = \frac{4\,000 * 10^{-3} \text{ Ah}}{28,12 \text{ A}} = 0,1 \text{ h}$$
$$0,1 \text{ h} * \frac{60 \text{ min}}{1 \text{ h}} = 10 \text{ min}$$

Por lo que el sistema tendría un tiempo promedio de vuelo de 10 minutos.

5.2. Telemetría

Es una tecnología que permite la medición remota de magnitudes físicas y el posterior envío de la información hacia el operador del sistema.

5.2.1. Alcance del enlace de telemetría

El alcance del enlace inalámbrico entre la aeronave y la estación de mando depende de varios factores, tales como: hardware del módulo de comunicación y del entorno donde se establezca la comunicación. Entre los parámetros más importantes que limitan el alcance del enlace están:

- Potencia de transmisión
- Sensibilidad del receptor
- Ganancia de las antenas
- Velocidad de transmisión
- Adhesión de bits para corrección de errores

En el caso del módulo de telemetría que se utilizó para el prototipo, la máxima potencia de transmisión es de 20 dBm que equivale a 100 mW, y sirvió para comprobar el máximo alcance del enlace, ya que la máxima potencia de transmisión está limitada a lo que el ente regulador de cada país establezca, para el caso de Guatemala, la SIT establece que límite es de 200 mW para la banda de frecuencia de 902 – 928 MHz.

En el caso de la sensibilidad de recepción, el módulo tiene una capacidad de -121 dBm. Las antenas son del tipo omnidireccional con una ganancia de 2dbi.

El firmware de radio solo puede soportar 13 posibles tipos de velocidad de transmisión, las cuales son 2, 4, 8, 16, 19, 24, 32, 48, 64, 96, 128, 192 y 250. Por ejemplo, 64 es la velocidad de transmisión por defecto que equivale a 64 kbps.

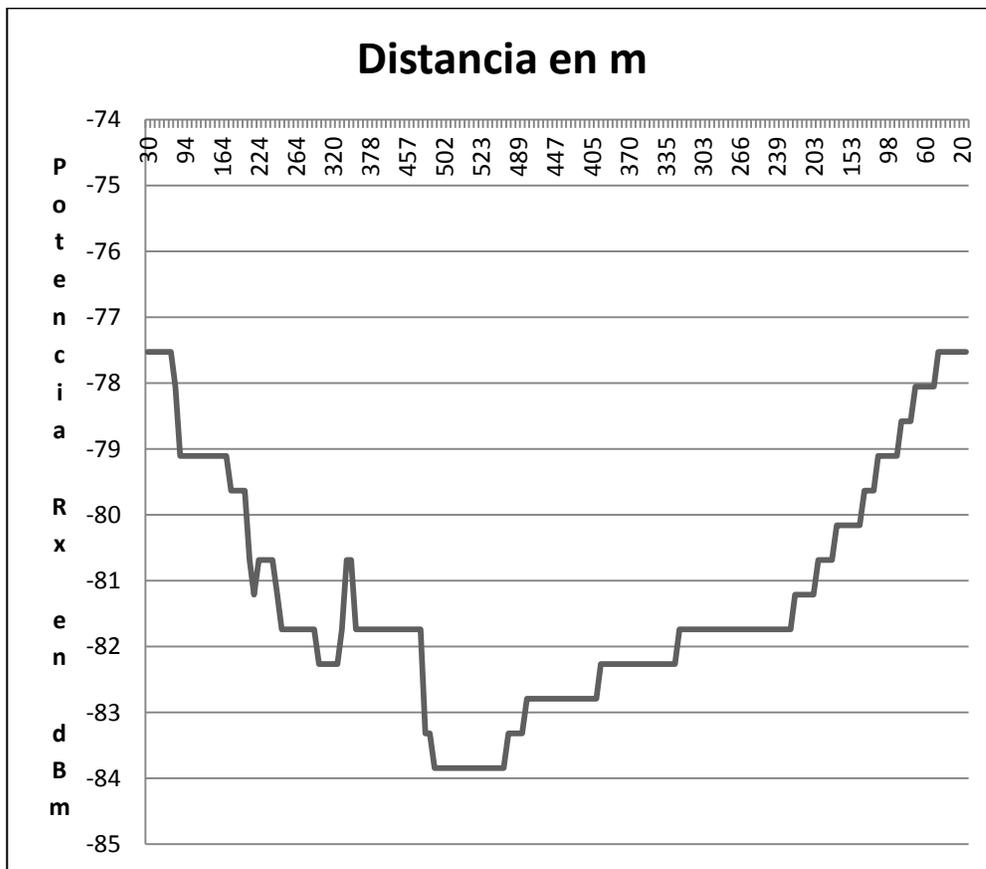
Para el caso de solo transmisión de datos de telemetría, con la velocidad de 64 kbps es suficiente para un buen desempeño de la aplicación, pero si se necesita transmitir más información, por ejemplo, comandos de vuelo, si se necesita una tasa más alta de datos.

En módulo de transmisión, también incluye la utilización de codificación Golay, el cual adhiere bits a la información para poder corregir errores sin la necesidad de volver a retransmitir el paquete. El módulo que se utilizó para esta aplicación cuenta con una codificación Golay de 12/24, esto indica que, por cada 12 bits de datos, el módulo estará transmitiendo en realidad 24 bits, lo cual permite que la codificación pueda corregir un 25 % de los errores de transmisión.

Para evaluar el alcance del enlace se realizaron mediciones de la intensidad de potencia recibida en la estación de mando *versus* la distancia a la

que se encontraba la aeronave, todo esto a una altura media de vuelo de 10 m. A continuación se muestra la figura 55 que resume los datos obtenidos.

Figura 55. **Distancia versus potencia RX**



Fuente: elaboración propia, con programa Microsoft Visio.

Como se puede observar, para una distancia de 500 m se tiene una potencia de alrededor de -84 dBm, lo cual brinda un margen suficiente de la sensibilidad de recepción de -121 dBm. Esta prueba se realizó con línea vista sin obstáculos, ya que los árboles o los edificios pueden afectar el alcance del enlace inalámbrico.

Cabe mencionar que se utilizaron antenas omnidireccionales de baja ganancia, y se puede mejorar el alcance del enlace colocando antenas más direccionales y con una mejor ganancia.

5.2.2. Registro de datos de vuelo

Hay dos maneras de grabar los datos de vuelo del prototipo, con algunas excepciones; los dos métodos registran datos muy similares pero de diferentes maneras:

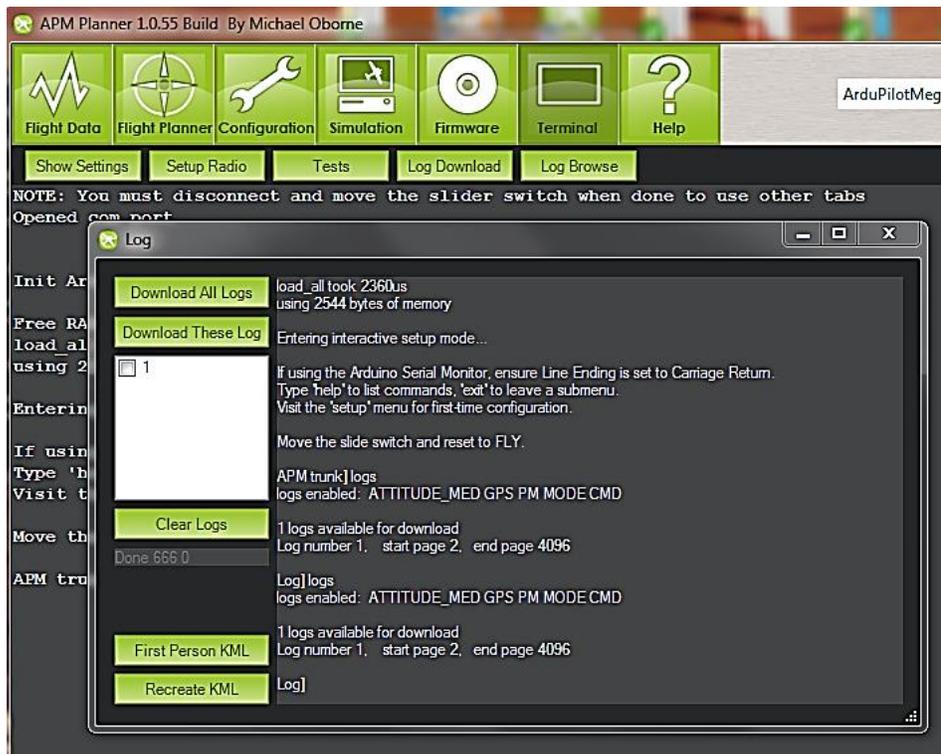
- Dataflash logs(Log): guarda todos los datos de vuelo en la memoria *flash* de 16 MB que el vehículo lleva a bordo, y estos datos se pueden descargar de la memoria una vez el vehículo ha regresado de la misión y aterriza.
- Telemetry logs (Tlog): este método a diferencia del anterior, lo que hace es que el Mission planner guarda los datos de vuelo en la PC de la estación de mando, los datos los recibe de forma remota mediante el módulo de telemetría. La ventaja de este método es que no hay que esperar a que el vehículo aterrice para obtener los datos.

5.2.2.1. Dataflash Logs

El APM 2.5 almacena automáticamente información acerca del vuelo y del *performance* del vehículo, la almacena en la memoria *flash* de 16 MB que lleva incorporada la placa del APM 2.5.

Para descargar los archivos es necesario conectar el APM 2.5 a la PC de la estación de mando, abrir el Mission Planner y seleccionar la pestaña denominada Terminal, luego darle clic al botón de Log download, y el programa desplegará una ventana como la que se muestra en la figura 56.

Figura 56. Ventana de Dataflash Logs

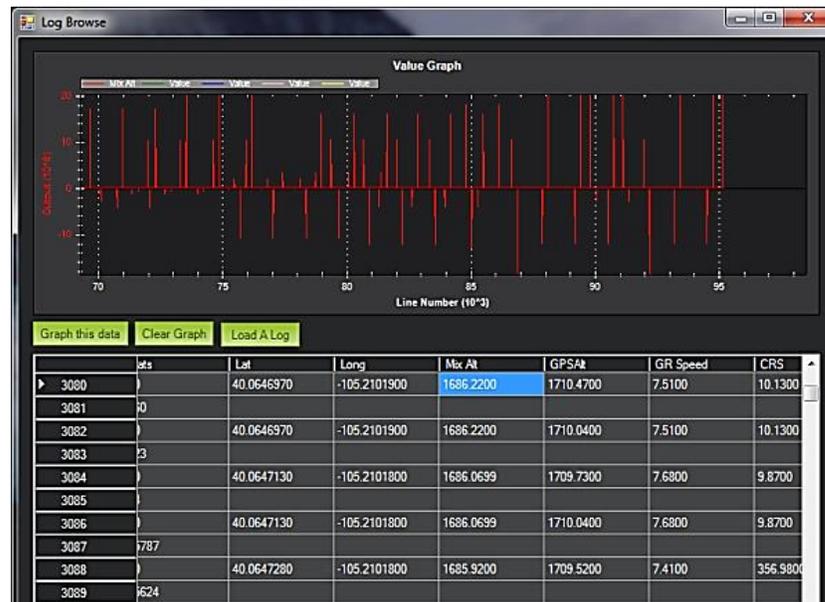


Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

Como se puede observar, se mostrará un listado de los Logs que han sido almacenados en la memoria, se pueden seleccionar cual Log se quiere descargar o todos a la vez. Estos Logs serán almacenados en la carpeta que se le especifique al programa junto con un archivo KML, el cual se puede abrir en Google Earth.

Una vez descargados los Log se pueden analizar en el Log Browse en el Mission Planner, basta con darle clic en Log Browse y seleccionar el Log que se necesita analizar.

Figura 57. **Ventana de Log Browse**



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

En la imagen de la figura 57 se puede observar la ventana que despliega el Log *Browse* cuando se abre un Log. Cada columna representa un dato almacenado diferente, y cada fila es la muestra de ese dato tomada cada segundo.

Se pueden graficar hasta 5 parámetros, basta con colocarse en la celda del parámetro que se quiere graficar y darle clic en *Graph this data*.

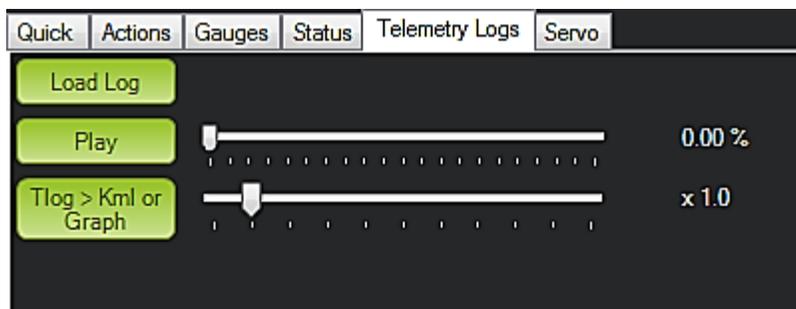
5.2.2.2. Telemetry Logs

Cuando se utiliza el módulo de telemetría se establece un enlace inalámbrico que permite compartir datos de vuelo entre la aeronave y la estación de mando. El programa Mission Planner registra, automáticamente,

los datos como un archivo "tlog" en la carpeta de registros de misiones especificada por el usuario del programa.

En la pestaña de *flight Data* existe una subpestaña con el nombre de Telemetry Logs, en esta está el botón de Load Log, el cual permite cargar cualquier Log que se tenga almacenado en la PC de la estación de mando. Hay un botón de Play el cual nos permite reproducir el patrón de vuelo en los controles de vuelo que se muestran en la pantalla, y por ultimo está el botón de tlog>Kml or Graph el cual genera un archivo KML que permite visualizar la misión en google earth, o puede generar graficas de los parámetros que deseemos de la misión.

Figura 58. Pestaña de Telemetry Logs



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

Cuando se le da clic al botón de Play se puede ver cómo varían los parámetros, como si se estuviera viendo la misión en tiempo real. En la figura 59 se puede observar cómo se genera la gráfica de *tuning* como si se estuviera en una misión en tiempo real.

Figura 59. Graficas de Tuning



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

5.2.3. Registro de imágenes

Como se mencionó en la sección 3,12, se utilizó un cámara Samsung TL105 para el registro de las imágenes, a continuación se puede observar un ejemplo de las imágenes capturadas.

Figura 60. **Ejemplo del registro de imágenes**



Fuente: Asunción Mita Jutiapa.

El nivel de detalle del registro de las imágenes es un factor determinado por el presupuesto que se tenga para desarrollar un proyecto como este, así como el alcance trazado para el mismo, ya que se puede obtener una calidad de imagen lo suficientemente clara como para reconocer el rostro de una persona a cientos de metros de distancia, pero el costo de dichas cámaras es elevado, ya que conlleva un sistema de video más complejo tanto para la captura de las imágenes como para la transmisión de las mismas. Otro tema a tener en cuenta es el nivel de luz, porque si se requiere que el proyecto abarque

horarios de trabajo nocturnos se tendrá que trabajar con cámaras con infrarrojo o cualquier otro elemento de luz artificial, para poder capturar imágenes que se puedan interpretar.

A manera de ejemplificar los resultados que se pueden obtener con una cámara de resolución media fue que se capturaron las imágenes anteriores, y como se puede observar, dependiendo de la distancia a la que se encuentre el punto de interés se obtienen los suficientes detalles como para tomar una decisión de intervención, o generar una alerta, de igual forma basta con acercarse al punto de interés para tener un mejor detalle en la imagen.

El tratamiento de las imágenes capturadas excede el alcance de este documento, ya que existen muchas técnicas y algoritmos para el tratamiento de imágenes, así como para el reconocimiento de patrones.

5.3. Control del vuelo del vehículo

Es autónomo desde tierra utilizando planes de vuelo programados, con fin de: la detección de incendios, identificación de manchas de petróleo en el mar, el seguimiento del tráfico, inspección de líneas de tendido eléctrico, entre otros.

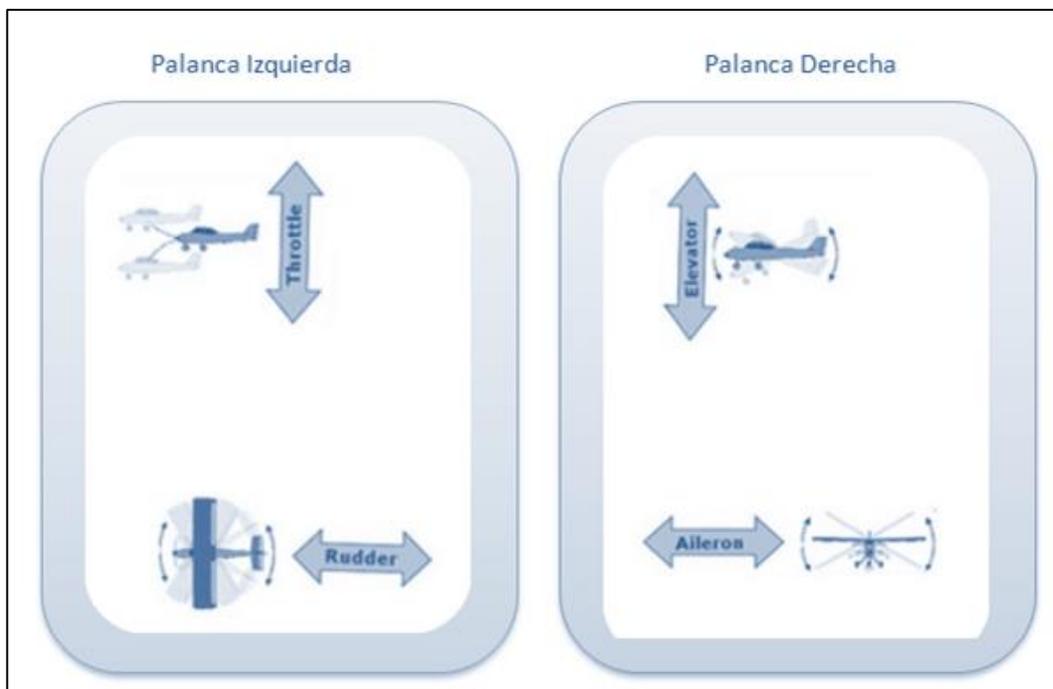
5.3.1. Control del vuelo mediante radio control o RC

El control del vuelo mediante RC significa que una persona estará controlando todo el tiempo los movimientos del vehículo, estos son modificados mediante un control RC, descrito en la sección 2,5 de este documento. Se puede utilizar los modos de vuelo de *Acro*, *Stabilize*, *Alt Hold*, para controlar el vehículo mediante RC.

En el modo de vuelo Acro se requiere que la persona que controla el vehículo siempre esté manipulando las palancas de los controles como si fuera uno controlado por RC, como los que se venden comercialmente, sin ningún control electrónico. En el modo de vuelo Stabilize, el vehículo automáticamente se nivela y mantiene su rumbo. En el modo de vuelo Alt Hold, el acelerador se controla automáticamente para mantener la altitud deseada, este funciona igual que estabilice, con la diferencia que mantiene la altitud constante.

Independiente del modo de vuelo que se utilice, los controles de RC siempre tienen 2 palancas que manejan las variables de throttle, rudder, elevation, y Aileron. En la imagen de la figura 61 se ilustran las variables que manejan las palancas de un control RC estándar configurado para diestros.

Figura 61. **Variables controladas por las palancas de un control RC**



Fuente: elaboración propia, con programa Microsoft Visio.

Los controles de RC tienen algunos otros botones que son configurables para que realicen ciertas funciones que la persona a mando desee, por ejemplo, elegir el modo de vuelo.

5.3.2. Control del vuelo mediante el módulo de telemetría

El APM 2.5 permite que se pueda controlar el vehículo mediante un módulo de telemetría como el descrito en la sección 3,10 de este documento; utilizando la estación de mando con un control para ejecutar los movimientos que la persona al mando desee.

Para configurar esta opción hay que entrar al programa Mission Planner e ir a la pestaña de *actions*, luego presionar el botón de Joystick. A continuación desplegará las opciones de los controles detectados por el computador, y permitirá calibrar el mismo. En la imagen de la figura 62 se puede observar lo antes descrito.

Figura 62. Configuración de Joystick



Fuente: elaboración propia, con programa Mission Planner.

Una vez calibrados los comandos se le da clic a la opción *save* y se selecciona *enable* para que, automáticamente se comience a utilizar el Joystick para controlar el vehículo, también se puede asignar distintos modo de vuelo a los botones con que cuente el Joystick. Para utilizar nuevamente el control mediante RC basta con ingresar al mismo menú y seleccionar *disable* para que se deshabilite el uso del Joystick.

Esta opción es de gran utilidad, ya que se cuenta con una manera alternativa para poder controlar el vehículo si hubiera desperfecto con el control RC, o si se quiere hacer más portátil el control del vehículo porque el Joystick ocupa menos espacio que un control RC. Cabe mencionar que este método no es adecuado cuando se requieren grandes cantidades de información de telemetría para el vuelo, ya que el control mediante el módulo de telemetría limita la velocidad de trasmisión de la telemetría pura, porque se utiliza parte del ancho de banda para transmitir los comandos de control del vehículo.

5.3.3. Control del vuelo mediante piloto automático

El control del vuelo, mediante piloto automático, significa que el vehículo tiene la capacidad de controlar automáticamente los movimientos que realiza por medio de la ejecución de una misión.

Una misión es una serie de instrucciones que guían al vehículo y pueden ser acciones como: despegar, mantener la altitud, cambiar de posición, entre otros.

Una misión se puede iniciar con el vehículo en el suelo, o con el vehículo en el aire; si está en el suelo se tiene que poner en modo automático y en el momento que el acelerador es diferente de cero comienza la misión. Si el

vehículo está en el aire solo hay que cambiar de modo manual a automático y el vehículo realizará la primera acción que esté programada en la misión, si la primera instrucción es despegar el vehículo, solamente buscará la altitud configurada y dará por terminada la primera acción.

El piloto puede tomar el control del vehículo en cualquier momento, solo se necesita cambiar el modo de vuelo de automático a manual, y si el piloto cambia de nuevo a modo automático, la misión comenzará otra vez desde la primera acción.

5.4. Planificación de las misiones

Para configurar una misión, lo primero que hay que hacer es ejecutar el programa de Mission Planner, y luego ir a la pestaña de *flight plan*. Luego encender el prototipo en el campo de vuelo, y este a su vez, lo primero que intentará hacer es armar el GPS. Es importante recordar que, para que el vehículo realice una misión tiene que estar en el modo de vuelo automático.

Una vez armado el GPS, el prototipo guardará en la posición actual como la de *home* o lugar de origen. Esta ubicación se utiliza como punto de referencia, ya que todas las altitudes de los puntos de vuelo son relativas a la altitud del punto de *home*. A continuación se puede observar el ícono que se utiliza para identificar el punto de *home*.

Figura 63. **Ícono del punto de *home***



Fuente: elaboración propia.

La ubicación de *home* se puede modificar dándole clic sostenido y desplazando el ícono al lugar deseado, o dando clic en la opción de establecer el punto de *home* en el lado derecho de la pantalla.

Para agregar un nuevo punto de vuelo a la misión, basta con darle clic en la posición deseada, sin embargo, antes de agregar los puntos de vuelo hay que configurar los siguientes parámetros en la pestaña de *waypoints* en la parte inferior:

- WP Radius: es la distancia alrededor de un punto de vuelo en la que el prototipo tiene que estar dentro, antes de que se tome como alcanzado dicho punto de vuelo.
- Loiter Radius: es el radio en el que el prototipo puede volar, si un punto de vuelo se ha configurado como Loiter, en otras palabras es el radio en el que puede volar el prototipo en lo que espera otro comando de la misión
- Default Alt: es la altitud predetermina que se usara para los nuevos punto de vuelo agregados

Cada punto de vuelo o *waypoint* agregado aparecerá en un listado en la parte inferior, como se muestra en la figura 64.

Figura 64. Listado de puntos de vuelo

	Command	Delay	Hit Rad	Yaw Ang	Lat	Long	Alt	Delete	Up	Down	Grad
1	WAYPOINT	0	0	0	14.6304...	-90.5478...	100	X	⬆️	⬇️	0.000993395213...
2	WAYPOINT	0	0	0	14.6304...	-90.5446...	100	X	⬆️	⬇️	0
3	WAYPOINT	0	0	0	14.6290...	-90.5472...	100	X	⬆️	⬇️	0

Fuente: elaboración propia.

Como se puede observar, en esta lista aparecen los parámetros de cada punto de vuelo, como el comando, retardo, latitud, longitud, altitud, entre otros. Para modificar cualquiera de estos parámetros basta con darle clic e ingresar el nuevo valor que se desea.

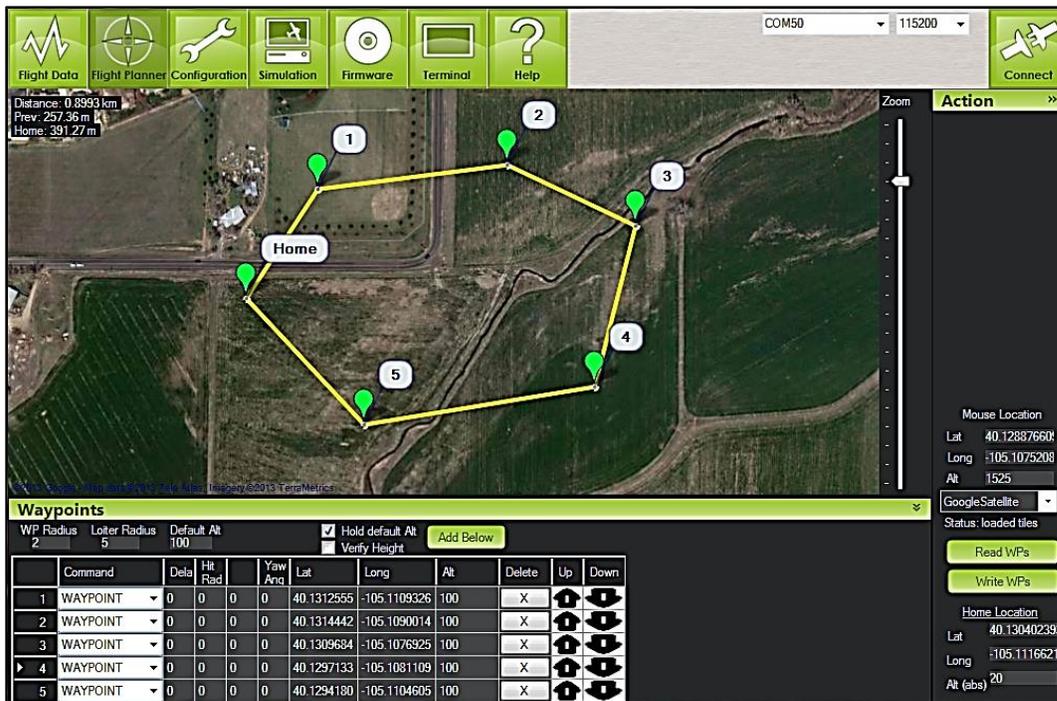
En los apéndices se puede observar el tipo de comando que se le puede aplicar a cada punto de vuelo. Aunque los más importantes son los de *takeoff* este es el comando para que despegue la aeronave, *Land* que es para aterrizar, y *return to launch* que hace que la aeronave vuele hasta el punto de *home*.

Se pueden agregar tantos puntos de vuelo como se desee, o los que requiera la misión; solo hay que tener en cuenta que el primer comando tiene que ser el de *takeoff*, este es el de despegue, este comando simplemente lanza la aeronave y mantiene la posición hasta que se haya alcanzado la altitud de despegue, y luego continúa con el siguiente punto de vuelo.

Finalmente, la misión debe terminar con un comando de land. Esto es similar al de despegue donde el prototipo desciende lentamente mientras mantiene su posición. Los motores no se apagarán hasta que se desactiva el

modo de vuelo automático. En la figura 65 se puede observar un ejemplo de una misión completa.

Figura 65. Ejemplo de una misión de vuelo



Fuente: <http://www.arducopter.co.uk>. [Consulta: 20 de agosto de 2013].

Como se puede observar en la imagen el primer punto de vuelo es el de despegue, luego esta un punto de vuelo transitorio, luego un punto de vuelo de retardo el cual mantendrá al prototipo en esta ubicación durante 30 segundos, luego continuara volando en los siguientes puntos de vuelo hasta llegar al último punto que es el de aterrizaje, donde descenderá lentamente y esperara a apagar los motores hasta que se salga del modo de vuelo automático. Esta es una misión simple en la cual el vehículo realiza una trayectoria cerrada de un cuadro.

6. ESTUDIO DE FACTIBILIDAD ECONÓMICA DE LA IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA

6.1. Componentes utilizados

A continuación se puede observar la tabla V el resumen con los componentes utilizados en la construcción del prototipo y sus costos correspondientes.

Tabla V. Componentes utilizados

Componente	Unidades	Precio unitario	Precio total	Peso en gramos
APM 2.5	1	Q 960,0	Q 960,0	100
Motor AC2830-358, 850Kv	3	Q 144,0	Q 432,0	186
APC Propeller set, 10X47 SFP Style	3	Q 64,0	Q 192,0	6
ArduCopter ESC 20 Amp	3	Q 144,0	Q 432,0	63
MediaTek MT3329 GPS V2.0	1	Q 303,6	Q 303,6	9,45
ZIPPY Flightmax 4000mAh 3S1P 20C	1	Q 160,0	Q 160,0	306
IMAX B6-AC Charger/Discharger 1-6 Cells (GENUINE)	1	Q 319,9	Q 319,9	-----
Hobby King 2.4Ghz 6Ch Tx & Rx V2 (Mode 2)	1			-----
Frame	1	Q 200,0	Q 200,0	400

Fuente: elaboración propia.

El peso total del vehículo es de 1,1 kg, por lo que cumple con las especificaciones de diseño. El costo total de los componentes es de Q 3 135,50 más Q 1 200 concerniente al envío, esto daría un total del proyecto de Q 4 335,50 El costo total no toma en cuenta el valor de la estación de mando, ya que puede variar dependiendo de otras funciones que le pueda asignar la institución o empresa.

6.2. Estudio económico

En la presente sección se presenta un estudio económico, el cual pretende ilustrar las ventajas económicas que tendría este sistema si se llegara a implementar *versus* otros sistemas motorizados de vigilancia, que serían la opción más parecida en cuanto a cobertura y velocidad de movimiento para recorrer las áreas de interés.

También se busca determinar cuál sería el periodo de retorno de la inversión para cada sistema.

6.2.1. Alternativas del estudio económico

A continuación se plantean tres opciones para desarrollar un sistema de vigilancia que abarque un área pequeña, por ejemplo, una colonia o un residencial.

- Opción 1: desarrollo de vigilancias mediante el uso de UAS, para esta opción se emplearían 4 UAV con sus estaciones de mando.

- Opción 2: Desarrollo de un sistema de vigilancia basado en patrullajes en motocicleta de un agente. Se emplearán 4 unidades para realizar la vigilancia.
- Opción 3: Desarrollo de un sistema de vigilancia basado en patrullajes en automóvil. Como en las opciones anteriores, también se contaría con 4 unidades para realizar la vigilancia.

Cada propuesta económica planteada está con base al servicio, esto quiere decir, que cada una tiene solamente costos estimados en el flujo de efectivo. A diferencia de las propuestas con base al ingreso, en las cuales también tienen ingresos en el flujo de efectivo.

El estudio económico se realizó tomando las opciones como mutuamente excluyentes, esto implica que solo una de las opciones viables puede seleccionarse mediante el análisis económico y no dos en simultáneo.

6.2.2. Costo inicial del sistema

Para el costo inicial de la opción 1 se incluyeron todos los gastos del UAV y la estación de mando.

Para todos los sistemas se plantea un tiempo de operación de 10 horas diarias. Debido a que cada UAV tiene una autonomía cercana a los 15 minutos, se incluyó el costo de 40 baterías por UAV, para que el sistema pueda operar durante el tiempo estipulado sin tener que esperar la recarga de las baterías.

En la tabla VI se observan los montos del costo inicial para la opción 1.

Tabla VI. **Costo inicial de la opción 1**

UAS completo			
Elemento	Cantidad	Costo unitario	Costo total
Estación de mando	4	Q 4 000,00	Q 16 000,00
UAV	4	Q 4 175,52	Q 16 702,08
Baterías	160	Q 160,00	Q 25 600,00
Total			Q 58 302,08

Fuente: elaboración propia.

Para la opción 2 se utilizarán 4 pilotos que realizarían vigilancias en motocicletas, se agregó el rubro de protección del piloto, es decir, todo elemento que usaría el piloto como seguridad, por ejemplo: el casco, rodilleras, chaleco, guantes, entre otros. Así como también se incluyó el costo de radios comunicadores para que los agentes o pilotos puedan tener comunicación entre sí.

Tabla VII. **Costo inicial de la opción 2**

Sistema con motocicletas			
Elemento	Cantidad	Costo	Total
Motocicletas	4	Q 20 000,00	Q 80 000,00
Elementos de protección del piloto	4	Q 1 600,00	Q 6 400,00
Radio comunicadores	4	Q 800,00	Q 3 200,00
Total			Q 89 600,00

Fuente: elaboración propia.

Para la opción 3, también se utilizarían 4 pilotos, pero en esta las vigilancias las realizarán en automóviles compactos, por lo que, no es necesario

incluir elementos de protección para los pilotos, ya que el automóvil brinda un entorno más seguro para sus tripulantes. Como en la opción anterior, también se agregaron radio comunicadores.

Tabla VIII. **Costo inicial de la opción 3**

Sistema con automóviles			
Elemento	Cantidad	Costo	Total
Automóviles	4	Q100,000.00	Q 400 000,00
Radio comunicadores	4	Q800.00	Q 3 200,00
Total			Q 403 200,00

Fuente: elaboración propia.

6.2.3. Costo anual de operación

Para la opción 1 se tomó en cuenta dentro de los costos de operación el consumo de energía eléctrica, para los cargadores de las baterías así como de las estaciones de mando.

En la tabla IX se puede observar el detalle del consumo anual total de kWh de 4 cargadores de baterías que se utilizarían para recargarlas de cada UAV en simultaneo, y también, las 4 estaciones de mando.

Tabla IX. **Consumo de energía eléctrica anual**

Consumo de energía eléctrica anual						
Elemento	kWh	Horas al día de operación	Consumo kWh al día	Cantidad	Consumo por día	Consumo total anual
Cargador de batería	0,05	10	0,5	4	2 kWh	720 kWh
Computadora	0,15	24	3,6	4	14,4 kWh	5 184 kWh
Consumo total en kWh						5 904 kWh

Fuente: elaboración propia.

También se tomó en cuenta un servicio para cada UAV, el cual correspondería a mantenimiento de los motores y reparación en las hélices, si fuera necesario. Para el rubro de repuesto se asignó el presupuesto de remplazar un UAV con la estación de mando por año.

Tabla X. **Costo de operación anual opción 1**

Costo de operación anual del UAS			
Rubro	Cantidad	Costo Unitario	Costo Total
Energía eléctrica	5 904	Q 1,77	Q 10 450,08
Servicio de mantenimiento	8	Q 120,00	Q 960,00
Repuestos	1	Q 8 335,52	Q 8 335,52
Total			Q 19 745,60

Fuente: elaboración propia.

Para la opción 2 se incluyeron los costos de neumáticos fraccionado por año, si un neumático tiene el precio promedio de Q 250,00 por año, el costo sería de Q 50,00 durante un periodo de cinco años.

Así como se adicionaron otros costos de operaciones, como las licencias, servicios de mantenimiento de las motocicletas; se agregó como costo de repuestos el equivalente a cambiar una motocicleta completa.

Con la expresión siguiente se determinó la distancia recorrida por día para poder encontrar el consumo de gasolina.

$$D = H * T * v$$

Donde,

D= distancia recorrida en km durante una jornada de H horas

H=cantidad de horas de vigilancia

T=porcentaje de tiempo en que se encuentra en movimiento el vehículo

v= velocidad máxima de desplazamiento

En el caso de esta opción se tendría una jornada de vigilancia de 10 horas, en las cuales el 75 % del tiempo estaría en movimiento la motocicleta, la cual se desplazaría a una velocidad máxima de 15 km/h para los patrullajes.

$$D = 10 h * 0,75 * \frac{15 km}{h} = 112,5 km$$

Por lo que, cada motocicleta recorrería en un día una distancia promedio de 112,5 km.

Tabla XI. **Consumo anual de combustible de la opción 2**

Consumo anual de combustible					
Distancia promedio recorrida en km	Rendimiento de motocicleta en km/gal	Consumo diario de gasolina en gal	Consumo anual de Gasolina en gal	cantidad de motos	Consumo total anual en gal
112,5	75	1,5	540	4	2160

Fuente: elaboración propia.

Tabla XII. **Costo de operación anual de la opción 2**

Costo de operación anual del sistema motorizado			
Rubro	Cantidad	Costo unitario	Total
Combustible	2 160	Q 30,00	Q 64 800,00
Neumáticos	16	Q 50,00	Q 800,00
Impuesto de circulación	4	Q 400,00	Q 1 600,00
Licencias de conducir	4	Q 100,00	Q 400,00
Servicio Menor	8	Q 150,00	Q 1,200.00
Servicio Mayor	4	Q 600,00	Q 2 400,00
Repuestos	1	Q 20 000,00	Q 20 000,00
Total			Q 91 200,00

Fuente: elaboración propia.

Para la opción 3 se estableció una velocidad promedio de desplazamiento de 20 km/h y una jornada de patrullaje igual a la de la opción 2, por lo que se tendría

$$D = 10 h * 0,75 * \frac{20 km}{h} = 150 km$$

Esto da, que cada automóvil recorrería en un día una distancia promedio de 150 km.

En la tabla XIII se describe cuál sería el consumo de combustible total durante un año para la opción con automóviles.

Tabla XIII. **Consumo anual de combustible para la opción 3**

Consumo anual de combustible					
Distancia promedio recorrida en km	rendimiento de automóvil en km/gal	Consumo diario de gasolina en gal	Consumo anual de gasolina en gal	cantidad de automóviles	Consumo total anual en gal
150	40	3,75	1 350	4	5 400

Fuente: elaboración propia.

También se incluyeron los costos de neumáticos fraccionados por año, si uno tiene el precio promedio de Q 400,00 por año, el costo sería de Q 80,00 durante un periodo de cinco años.

Así como se adicionaron los costos de las licencias, servicios de mantenimiento de los automóviles; se agregó con costo de repuestos el equivalente a cambiar una automóvil completo.

Tabla XIV. **Costo de operación anual de la opción 3**

Costo de operación anual del sistema con Automóviles			
Rubro	Cantidad	Costo unitario	Total
Combustible	5 400	Q 30,00	Q 162 000,00
Neumáticos	32	Q 80,00	Q 2 560,00
Impuesto de circulación	4	Q 1 000,00	Q 4 000,00
Licencias de conducir	4	Q 100,00	Q 400,00
Servicio menor	8	Q 300,00	Q 2,400,00
Servicio mayor	4	Q 1 000,00	Q 4,000,00
Repuestos	1	Q 100 000,00	Q 100,000,00
Total			Q 275 360,00

Fuente: elaboración propia.

6.2.4. Tasa mínima aceptable de rendimiento (TMAR)

Como parte del estudio económico se busca tener una TMAR de referencia, que indicaría cuál sería la tasa mínima aceptable de rendimiento que se tendría para la inversión inicial del proyecto.

Para encontrar la TMAR se tiene la siguiente definición:

$$TMAR = i + f + if$$

Donde,

i= premio al riesgo

f=inflación

Para este caso de estudio se plantea la siguiente TMAR:

$$TMAR = 0,05 + 0,15 + 0,0075 = 0,2075$$

Con una tasa de inflación del 15 % la cual es la tasa promedio en un periodo del 2010 al 2014 estipulada por el Banco de Guatemala, y un premio al riesgo del 5 % se tendría como tasa mínima de rendimiento aceptable para la inversión de este proyecto un 20,75 %

Al momento de realizar una inversión hay que tener en cuenta que a mayor riesgo en la inversión, mayor es la tasa de rendimiento, en general se manejan las siguientes tasas de rendimiento con base al riesgo.

- Para un bajo riesgo 1 a 10 %
- Riesgo medio 11 a 20 %
- Riesgo alto, TMAR mayor a 20 % sin límite superior

En este caso se tiene una TMAR de riesgo alto, ya que la inversión se realizaría sobre una tecnología en desarrollo, la cual aún no alcanza el grado de madurez de otras tecnologías.

6.2.5. Análisis de valor presente de las alternativas planteadas

Para seleccionar cuál de las tres opciones planteadas es la más viable económicamente, se utilizará el método del valor presente, el cual se calcula a partir de la tasa mínima aceptable de rendimiento.

El método del valor presente es muy popular debido a que los gastos o los ingresos se transforman en equivalentes del momento actual, es decir, todos los flujos de efectivo futuros asociados con una alternativa se convierten en dinero del presente.

Cuando se tienen dos o más alternativas; se determina el VP de cada alternativa usando la TMR, y se selecciona aquella con el valor VP que sea mayor en términos numéricos, es decir, menos negativo o más positivo.

Tabla XV. **Costo de las tres alternativas del estudio económico**

	Opción 1	Opción 2	Opción 3
Costo Inicial	Q 58 302,08	Q 89 600,00	Q 403 200,00
Costo anual de Operación	Q 19 745,60	Q 91 200,00	Q 275 360,00
tiempo de vida del proyecto en años	5	5	5

Fuente: elaboración propia.

$$VP = -Costo\ inicial - Costo\ anual\ de\ operación * (P/A, TMR, n)$$

Donde (P/A, TMR, n) es un factor del interés compuesto denominado “valor presente de serie “ y se calcula con la siguiente fórmula:

$$\frac{P}{A} = \frac{(1 + i)^n - 1}{i(1 + i)^n}$$

El término i es igual a la TMR anual, y el término n sería la vida en años del proyecto.

Para las tres opciones planteadas se tendrían los siguientes valores presentes:

$$VP1 = -58\,302,08 - 19\,745,6(P/A, 20,75\%, 5) = -58\,302,08 - 58\,090,0344 = -116\,392,114$$

$$VP2 = -89\,600 - 91\,200(P/A, 20,75\%, 5) = -89\,600 - 268\,303,376 = -357\,903,376$$

$$VP3 = -403\,200 - 275\,360(P/A, 20,75\%, 5) = -403\,200 - 810\,087,912 = -1\,213\,287,91$$

Como era de esperarse, la opción más viable económicamente es la 1, ya que implica un menor costo en flujo de dinero, teniendo un menor costo de inversión y un menor costo anual de operación.

6.2.6. Análisis del periodo de recuperación

El periodo de recuperación n_p es el tiempo estimado, generalmente en años, que tomará para que los ingresos estimados y otros beneficios económicos recuperen la inversión inicial en un proyecto y una tasa de rendimiento establecida.

La fórmula general para encontrar el periodo de recuperación sería de la siguiente forma:

$$0 = -P + \sum_{t=1}^{t=n_p} FEN_t(P/F, i, t)$$

Donde,

P= inversión inicial

FEN=flujo de efectivo neto estimado para cada año t

I=tasa de interés establecida

Np=periodo de recuperación en años

Como primera referencia se puede tomar un interés $i=0$ para determinar el periodo de recuperación sin rendimiento, lo que simplifica la fórmula a:

$$n_p = \frac{P}{FEN}$$

Como las opciones planteadas no generan ingresos, sino que solamente gastos de operación, se plantea encontrar el periodo de recuperación tomando como referencia lo que se ahorra en la opción 1 con respecto a las 2 y 3 que generan más costos de operación.

Esto quiere decir que, las FEN sería:

FEN1=costo de operación opción 2 - costo de operación opción 1

FEN2=costo de operación opción 3 - costo de operación opción 1

Para la opción 1 el periodo de recuperación sin rendimiento sería el siguiente,

$$n_p = \frac{Q. 58 302,08}{Q. 91 200 - Q. 19 745,6} = 0,82 \text{ años}$$

Para la opción 2 el periodo de recuperación sin rendimiento sería el siguiente,

$$n_p = \frac{Q58302.08}{Q275360 - Q19745.6} = 0.23 \text{ años}$$

En esta primera evaluación se puede determinar que tomaría alrededor de 10 meses recuperar la inversión inicial, si se implementa la primera opción en vez de la segunda.

También se puede determinar que tomaría alrededor de 3 meses recuperar la inversión inicial si se implementa la primera opción en vez de la tercera.

Si también se quiere tomar en cuenta una tasa de interés de rendimiento para encontrar el periodo de recuperación, entonces se tiene que desarrollar la expresión general del periodo de recuperación.

Para encontrar el periodo de recuperación con rendimiento se tomará en cuenta la TMAR previamente definida al 20,75 %, por lo que para encontrar el valor de np se tiene que iterar la sumatoria de:

$$FEN_t \left(\frac{P}{F}, 20,75 \%, t \right)$$

Hasta que alcance un valor igual o mayor al costo de inversión inicial. Para encontrar el periodo de recuperación cuando se implementa la primera opción en vez de la segunda, se tendría los siguientes datos de la sumatoria de FEN_t

Tabla XVI. **Sumatoria de FEN para la opción 1 versus la opción 2**

t	FEN(t)	Sumatoria FEN(t)
1	Q 59,175.49	Q 59 175,49
2	Q 49 006,61	Q 108 182,10
3	Q 40 585,19	Q 148 767,29
4	Q 33 610,92	Q 182 378,21
5	Q 27 835,13	Q 210 213,34

Fuente: elaboración propia.

Para encontrar el periodo de recuperación cuando se implementa la primera opción en vez de la tercera, se tendrá los siguientes datos de la sumatoria de FEN_t

Tabla XVII. **Sumatoria de FEN para la opción 1 versus la opción 3**

t	FEN(t)	Sumatoria FEN(t)
1	Q 211,688.94	Q211,688.94
2	Q 175 311,75	Q 387 000,70
3	Q 145 185,72	Q 532 186,42
4	Q 120 236,62	Q 652 423,04
5	Q 99 574,84	Q 751 997,88

Fuente: elaboración propia.

Los costos de los materiales utilizados y los del estudio económico, fueron convertidos de dólares a quetzales con una tasa de cambio del 7 635, la cual es la tasa vigente para el 10 de diciembre de 2014, que da como referencia el banco de Guatemala.

Como se puede observar en los valores remarcados en amarillo, en ambas situaciones, cuando se elige la primera opción, en un periodo de un año se recupera la inversión inicial, aun cuando se tiene una tasa de rendimiento del 20,75 %

Lo que se concluye de este estudio es que el costo inicial de implementar un UAS, se recuperaría en menos de un año si se compara los ahorros de flujo de dinero que se tendría con las otras opciones motorizadas.

CONCLUSIONES

1. Los fundamentos de los sistemas aéreos no tripulados describen el funcionamiento de estos sistemas, así como su evolución con el paso del tiempo.
2. La arquitectura del sistema aéreo no tripulado es la que establece los límites de cada componente del diseño.
3. El diseño para el prototipo presenta ventajas para la vigilancia, ya que su punto de vista aéreo es ventajoso y no se pone en riesgo a un piloto en las misiones.
4. El procedimiento para el desarrollo del prototipo utiliza varias herramientas de fabricación industrial, lo cual permite examinar el diseño antes de producirlo.
5. Las características del sistema lo definen como una herramienta que posee una gran precisión, pero una autonomía de vuelo muy baja.
6. El alto costo de la inversión inicial para este sistema se ve amortizado con el costo reducido de operación y mantenimiento del mismo.

RECOMENDACIONES

1. Los sistemas aéreos no tripulados son una nueva tecnología que evoluciona muy rápidamente, por lo tanto es importante mantenerse al tanto de los avances, así como de las nuevas regulaciones que imponen las autoridades.
2. Es importante tomar en cuenta que, dependiendo de la arquitectura optada se tendrán distintas restricciones de desempeño las cuales enmarcan las misiones que se pueden llevar a cabo.
3. El diseño establece los componentes que se emplearán para todo el sistema, por lo que hay que considerar, que el cambiar algún elemento puede variar el desempeño de todo el sistema.
4. Hay que tomar en cuenta que la fabricación del prototipo utiliza materiales importados, por lo que es importante utilizar varios proveedores de los materiales.
5. Las características funcionales de los equipos pueden variar dependiendo del entorno atmosférico en donde se lleven a cabo las misiones, por lo que es importante mantener el sistema en las condiciones atmosféricas adecuadas.
6. En el futuro es importante tomar en cuenta que los costos de referencia del estudio de factibilidad económica cambiarán constantemente, por lo tanto hay que actualizar los costos implicados en el sistema.

BIBLIOGRAFÍA

1. *ARDUCOPTER*. [en línea].
<<https://code.google.com/p/arducopter/wiki/ArduCopter>.>
[Consulta: 12 de mayo de 2013].
2. AUSTIN, Reg. *Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment*. Gran Bretaña: John Wiley & Sons Ltd, 2010. ISBN: 978-0-470-05819-0. 332 p.
3. BARNHART, Richard, et al. *Introduction to Unmanned Aircraft Systems*. Estados Unidos: CRC Press Taylor & Francis Group, 2012. ISBN: 978-1-4398-3521-0. 194 p.
4. BARRERA NÚÑEZ, Daniel. *Diseño e implementación de un cuadracóptero con sistema de control automático de estabilidad y comunicación inalámbrica de datos utilizando plataformas de hardware y software libre*. Universidad de Costa Rica, Costa Rica, 2012. 78 p.
5. Centro Superior de Estudios de la Defensa Nacional. *Tecnologías asociadas a sistemas de enjambres de uav*. España: Ministerio de la Defensa, 2012. ISBN: 978-84-9781-747-9. 150 p.
6. KENDOUL, Farid. et. al. *Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*. Japón: Springer, 2010. ISBN: 978-4-431-53855-4. 329 p.

7. *La máquina de corriente continua.* [en línea].
<www.tuveras.com/maquinascc/motor/excitacionmotor.htm>.
[Consulta: 16 de mayo de 2013].
8. NADALES REAL, Christian. *Control de un Quadrotor mediante la plataforma Arduino.* Universidad Politécnica de Cataluña, España, 2009. 458 p.
9. PARADA PARDO, Eduardo. *Quadcopter: Construcción, control de vuelo y navegación GPS.* Universidad Carlos III de Madrid, España, 2012. 86 p.
10. R. METS, David. *Airpower and Technology: Smart And Unmanned Weapons.* Estados Unidos: Greenwood Publishing Group, 2009. ISBN: 978-0-275-99314-6. 235 p.
11. ZALOGA, Steven. *Unmanned Aerial Vehicles.* Gran Bretaña: Osprey Publishing, 2008. ISBN: 978 1 84603 243 1. 49 p.

APÉNDICES

APÉNDICE 1. Modos de vuelo

El APM permite utilizar varios modos de vuelos, los cuales definirán las acciones y restricciones que tiene la aeronave para volar, a continuación se describen los modos de vuelo existentes:

MODO ACRO

Es un modo de vuelo en el que solamente se controla la velocidad, proporciona la conexión manual más directa entre las palancas de control del transmisor y los motores.

Requiere que continuamente se esté manipulando la palanca de control como los helicópteros normales de RC, los cuales no tienen ningún controlador.

MODO STABILIZE

Este modo de vuelo, automáticamente nivela la aeronave y mantiene el rumbo actual. Es el modo operativo principal y es bueno para los vuelos en general.

El APM siempre debe inicializar este modo de vuelo para poder armar lo ESC antes del despegue. Es importante poder ser capaz de regresar rápidamente al modo stabilize desde cualquier otro modo de vuelo con el fin de recuperar el control de cualquier comportamiento inesperado o indeseable del vuelo.

MODO ALT HOLD

Cuando se selecciona el modo Alt Hold el acelerador se controla automáticamente para mantener la altitud actual, el modo ALT HOLD funciona igual que el de Stabilize con la excepción que se mantiene una altura constante.

Se utilizará la altitud actual como referencia para el mantenimiento de la altura, por lo que es importante estar volando a una altura estable antes de iniciar el modo ALT HOLD. No se puede aterrizar y apagar los motores en este modo de vuelo, ya que el mando del acelerador es controlado automáticamente por el APM, por lo que hay que cambiar al modo Stabilize para poder controlar el acelerador u poder aterrizar.

MODO SIMPLE

Permite controlar la dirección de la aeronave sin tomar en cuenta la orientación de la misma, en este modo de vuelo no es necesario tomar en cuenta la orientación de la aeronave, ya que, por ejemplo, si se comienza el vuelo con la aeronave orientada al norte, entonces siempre adelante en la posición del radio control será el norte, y a su vez, atrás será el sur.

Para el modo simple la orientación deseada se establece cuando se arma los motores para el vuelo. Cuando se utiliza en modo simple, el piloto debe permanecer en la misma orientación.

MODO AUTO

El modo auto permite a la aeronave seguir las misiones que están programadas en el script de vuelo automático, es decir que la controladora ejecuta en este modo las misiones programadas en el script de manera automática. Entre las acciones que pueden ser programadas en el script está despegar, cambio de altura, giros, retorno a casa, etc.

MODO RTL (RETURN TO LAUNCH)

El modo de RTL le permite a la aeronave volar de regreso al punto de lanzamiento. Por defecto, lo primero que realizará la aeronave será elevarse a 15m antes de regresar a el punto de lanzamiento o mantendrá su altitud si es esta es mayor a lo antes mencionado, este valor es configurable en las opciones de configuración del APM.

Luego de subir de altitud, volará hasta el punto de lanzamiento y esperará 5 segundos en este punto y comenzará a descender hasta los 2 m y esperará a que el piloto tome el control o aterrizará si la opción fue configurada.

MODO GUIDE

Este modo de vuelo le permite a la aeronave el mando de forma interactiva para viajar a un lugar de destino cuando se hace clic en un punto del mapa que aparece en el Mission Planner, que es parte de la estación de mando. Una vez alcanzada la ubicación, la aeronave se sitúa en ese lugar, esperando al próximo objetivo.

MODO POSITION

En este modo de vuelo la aeronave mantiene una ubicación coherente, al mismo tiempo que permite al piloto controlar manualmente el acelerador.

MODO LOITER

En este modo de vuelo, la aeronave mantiene una posición constante, así como el rumbo y la altitud.

MODO CIRCLE

Cuando este modo de vuelo está activado, la aeronave orbitará alrededor de su ubicación actual siguiendo una trayectoria circular y manteniendo su altura. El radio en metros de la órbita es un parámetro configurable.

MODO FOLLOW ME

Este modo de vuelo permite que la aeronave siga automáticamente la posición de la estación de mando, lo cual es posible a través del módulo de telemetría, ya que establece puntos de misión de una forma dinámica, y de un módulo de GPS que defina la posición de la estación de mando.

MODO GEOFENCE

Es un modo de vuelo que permite utilizar geocercas, las cuales son varios puntos de referencia que forman un polígono, estos limitan el área donde puede volar la aeronave, quiere decir que, si la aeronave sale de su geocerca, esta será forzada a regresar a su punto de lanzamiento, esta es una opción útil para entrenar a nuevos pilotos y delimitar su área de vuelo.

COMANDOS DE PUNTO DE VUELO

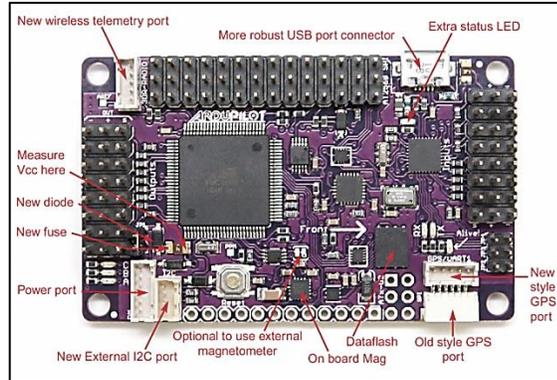
Navigation Commands					
Command ID hex/decimal	Name	Parameter 1	Altitude	Latitude	Longitude
0x10 / 16	MAV_CMD_NAV_WAYPOINT	-	altitude	lat	lon
0x11 / 17	MAV_CMD_NAV_LOITER_UNLIM	-	altitude	lat	lon
0x12 / 18	MAV_CMD_NAV_LOITER_TURNS	Turns	altitude	lat	lon
0x13 / 19	MAV_CMD_NAV_LOITER_TIME	time (seconds*10)	altitude	lat	lon
0x14 / 20	MAV_CMD_NAV_RETURN_TO_LAUNCH	-	altitude	lat	lon
0x15 / 21	MAV_CMD_NAV_LAND	-	altitude	lat	lon
0x16 / 22	MAV_CMD_NAV_TAKEOFF	takeoff pitch	altitude	-	-
0x17 / 23	MAV_CMD_NAV_TARGET	-	altitude	lat	Lon

Now Commands					
Command ID	Name	Parameter 1	Parameter 2	Parameter 3	Parameter 4
0xB1 / 177	MAV_CMD_DO_JUMP	index	-	repeat count	-
0xB2 / 178	MAV_CMD_DO_CHANGE_SPEED	Speed type	Speed (m/s)	Throttle (Percent)	-
0xB3 / 179	MAV_CMD_DO_SET_HOME	Use current	altitude	lat	Lon
0xB4 / 180	MAV_CMD_DO_SET_PARAMETER	Param number	Param value	-	-
0xB5 / 181	MAV_CMD_DO_SET_RELAY	Relay number	On/off (1/0)	-	-
0xB6 / 182	MAV_CMD_DO_REPEAT_RELAY	Relay number	Cycle count	Cycle time (sec)	-
0xB7 / 183	MAV_CMD_DO_SET_SERVO	Servo number (5-8)	On/off (1/0)	-	-
0xB6 / 184	MAV_CMD_DO_REPEAT_SERVO	Servo number (5-8)	Cycle count	Cycle time (sec)	-

May Commands					
Command ID	Name	Parameter 1	Parameter 2	Parameter 3	Parameter 4
0x70 / 112	MAV_CMD_CONDITION_DELAY	-	-	time (seconds)	-
0x71 / 113	MAV_CMD_CONDITION_CHANGE_ALT	rate (cm/sec)	alt (finish)	-	-
0x72 / 114	MAV_CMD_CONDITION_DISTANCE	-	-	distance (meters)	-

ANEXOS

ANEXO 1. Componentes APM 2.5



Fuente: <https://code.google.com/p/ardupilot-mega/wiki/APM25board>. [Consulta: 15 de marzo de 2014].

ANEXO 2. Familia tarjetas APM



Autopilot	ArduPilot (aka "Legacy")	ArduPilotMega APM 1 – 1280	ArduPilotMega APM 1 – 2560	ArduPilotMega APM 2
Date of introduction	Q1 2009	Q1 2010	Q1 2011	Q4 2011
Status	Discontinued	Discontinued	Active	Active
Processors	atmega 328, attiny	atmega 1280, atmega 328	atmega 2560, atmega 328	atmega 2560, atmega 32u2, MPU-6000 DMP processor
Onboard sensors	None. External: Thermopiles or optional ArduIMU	3-axis gyro, 3-axis accel, baro, optional mag	3-axis gyro, 3-axis accel, baro, optional mag	6-axis MPU6000 (gyro+accel), baro, mag, GPS
Datalogging memory	None	2MB	2MB	4MB
Size	30x50x30mm	40x72x20mm	40x72x20mm	40x65x10mm
Assembly required	Lots!	Some soldering	Some soldering	None!

Fuente: <http://diydrones.com/notes/ArduPilot>. [Consulta: 16 de marzo de 2014].

