

**DISEÑO Y CONSTRUCCION DE UN HEXAROTOR NO TRIPULADO DE
NAVEGACION AUTONOMA**

**JULIAN ALBERTO BUENO ALMEIDA
MARIO ANDRES ULLOA FIGUEROA**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICO MECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA**

2015

**DISEÑO Y CONSTRUCCION DE UN HEXAROTOR NO TRIPULADO DE
NAVEGACION AUTONOMA**

**JULIAN ALBERTO BUENO ALMEIDA
MARIO ANDRES ULLOA FIGUEROA**

**Trabajo de Grado para optar al título de
Ingeniero Mecánico**

**Director
CARLOS BORRAS PINILLA
Ingeniero Mecánico**

**UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER
FACULTAD DE INGENIERÍAS FÍSICO MECÁNICAS
ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA
BUCARAMANGA**

2015

DEDICATORIA

Primero a Dios por acompañarme, darme la vida y la fortaleza para superar todos los momentos difíciles.

A mi hermosa madre Graciela Figueroa, por darme todo su amor y cariño, y por su apoyo incondicional en todos los aspectos de mi vida.

A mi difunto padre Mario Raúl Ulloa, que siempre va a estar presente en mi corazón.

A mi hermano Ricardo Ulloa, quien me enseñó grandes lecciones de vida, además de convertirse en uno de mis mejores amigos

A mis grandes amigos Angie, Mafe, Clau, Adolfo, Stefy, Maya, Luis Miguel, David, Jairo, Jhon, Henry, Alejo, Alexis, Kelvin, Quiroga; quienes se convirtieron en mi segunda familia durante toda esta travesía.

A Julián, quien en más que un amigo se convirtió en un hermano para mí.

Mario Andrés Ulloa Figueroa

DEDICATORIA

A Dios por la vida, por mi familia, por ese amor que me hace sentir día a día, y todas las bendiciones otorgadas a lo largo de mi existencia.

*A mi madre santa, la que ha hecho esto posible con su incansable labor de buena madre, su amor, incondicionalidad, confianza, tolerancia, constantes consejos y tantas otras cosas que las palabras no alcanzarían para describirla. **La amo madre.***

A mi Padre, por sus consejos, por su carácter y haberme forjado un hombre íntegro, por su educación, sus consejos y por su extraña forma de amarme.

A mis hermanas Carolina y Camila Bueno las cuales siempre han estado presentes brindándome el afecto y cariño.

A esa persona que de alguna manera ha intervenido en este proceso, que sus enseñanzas van más allá de lo académico, de esas personas que te enseñan a vivir.

Julián Alberto Bueno Almeida

TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCION	23
1. DESCRIPCION DEL PROYECTO	24
1.1. IDENTIFICACION DEL PROBLEMA	24
1.2. JUSTIFICACION PARA SOLUCIONAR EL PROBLEMA.	27
1.3. OBJETIVOS DEL TRABAJO DE GRADO.	28
1.3.1. Objetivo general.	28
1.3.2. Objetivos específicos	28
1.4. JUSTIFICACION DE LA SOLUCION	29
1.5. ESTUDIO DE REQUERIMIENTOS GENERALES	31
1.5.1. Requerimientos de diseño y selección	31
1.5.2. Requerimientos de Operación	33
1.5.3. Requerimientos de Mantenimiento.	34
1.5.4. Requerimientos Económicos.	35
2. MARCO TEORICO	36
2.1. HISTORIA DE LOS VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS	36
2.2. CLASIFICACION DE LOS VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS	39
2.2.1. Según su altitud de vuelo	41
2.2.2. Según su alcance máximo, autonomía y altitud máxima	41
2.2.3. Según características de vuelo.	43
2.3. APLICACIONES DE LOS UAV'S	43
2.3.1. Civiles.	43
2.3.2. Militares.	45
2.4. TIPOS DE MULTIROTOR	46

2.5. CONFIGURACIONES COMUNES	48
2.5.1. Control electrónico.	48
3. DISEÑO DE UN HEXAROTOR	53
3.1. ORIENTACION DEL HEXAROTOR	53
3.1.1. Hexarotor configuración en I	54
3.1.2. Hexarotor configuración en V.	54
3.2. VEHICULOS DE ALA ROTATIVA Y LA FISICA	55
3.3. MODOS DE VUELO	58
3.3.1. Alabeo.	59
3.3.2. Cabeceo.	60
3.3.3. Guiñada.	60
3.4. DISEÑO DEL MODELO DINAMICO DEL HEXAROTOR	61
3.4.1. Sistemas de ejes.	62
3.4.2. Matrices de rotación.	65
3.4.3. Ángulos de Euler.	69
3.4.4. Fuerzas.	72
3.4.4. Momentos.	74
3.4.4. Dinámica	78
3.4.5. Control de alabeo y cabeceo.	81
3.4.6. Controlador de guiñada.	82
4. SELECCIÓN Y CARACTERIZACION DE HARDWARE	84
4.1. SELECCIÓN DEL FRAME	84
4.2. CARACTERIZACION Y SELECCIÓN DE LOS MOTORES	86
4.3. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LAS HELICES	97
4.3.1. Funcionamiento de la hélice.	97

4.4. CARACTERIZACION Y SELECCIÓN DE LOS CONTROLADORES DE VELOCIDAD	99
4.5. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LA BATERÍA	101
4.5.1. Baterías Li-Ion.	102
4.5.2. Baterías LiPo.	103
4.6. CARACTERIZACION Y SELECCIÓN DEL RADIOCONTROL	105
4.6.1. Codificación de Modulación por Posición de Pulsos (PPM).	106
4.6.2. Modulación por Onda Continua: Amplitud Modulada (AM).	108
4.6.3. Modulación por Onda Continua: Frecuencia Modulada (FM).	109
4.7. CARACTERIZACION Y SELECCIÓN DEL MICROCONTROLADOR	112
4.7.1. Pines De Salida Y Entrada.	113
4.7.2. Sensores del Sistema de Navegación	117
4.7.3. Funciones de la Placa Ardupilot en el sistema de control.	127
5. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DEL SOFTWARE	128
5.1. TIPO DE CONTROL	128
5.1.1. Descentralización.	128
5.1.2. Estructura tipo Cascada.	130
5.1.3. Controlador General PID.	131
5.2. IMPLEMENTACION DEL CONTROL	132
5.2.1. Alabeo.	132
5.2.2. Cabeceo.	133
5.2.3. Guiñada.	134
5.2.4. Aceleración.	134
5.2.5. Escalado y mapeo de rotor.	135
5.3. INTERFAZ DE USUARIO	137
5.3.1. Mission Planner.	138

5.4. SINTONIZACION PID	143
5.4.1. Sintonización alabeo y cabeceo.	144
5.4.2. Sintonización de Guiñada.	146
5.4.3. Vuelo sostenido.	146
6. ANALISIS Y PLANES DE MISION	147
6.1. ESTACION TERRESTRE DEL MISSION PLANNER	147
6.2. LISTA DE COMANDOS MISION MULTIROTOR	151
6.3. PLAN DE MISION CON “WAYPOINTS”	151
6.3.1. Comandos básicos del Waypoint.	151
7. SELECCIÓN DEL SISTEMA DE CAPTACION DE IMAGENES	154
7.1. CAMARA GOPRO HERO 3	154
7.2. PRUEBAS DE CAMARA	156
8. PRUEBAS Y RESULTADOS	158
8.1. INTEGRACIÓN DE LOS COMPONENTES ELECTRÓNICOS	159
8.1.1. Motor-Control de Velocidad (ESC).	159
8.1.2. Control de Velocidad-Batería.	160
8.1.3. Control de Velocidad-Microcontrolador (Ardupilot).	160
8.1.4. Micro-controlador-Emisor y Receptor.	161
8.1.5. Medición del flujo de corriente en vuelo.	163
8.2. PRUEBAS ELECTRONICAS	164
8.3. PRUEBAS DEL SOFTWARE	167
8.3.1. Localización GPS vía Google Maps.	167
8.3.2. Sintonización de las ganancias óptimas para el hexarotor.	168
8.4. PRUEBAS DE VUELO	173
8.4.1. Prueba Inicial.	173
8.4.2. Prueba de Vuelo Real.	175

8.4.3. Ruta de Vuelo 1.	176
8.4.4. Ruta de Vuelo 2.	177
8.4.5. Comportamiento del sistema Hexarotor.	178
8.5. RESULTADOS FINALES	180
9. CONCLUSIONES	186
10. RECOMENDACIONES	188
11. DESARROLLOS FUTUROS	190
BIBLIOGRAFIA	191
ANEXOS	193

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Propiedades mecánicas fibra de carbono	25
Figura 2. Micro controlador Ardupilot Mega	26
Figura 3 Fuerzas Aerodinámicas.	32
Figura 4. Torpedo aéreo Kettering Bug.....	37
Figura 5 AQM-34 o Firebee.	37
Figura 6 Clasificación de UAV.....	40
Figura 7 Cartografía de una zona.	43
Figura 8 Prevención y control de incendios.....	44
Figura 9. Predador	46
Figura 10. Quadcopter Convertawind.	47
Figura 11. Quadcopter distribución típica.	49
Figura 12 Tricopter distribución típica.	50
Figura 13. Hexacopter configuraciones típicas.	50
Figura 14. Hexarotor configuración Y.....	51
Figura 15. Octocopter distribuciones típicas.	52
Figura 16 Hexarotor configuración I.	54
Figura 17 Hexarotor configuración V.....	55
Figura 18. Sentido de giro cancelación de torque inducido	57
Figura 19 Alabeo Hexacopter.....	59
Figura 20 Cabeceo Hexarotor.	60
Figura 21. Guiñada del Hexacopter.....	61
Figura 22. Sistema de referencia fijo.....	63
Figura 23. Ángulos de Tait-Bryan	64
Figura 24. Rotación sobre el eje Z.....	65
Figura 25. Rotación en 2D	66
Figura 26. Tipos de rotación	68
Figura 27. Ángulos de Euler ZXZ.....	70
Figura 28. Ángulos de Euler ZYZ.....	71
Figura 29. Análisis de momentos sobre ejes: Empuje aerodinámico	75

Figura 30. Análisis de momentos sobre ejes: Arrastre aerodinámico.....	76
Figura 31. Tarot fy680tl 3k	85
Figura 32. Tarot fy680tl 3k	85
Figura 33. Uso de un Quadcopters motores eléctricos.....	86
Figura 34. Componentes internos de un motor eléctrico brushless TM 350-28.....	88
Figura 35. Herramienta para la selección del motor.....	89
Figura 36. Paso 1 selección de los motores.....	90
Figura 37. Paso número 2 seleccion de los motores	91
Figura 38. Paso número 3 Selección de los motores.....	92
Figura 39. Paso número 4, selección de los motores	92
Figura 40. Paso número 5, selección de los motores	93
Figura 41. Motor caracterizado	94
Figura 42. Motor seleccionado	95
Figura 43. Ángulos de la hélice.....	98
Figura 44. Helice11x8.5.	98
Figura 45. ESC Turnigy Trust 45A SBEC.....	100
Figura 46. Transmisor y Receptor.	106
Figura 47. Modulación por posición de pulsos (PPM).....	107
Figura 48. Estructura Pulso PPM.....	108
Figura 49 Señal modulada (AM)	109
Figura 50. Señal modulada (FM)	110
Figura 51. Receptor Orange Rx Fasst	111
Figura 52. Tarjeta Ardupilot Mega 2.5 (APM 2.5)	112
Figura 53. Configuración Puertos Análogos.....	114
Figura 54 Componentes y puertos de la placa Ardupilot Mega 2.5	114
Figura 55. Configuración Puertos de entrada	115
Figura 56. Puertos de salida placa Ardupilot.....	116
Figura 57. Unidad de Medición Inercial MPU-6000.....	117
Figura 58. Aceleración de Coriolis. Principio de Funcionamiento del giroscopio	119
Figura 59. Giroscopio electrónico	120
Figura 60. Acelerómetro.....	121

Figura 61. Magnetómetro HMC5883L-TR	122
Figura 62. Principio del funcionamiento de un Magnetómetro.....	123
Figura 63. Relación entre la presión atmosférica y la altitud.	124
Figura 64. Esquema básico de un sensor de efecto Hall	125
Figura 65. Funcionamiento sensor de presión Piezorresistivo.	126
Figura 66. Diagrama de bloques de un control descentralizado.	129
Figura 67. Diagrama de bloques de una Estructura de un control cascada.	130
Figura 68. Diagrama de bloques con los tres tipos de control para el alabeo	133
Figura 69. Framework Arduino	138
Figura 70. Interfaz Gráfica Mission Planner.	139
Figura 71. Ventana Flight Data	140
Figura 72. Ventana Flight Plan.....	140
Figura 73. Ventana Initial Setup.....	141
Figura 74. Ventana Config/Tuning.....	141
Figura 75. Ventana Simulación	142
Figura 76. Ventana Terminal	142
Figura 77. Interfaz sintonización PID.....	144
Figura 78. Interfaz de sintonización del alabeo/cabeceo/aceleración.....	145
Figura 79. Sintonización de altitud.....	146
Figura 80. Interfaz de la APM	148
Figura 81. Descripción completa de la interfaz del Hexarotor	150
Figura 82. Waypoints	152
Figura 83. Localización Waypoints	153
Figura 84. Camara GoPro Hero 3.....	155
Figura 85. Fotos Submarinas	155
Figura 86. Foto tomada Camara GoPro.....	157
Figura 87. Hexarotor armado	158
Figura 88. Conexión Motor -Control de Velocidad (Giro Horario).....	159
Figura 89. Transformación a una fase común de voltaje y neutro	160
Figura 90. Conexión Controlador de velocidad-Ardupilot (outputs)	161
Figura 91. Conexión Receptor-Microcontrolador.....	162

Figura 92. Conexión canales Receptor-Ardupilot	162
Figura 93. Medición Corriente en la Batería	163
Figura 94. Características de Vuelo	164
Figura 95. Hexarotor Suspendido por medio de cuerdas para pruebas	165
Figura 96. Prueba Cabeceo hacia abajo.	166
Figura 97. Prueba Cabeceo hacia arriba.	166
Figura 98. Imagen satelital construcción y calibración.	167
Figura 99. Imagen satelital zona de pruebas de vuelo	168
Figura 100. Calibración Ganancia PID	169
Figura 101. PID Roll	170
Figura 102. PID Pitch-Yaw	170
Figura 103. Control PID tratando de estabilizarse	171
Figura 104. Control PID en fase de estabilización	171
Figura 105. Control PID estabilizado	172
Figura 106. Throttle and Altitude Control	172
Figura 107. Velocidades de Operación	173
Figura 108. Hexarotor Despegando	174
Figura 109. Hexarotor en Vuelo de Prueba	174
Figura 110. Altura Vs Corriente	175
Figura 111. Ruta de lineal.	176
Figura 112. Diseño Waypoints.	177
Figura 113. Ruta de vuelo Zigzag	177
Figura 114. Información de Vuelo	178
Figura 115. Interfaz Log Graph	178
Figura 116. Opciones a Graficar	179
Figura 117. Altura Vs Corriente	179
Figura 118. Pitch vs Roll	180
Figura 119. Yaw vs Roll	181
Figura 120. Aceleración vs Corriente	181
Figura 121. Voltage vs Altura	182
Figura 122. Primera tanda de datos.	182

Figura 123. Segunda tanda de datos.	183
Figura 124. Tercera tanda de datos.	183
Figura 125. Altitud Constante en Vuelo.....	184
Figura 126. Relacion Altura-Aceleración.....	184
Figura 127. Posicion Global vs Posicion relativa	185

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Características entre diferentes UAV.....	40
Tabla 2 Clasificación de los UAV's según el DoD	41
Tabla 3. Clasificación de los UAV por capacidad de vuelo.	42
Tabla 4.Peso Neto	90
Tabla 5.Propiedades Físicas	96
Tabla 6. Especificaciones Variador seleccionado	101
Tabla 7. Especificaciones Técnicas Batería LiPo Turnigy nano-tech series.....	105
Tabla 8 Especificaciones técnicas sistema radio control FUTABA	111
Tabla 9. Características Placa Ardupilot Mega 2.5	113
Tabla 10. Especificaciones del Magnetómetro HMC5883L	124
Tabla 11. Especificaciones Técnicas Sensor Barométrico MS5611-01BA03.....	127
Tabla 13. Canales del Receptor.....	163

LISTA DE ANEXOS

ANEXO A. MANUAL DE USUARIO	194
----------------------------------	-----

LISTA DE ACRONIMOS

APM	Ardupilot Mega
ATC	Air Traffic Control Control De Tráfico Aéreo
BEC	Battery Elimination Circuit Circuito De Eliminación De Batería
DoD	Department of Defense Departamento de Defensa de Estados Unidos
D.D.D.	Dull-Dirty-Dangerous Repetitivo-Sucio-Peligroso
CHDK	Canon Hacker Development Kit Kit de Desarrollo Canon
ESC	Electronic Speed Control Control Electrónico De Velocidad
FAA	Federal Aviation Administration Administración Federal De Aviación
FASST	Futaba Advanced Spread Spectrum Technology Tecnología Avanzada Futaba De Espectro Extendido
GPS	Global Position System Sistema De Posicionamiento Global

IMU	Inertial Measurement Unit Unidad De Medición Inercial
LIPO	Lithium Polymer Polímero De Litio
PDB	Power Distribution Board Placa de Distribución de Potencia
PID	Proporcional Integral Derivativo
PPM	Pulse Position Modulation Modulación Por Posición De Pulsos
PWM	Pulse Width Modulation Modulación De Ancho De Pulsos
RTL	Return To Launch Retorno a Casa
UAV	Unmanned Aerial Vehicle Vehículo Aéreo No Tripulado
UAVSI	Association for Unmanned Vehicle Systems International Asociación Internacional de Sistemas de Vehículos no Tripulados

RESUMEN

TITULO:

DISEÑO Y CONSTRUCCION DE UN HEXAROTOR NO TRIPULADO DE NAVEGACION AUTONOMA*

AUTORES:

JULIAN ALBERTO BUENO ALMEIDA
MARIO ANDRES ULLOA FIGUEROA**

PALABRAS CLAVE:

Vehículo, Aéreo, Tripulado, Hexarotor, Carbono, Micro-controlador, Sensores, Control, Navegación, Autónoma.

DESCRIPCION:

El objetivo de este proyecto de grado es proveer a la Escuela de ingeniería mecánica de la Universidad Industrial de Santander y al grupo de investigación DicBot a cargo del Ingeniero Carlos Borrás Pinilla un vehículo aéreo no tripulado de navegación autónoma tipo Hexarotor que sirva de herramienta para el desarrollo de nuevas tecnologías.

El desarrollo de la tecnología Ardupilot permite controlar un vehículo terrestre o aéreo diseñado para aplicaciones tanto civiles como militares de forma manual mediante el uso de un radio control o de forma autónoma siguiendo una ruta específica. Su diseño se basa en la unión de un micro-controlador Arduino con un conjunto de sensores que forman la Unidad de Medición Inercial, la cual contiene todo lo necesario para brindar orientación al hexarotor, así como de medir en tiempo real los cambios de velocidad que son generados por factores externos.

En este documento se presentan los criterios de selección de los componentes electrónicos, así como la selección del material del fuselaje requerido para que pueda soportar los pares y fuerzas aplicados en los extremos de cada brazo. Así mismo, se desarrolla un manual de operación de usuario en donde se realiza la total configuración del Hexarotor, mostrando con detalle las características de cada componente y la forma en que se realiza su calibración usando la interfaz gráfica Mission Planner.

* Trabajo de Grado

** Facultad de ingenierías Físico-mecánicas, Escuela de Ingeniería Mecánica, Director Carlos Borrás Pinilla.

ABSTRACT

TITLE:

DESIGN AND CONSTRUCTION OF A HEXAROTOR UNMANNED AUTONOMOUS NAVIGATION*

AUTHORS:

JULIAN ALBERTO BUENO ALMEIDA
MARIO ANDRES ULLOA FIGUEROA**

KEYWORDS:

Vehicle, Air, Manned, Hexarotor, Micro-controller, Sensors, Control, Navigation, Autonomous.

DESCRIPTION:

The objective of this degree project is to provide School of Mechanical Engineering from the Santander Industrial University and the research group DicBot in charge of Engineer Carlos Borrás Pinilla a unmanned aerial vehicle of autonomous navigation type Hexarotor to serve as a tool for development of new technologies.

The development of ArduPilot technology allows control of a land or air vehicle designed for civilian and military applications manually by using a radio control or autonomously along a specific route. Its design is based on the binding of an Arduino micro-controller with a set of sensors forming the Inertial Measurement Unit, which contains everything you need to provide guidance to hexarotor and measure in real time the speed changes are generated by external factors.

In this document shows the selection criteria of electronic components and material selection for the frame required for can withstand the forces and torques applied at the ends of each arm. Likewise, the development of an user manual operation wherein the total Hexarotor configuration is performed, showing in detail the characteristics of each component and how calibration is performed using the Mission Planner GUI.

* Work Degree

** Faculty of Physico-mechanical Engineerings. School of Mechanic Engineering. Project director: Carlos Borrás Pinilla

INTRODUCCION

Los vehículos aéreos no tripulados (UAV) han tenido papeles importantes en el sector militar, así como en el área de la ciencia y ayuda a la humanidad. Esto se ha logrado gracias a los avances en los materiales, diseños para su fuselaje, sistemas de propulsión, sistemas de control y métodos de transferencia de datos usando sistemas de telemetría para la eficiente comunicación.

El uso de materiales compuestos en aviación ha cambiado totalmente el paradigma de los diseños aeronáuticos; gracias a las ventajas de relación peso/resistencia, que los hacen ideales para este tipo de aplicaciones. Además de su estructura o fuselaje, el diseño electrónico es un aspecto muy importante en un UAV debido a que este sistema permite controlar los diferentes tipos de vuelo que posee como lo son la guiñada, alabeo; así como su estabilidad al permanecer en una sola posición. Este proyecto de grado, tiene como finalidad el uso de una nueva tecnología desarrollada para permitir el total control autónomo del UAV sin la necesidad de una operación constante.

El óptimo funcionamiento de un sistema UAV durante el vuelo se debe primordialmente al uso de los correctos componentes electrónicos que medirán las variaciones en tiempo real, como las aceleraciones o vibraciones en cada eje, posicionamiento global y captura de imágenes. La adquisición y análisis de datos se realiza por medio de una tarjeta especializada llamada Ardupilot Mega con la cual, por medio de una interfaz, se puede trazar una ruta especificando ciertos “waypoints” por los cuales pasara.

1. DESCRIPCION DEL PROYECTO

1.1. IDENTIFICACION DEL PROBLEMA

En la actualidad, cuando es necesario realizar el reconocimiento de una zona en situaciones de alto riesgo tales como desordenes públicos, desastres naturales o realizar simples tareas como explorar una zona desde el aire, se debe contar con un equipo especial y personal altamente calificado para operarlos. Las tareas anteriormente mencionadas necesitan de una gran logística para acudir hasta la coordenada afectada, aumentando el riesgo de vidas humanas, mayor tiempo de respuesta y costos de operación. Estos aspectos hacen que el método de reconocimiento convencional sea ineficiente.

Cualquiera que sea el medio por el cual se hagan este tipo tareas se necesita un operario calificado que esté disponible las 24 horas del día. Esto incrementa el costo de operación de los equipos, sumando valor en los tiempos de inactividad. Debido el factor humano presente en las emergencias se aumenta el tiempo de respuesta por posibles inasistencias del personal; esto hace necesario un sistema que no dependa de un operario, que pueda realizar las tareas de forma autónoma, llegando hasta el sitio indicado para captar imágenes y estando siempre presente en el punto de observación.

Una solución económica y viable que cumpla con los requerimientos antes descritos, está constituida por la gama de los vehículos aéreos no tripulados, las cuales son aeronaves diseñadas como plataformas móviles controladas remotamente e incorporan una gran gama de sensores para la navegación y equipos ópticos que permiten la precisa adquisición de imágenes y datos la cual

se transmitirá de forma digital en tiempo real, de forma rápida y segura para ser observada desde un puesto de control.

Este tipo de tecnología facilita realizar operaciones en las cuales se pondrían en riesgo la vida de seres humanos, convirtiéndose así en uno de los campos con alto desarrollo en diversos países alrededor del mundo.

Los Drones o UAV que existen alrededor del mundo han sido diseñados con múltiples configuraciones para suplir ciertas necesidades, como son los modelos de ala fija (Aviones) y ala rotatoria (Helicópteros y Multirrotores). Gracias a la gran capacidad de estabilización para la precisa captura de imágenes e información, el Hexarotor se convierte en el vehículo óptimo dentro de la gama de los UAV, los cuales se pueden adquirir en empresas especializadas. La mayoría de estos dispositivos están en poder de empresas aeronáuticas y militares las cuales poseen el suficiente capital para el total desarrollo de esta tecnología.

Los materiales más usados para la construcción los UAV, debido a que poseen una buena relación de peso/resistencia son los materiales compuestos, que en este caso, el más versátil es la fibra de carbono debido a sus propiedades mostradas a continuación:

Figura 1. Propiedades mecánicas fibra de carbono

Características y aplicaciones de las fibras de carbono	
Propiedades <ul style="list-style-type: none">• Resistencia mecánica, tenacidad y densidad• Estabilidad dimensional• Amortiguación de vibraciones, resistencia y tenacidad• Resistencia a la fatiga y auto-lubricación• Resistencia química• Conductividad eléctrica• Compatibilidad biológica	Aplicaciones <ul style="list-style-type: none">• Transporte y artículos deportivos• Tecnología aeroespacial• Equipos de audio, brazos de robot• Maquinaria textil, ingeniería en general• Industrias química y nuclear• Componentes equipos electrónicos• Medicina (prótesis, equipamiento quirúrgico)

Fuente: <http://img.interempresas.net/fotos/135917.gif>

Los UAV pueden llegar a alcanzar valores elevados; debido al material del fuselaje, sensores instalados, tarjetas de programación, sistemas de propulsión y controladores. Las tarjetas controladoras son el corazón de un UAV ya que estas reciben y procesan todas las variaciones de los diferentes sensores y envían señales a los actuadores dispuestos para que realice las debidas operaciones.

Los primeros UAV se controlaban usando un radio control para enviar señales u órdenes que permiten corregir cualquier variación que el sistema pueda llegar a tener. Los sensores que componen la Unidad de Medición Inercial o la IMU vienen acoplados mediante elementos de sujeción simple, debido a que estos sensores se adquieren por separado. Esto aumenta el riesgo de que pueda haber algún tipo de desconexión durante el vuelo y provocar un accidente, comprometiendo la integridad del fuselaje; así como de los demás elementos. Para evitar este problema, se ha diseñado un micro-controlador muy completo que reúne todos los sensores necesarios para el óptimo desempeño del hexarotor.

Figura 2. Micro controlador Ardupilot Mega



Fuente: Página web: <http://store.jdrones.com/v/vspfiles/photos/fcapm25side-2.jpg>

En la Figura 2, se muestra un microcontrolador llamado ArdupilotMega, que ha sido diseñado especialmente para ejercer control sobre UAV de cualquier tipo, ya sean de ala fija o ala rotatoria. Posee una IMU que contiene sensores de una alta resolución que ayudan a medir la mas minima variacion de altitud, aceleracion y orientacion.

El proyecto de grado se realizara aplicando los conocimientos y habilidades adquiridos durante todo el curso de pregrado, con el fin de generar desarrollo e innovacion en el pais cumpliendo con los requerimientos optimos para el funcionamiento del sistema.

1.2. JUSTIFICACION PARA SOLUCIONAR EL PROBLEMA.

El centro de investigación DicBot de la escuela de INGENIERÍA MECÁNICA DE LA UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER desea construir un dispositivo móvil de bajo costo y totalmente autónomo que pueda realizar sondeos en lugares específicos, brindando la mayor cantidad de información posible para su posterior análisis.

La toma de imágenes para el reconocimiento de zonas como las descritas anteriormente se puede lograr con un dispositivo que tenga la capacidad de elevarse del suelo, teniendo la adecuada estabilidad para evitar causar más daños y que sea lo suficientemente versátil para que pueda desplazarse con gran maniobrabilidad. Los elementos electrónicos sofisticados como son los sensores, micro-controladores, transmisores de potencia entre otros; permiten reducir tamaños, convirtiéndose en sistemas altamente eficientes y tener bajo costo tanto de construcción como de operación.

Para resolver esta necesidad se debe contar con conocimientos de diseño de máquinas, sistemas mecatrónicos y fundamentos de programación. Gracias a esto, se están desarrollando nuevas formas de suplir las necesidades ya mencionadas rediseñando y construyendo equipos más portátiles y fáciles de operar y/o programar para ser implementados en sistemas de vigilancia.

1.3.OBJETIVOS DEL TRABAJO DE GRADO.

1.3.1. Objetivo general. Favorecer a los objetivos misionales de la UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER al contribuir a la divulgación, aplicación de los conocimientos y la investigación, Diseñando y construyendo un vehículo aéreo no tripulado UAV totalmente autónomo.

1.3.2. Objetivos específicos

- ✓ Diseñar, seleccionar y construir un sistema hexarotor con las siguientes características:
 - Dimensiones entre 50 y 80 cm de diámetro entre ejes de rotor.
 - Peso de carga total oscile entre 2500g a 3000g.
 - Potencia de trabajo: 3000 Watts.
 - Materiales de fuselaje: Fibra de carbono.
 - Tiempo de vuelo: 10 minutos.

- ✓ Seleccionar un sistema de navegación para un hexarotor; deberá seguir una ruta previamente establecida por un usuario para llegar de un punto a otro requerido, en ambientes controlados y sin obstáculos. Este sistema tendrá las siguientes características :

- Conexión en tiempo real con herramientas libres como Google Maps Navigation.
- Interfaz de usuario compatible con el micro-controlador.
- Visualización en tiempo real del dispositivo en interfaz la cual se sincronizara por medio del GPS.

- ✓ Seleccionar e implementar un sistema de control que trabaje en sinergia con los siguientes componentes:
 - Giroscopios.
 - Acelerómetros.
 - Compás Magnético.
 - Controladores de velocidad.
 - Motores.

- ✓ Proveer un manual e interfaz de operación.

- ✓ Adaptar una cámara, que permita captar imágenes para posterior análisis.

1.4. JUSTIFICACION DE LA SOLUCION

La implementación de un vehículo aéreo y/o terrestre no tripulado o como en sus siglas en ingles UAV (Unmanned Aerial Vehicle) con sistema de navegación autónoma y vigilancia integrada, acompañado de sensores daría información completa de una zona específica; tales como coordenadas del punto de actividad e identificando el tipo de inconveniente presentado.

Dentro de los UAV's más populares, se encuentran el Quadrotor y el Hexarotor. Estos fueron los primeros diseños en aparecer en el intento de brindar la mayor estabilidad posible, pero debido a sus problemas mecánicos y su dificultad para controlarse por parte del piloto fue inviable. Hoy en día se encuentra este tipo de aeronaves en diversas aplicaciones como las ya mencionadas antes. Algunos factores que están ligados a este sistema son la capacidad de navegación, el control y el guiado.

- **NAVEGACION:** Determina en un momento específico la posición y actitud del vehículo.
- **CONTROL:** Manipula las fuerzas de control sobre el vehículo para lograr mantener la estabilidad de la misma y cumplir con los requerimientos de guiado.
- **GUIADO:** Determina y controla el camino o recorrido que el vehículo debe realizar.

Es visible en sistemas de vigilancia e inspección de zonas poco asequibles por medio de dispositivos que realizan sondeos periódicos, los cuales se realizan desde un punto estratégico; aunque no garantizan una total visibilidad del entorno como sucede con las cámaras de seguridad. A partir de este inconveniente, se debe implementar mecanismos de vigilancia dinámicos que permitan eliminar todas las restricciones.

A raíz de este inconveniente, se desarrollara una nueva forma de suplir las necesidades ya mencionadas al diseñar y construir UAV de operar para ser implementados en sistemas de vigilancia. Una de las ventajas de realizar un multirrotor es su gran estabilidad durante el vuelo, la cual se necesita para su navegación autónoma.

1.5. ESTUDIO DE REQUERIMIENTOS GENERALES

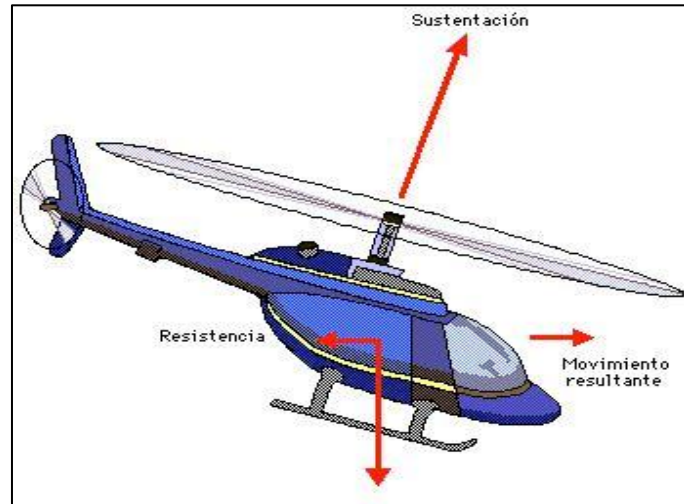
De acuerdo al análisis realizado a través del Despliegue de la Función de Calidad, la selección de materiales utilizados para la construcción del Hexarotor, como los son el fuselaje, los componentes electrónicos para el control del movimiento y de potencia, así como los motores y sus variadores de velocidad necesarios para un vuelo seguro y confiable del hexarotor deben cumplir con el siguiente grupo de requerimientos:

1.5.1. Requerimientos de diseño y selección. Los requerimientos básicos para la realización del diseño y selección del hexarotor están dados por:

- **Estabilidad:** Con el objetivo de captar información e imágenes en alta resolución, el sistema debe permanecer lo más estable posible; esto se asegura con el hexarotor, el cual, con su diseño de 6 rotores me permite una mayor estabilidad en el aire permaneciendo en una posición o en movimiento.
- **Bajo peso:** Para aumentar la eficiencia del sistema de propulsión, la estructura del hexarotor debe tener como característica física poco peso, el cual se puede conseguir mediante el empleo de materiales ligeros de baja densidad.

El diseño liviano de la estructura y del fuselaje, brinda al hexarotor magníficas características de vuelo, ya que el grupo de motor-hélice debe generar menos empuje para proporcionar la capacidad de levante. Al realizar el diagrama de fuerzas aerodinámicas, el valor de la componente vertical que es la que me permite despegar del suelo debe ser mayor que el peso total en el momento del despegue como se muestra en la Figura 3.

Figura 3 Fuerzas Aerodinámicas.



Fuente: <http://img.webme.com/pic/p/psoc-chile/helo.png>

- **Resistencia mecánica:** una característica importante en la selección de la estructura del Hexarotor es la capacidad de tolerar altos esfuerzos estructurales, los cuales se presentan al colisionar con el suelo u otros obstáculos, maniobras de vuelo bruscas donde se experimenten fuerzas de aceleración o desaceleración de consideración. Todo esto conlleva a que toda la estructura se pueda deformar y fracturar ocasionándole un daño temporal o permanente.
- **Diseño aerodinámico:** El diseño de la estructura seleccionada, junto con los componentes estructurales del hexarotor aumenta o disminuye la resistencia aerodinámica, la cual se produce cuando el sistema se mueve a través de un flujo de aire. Los tipos de estructuras que ayudan a aumentar la aerodinámica son los sistemas que son completamente cerrados, es decir, sus componentes

electrónicos no están expuestos al ambiente usando algún tipo de recubrimiento.

- **Diseño modular:** la estructura base del hexarotor cumple con la modularidad ya que toda su estructura ha sido diseñada por secciones, facilitando su ensamblaje. Además la fabricación de todas las piezas o secciones se hace mediante moldes o matrices, dando la posibilidad de una línea de producción en serie.

1.5.2. Requerimientos de Operación

- **Elevada capacidad de carga:** Esta característica otorga una ventaja en el transporte de una carga útil, permitiendo la instalación de diferentes dispositivos electrónicos (cámaras de fotografía y video, inhibidores de señal, etc.) en un futuro para suplir ciertas necesidades.
- **Autonomía:** La implementación de un micro-controlador que esté a cargo de realizar las secuencias de operación en los motores permite al hexarotor despegar, realizar su vuelo y aterrizar totalmente solo, sin la necesidad de un constante monitoreo y de un radio control por parte de un operador.
- **Interfaz de fácil operación:** La interfaz muestra la posición del hexarotor en tiempo real gracias a sensores de posicionamiento global, además de su orientación y altitud respecto a ejes coordenados específicos. Una imagen de satélite proporciona una visión panorámica de un terreno en el cual se traza una ruta específica el cual el hexarotor deberá seguir sin problemas.

- **Vuelo estable y seguro:** La estabilidad es uno de los factores más importantes para alcanzar las metas deseadas, ya que de esta depende que no ocurra ningún accidente que pueda poner en riesgo la integridad del hexarotor así como la del entorno.
- **Sistema de Captación de Imágenes:** El uso de los UAV para vigilancia y toma de datos, ha ido incrementándose durante los últimos años. Con un sistema de captación de imágenes, ya sea una cámara fotográfica o de video, permite recolectar imágenes para ser analizadas en tiempo real o posteriormente en un centro de mando.

1.5.3. Requerimientos de Mantenimiento. Para que el proceso de mantenimiento de la estructura; así como de los componentes electrónicos, se deben tener ciertos aspectos en cuenta:

- **Accesibilidad a componentes:** Para lograrlo es necesario que sus componentes internos tales como baterías, variadores, sensores y micro-controladores tengan fácil acceso para el operador.
- **Sustitución de componentes:** Se refiere a los componentes estructurales del hexarotor que se pueden cambiar sin afectar las características principales o su aerodinámica.
- **Fácil Reparación:** Un factor importante en el momento de realizar tareas de mantenimiento debido a los daños que se pueden presentar en los componentes estructurales debido a las caídas o golpes con obstáculos no previstos en la ruta. La selección de materiales, así como su proceso de

manufactura y además de su diseño para fácil ensamblado, ayudan a que los daños puedan solucionarse de manera rápida sin afectar el hexarotor.

1.5.4. Requerimientos Económicos. Se deben contemplar algunos requerimientos para la compra y adquisición de los materiales de trabajo para la estructura así como de los equipos electrónicos.

- **Fácil obtención de materiales y repuestos en el mercado:** La alta disponibilidad de materiales y sistemas electrónicos en almacenes tanto a nivel local, nacional e internacional facilita la adquisición de todos los componentes que son usados en la construcción del prototipo. Algunos de estos son motores, variadores electrónicos de velocidad, sensores posicionamiento global, etc., que a pesar de no encontrarse fácilmente a nivel nacional, se dispone del servicio de compra a través de páginas de internet con diversos proveedores.
- **Reducción de Costos de Equipos:** El costo total de todo el prototipo teniendo en cuenta el fuselaje así como los equipos electrónicos, se reduce buscando un equilibrio entre funcionalidad, calidad y economía sin llegar a comprometer todo el sistema.
- **Reducción de Costos en Operación y Mantenimiento:** Los costos de mantenimiento que se presenten debido a la operación y posibles accidentes pueden ser reducidos gracias a las asesorías de personal con conocimiento y experiencia en el manejo de los equipos y dispositivos electrónicos.

2. MARCO TEORICO

2.1.HISTORIA DE LOS VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS

El desarrollo de los vehículos aéreos no tripulados no es reciente, ya que sus investigaciones iniciaron en 1915 por Nicola Tesla quien tuvo la visión de poder crear flotas de vehículos aéreos no tripulados, siendo los primeros intentos reales en 1916 con el “Blanco Aéreo” de A.M. Low o el Avión Automático Hewitt-Sperry, iniciativas que dan pie a varios desarrollos militares durante la primera y segunda guerra mundial. Durante estos enfrentamientos, sus principales usos fueron el entrenamiento de los operarios de los cañones antiaéreos.

El siguiente avance de esta tecnología fue en 1918, cuando Charles Kettering, diseñó una “bomba voladora” con la capacidad de golpear un blanco en un radio de 64 kilómetros a una velocidad máxima de 80 kilómetros por hora. Este diseño (Figura 4) se nombró el “torpedo aéreo” Kettering pero más tarde se llamó Kettering Bug; este fue construido por Dayton-Wright Airplane Company, donde Orville Wright era el consultor aeronáutico del proyecto, al mismo tiempo que Elmer Ambrose Sperry diseñaba el sistema guía y de control.

Este “Torpedo Aéreo” se considera como el antecesor de los sistemas UAV actuales así como de los misiles usados en el combate. La aeronave estaba propulsada por un motor de 4 cilindros que generaba una potencia de 40 Hp. El uso de un poco desarrollado sistema de control fue importante para dar sus primeros pasos hacia una autonomía total.

Figura 4. Torpedo aéreo Kettering Bug



Fuente:<http://www.fotosdomundo.com.br/fotos/fotos-de-veiculos-aereos-nao-tripulados-vants.html>.

Después de la Segunda Guerra Mundial, las grandes potencias concibieron como su principal fuerza de ataque misiles nucleares, desarrollando nuevos tipos de misiles guiados o balísticos. Sin embargo, en 1951 Estados Unidos lanzo en serie la producción de un avión-blanco modificado para ser usado como un aparato de reconocimiento que se lanzaba desde un avión-madre para realizar un vuelo por una ruta programada; este tenía el nombre de AQM-34 o Firebee (Figura 5). Este UAV estaba equipado con un sistema de Radio Control y cámaras ópticas para realizar su trabajo.

Figura 5 AQM-34 o Firebee.



Fuente:http://www.northropgrumman.com/MediaResources/Pages/Photo.aspx?pid%3DTG-10031_007%26rel%3D%2F%26name%3DPhotos.

Así en el pasado fueron denominados ROA “Remotely Piloted Aircraft” o UA “Unmanned Aircraft”. En la actualidad suele utilizarse el término UAV “Unmanned Aerial Vehicle” o más recientemente UAS “Unmanned Aircraft System”.

Estas denominaciones hacen referencia a la ausencia de tripulación en el vehículo, lo que no es necesariamente sinónimo de autonomía. Por ellos, en las siguientes definiciones, se diferencian ambas posibilidades:

Se entiende por UAV aquella que es capaz de realizar una misión sin necesidad de tener una tripulación embarcada. Debe entenderse que esta condición no excluye la existencia de un piloto, controlador de la misión u otros operadores, que pueden realizar su trabajo desde tierra. La extensión del concepto de vehículo a sistema, refleja que es UAVS precisa, no solo de la aeronave adecuadamente instrumentada, sino también de una estación en tierra, que complementa la instrumentación y capacidades embarcadas. Es conveniente considerar que esta definición podría incluir algunos chasis que quedan fuera del concepto subyacente de UAV. Así los globos aerostáticos, utilizados por ejemplo con fines meteorológicos, responden a la definición y sin embargo no son considerados como un UAV dada a su controlabilidad nula.

Con los desarrollos de la miniaturización electrónica en los años 80 y 90, el interés en los UAV con aplicaciones militares crece, lo que lleva al escenario actual en el que son usados por los ejércitos de más de 50 países para misiones de reconocimiento y ataque. Pero paralelamente empiezan a aparecer las primeras referencias al posible uso civil de los UAV en tareas mucho menos conocidas por el público como la vigilancia, adquisición de datos, transporte ligero, investigaciones científicas, control de incendios y plagas, o búsqueda y rescate.

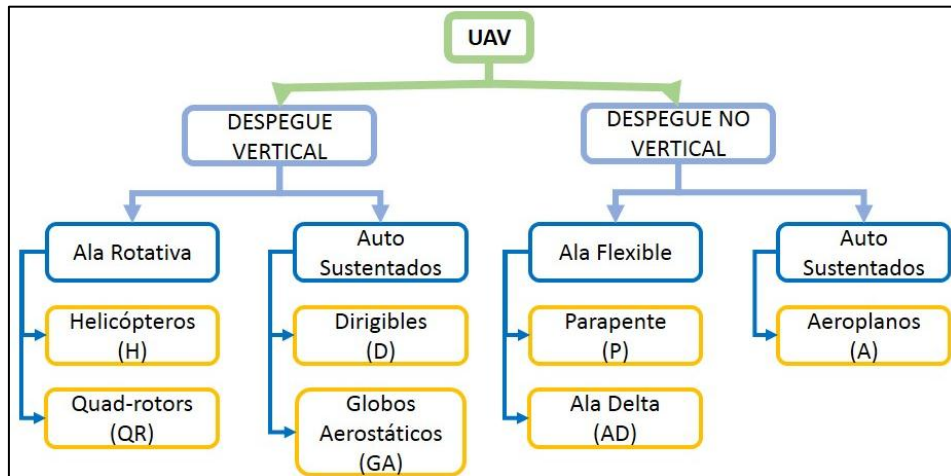
En los últimos años con el abaratamiento de estas tecnologías y la disponibilidad de nuevos medios y procesos productivos, estamos asistiendo al rápido nacimiento de un nuevo nicho industrial en gran medida formado por pequeñas empresas con ideas novedosas que, unido a las investigaciones académicas y al creciente aspecto amateur, sentarán las bases que darán forma al espacio aéreo del futuro cercano.

2.2. CLASIFICACION DE LOS VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS

Existe en la actualidad un espectro amplio de posibles aeronaves con capacidad de realizar misiones con cierto grado de autonomía. La novedad de su llegada a las aplicaciones civiles dificulta la existencia de un consenso en su definición que cuestiona, en determinadas ocasiones, si un determinado sistema responde o no al concepto de UAV. Existe por ellos cierta variedad de términos que, con mayor o menor acierto, son utilizados para referirse a este tipo de aeronaves.

A la hora de establecer una clasificación de los UAV es posible atender a diferentes criterios. Tal vez el más simple sea el que se basa en el tipo de aeronave del UAV. De acuerdo a este, pueden distinguirse a aquellas de despegue vertical de las que no lo son, estando dentro de las primeras las de ala rotativa o hélice (helicópteros y multi-rotors), los de ala flexible (parapentes, ala delta) y los auto-sustentados (dirigibles y globos). Dentro de los de despegue no vertical, se encuentran los de ala fija (aeroplanos).

Figura 6 Clasificación de UAV



Las prestaciones y por lo tanto; las aplicaciones varían mucho de un tipo de aeronave a otra, cubriendo cada uno de ellos un espectro de aplicabilidad diferente. La siguiente Tabla 1 Recoge algunas de las características de las principales aeronaves utilizadas para UAV.

Tabla 1. Características entre diferentes UAV.

Características	Helicópteros	Aeroplanos	Dirigibles	Multirotors
Techo de vuelo	**	****	***	*
Capacidad de vuelo estacionario	***		***	****
Capacidad de vuelo en interiores	***	*	**	****
Capacidad de carga	***	***	*	***
Capacidad de vuelo vertical	****	*	**	****
Resistencia a perturbaciones	**	****	*	**
Auto estabilidad	*	***	***	**
Maniobrabilidad	**	*	*	*****
Autonomía de vuelo	**	***	****	*
Velocidad	***	****	****	***

Fuente: UAVSI

La mayor parte de los UAV actuales se encuentran dentro de la categoría mini, siendo, el vehículo las frecuentemente utilizado con diferencia el aeroplano.

2.2.1. Según su altitud de vuelo. Siendo función la altitud de vuelo, el Departamento de Defensa de Estados Unidos, iguala las capacidades de los UAV's respecto con las aeronaves convencionales que sobrevuelan el espacio aéreo norteamericano, según los criterios de la Administración Federal de Aviación como se muestra en la siguiente Tabla 2

Tabla 2 Clasificación de los UAV's según el DoD

Categorización US DoD	Aeronave Certificada/UAS (Cat III)	Aeronave no estándar/UAS(Cat II)	Aeromodelo RC/UAS(Cat I)
Regulación FAA	14 CFR 91	14 CFR 91, 101 y 103	Ninguno (AC 91-57)
Espacio Aéreo	Todos	Clase E,G y D	Clase G(<1.200 ft AGL)
Límite de Velocidad, KIAS	Ninguno	NTE 250 (Propuesto)	(Propuesto)

Fuente: Unmanned Systems Integrated Roadmap 2009-2034, Department of Defense USA, Washington D.C., pag 95, March 12, 2009.

2.2.2. Según su alcance máximo, autonomía y altitud máxima. Según la AUVSI (Association for Unmanned Vehicle Systems International), otra manera de clasificar los tipos de UAV podría ser por su capacidad de vuelo teniendo en cuenta criterios como alcance máximo, autonomía y altitud máxima. Esta clasificación se puede observar detalladamente en la Tabla 3.

Tabla 3. Clasificación de los UAV por capacidad de vuelo.

Categoría [Acrónimo]	Alcance (km)	Altitud de vuelo(m)	Autonomía (horas)	Carga máx. despegue (kg)	Tipos de aeronave
Micro [μ]	<10	250	1	<5	H,A, otros
Mini [mini]	<10	150-300	<2	<30	H,A,P, otros
Alcance cercano[CR]	10-30	3000	2-4	150	H,A,P, otros
Alcance corto [SR]	30-70	3000	3-6	200	A, otros
Alcance medio[MR]	70-200	5000	6-10	1250	A, otros
Altitud baja penetración profunda [LADP]	>250	50-9000	0,5-1	350	A
Autonomía media[MRE]	>500	8000	10-18	1250	A,H
Autonomía alta altitud baja [LALE]	>500	3000	>24	<30	A
Autonomía alta altitud media [MALE]	>500	14000	24-48	1500	A, H
Autonomía alta, altitud alta [HALE]	>2000	20000	24-48	12000	A
Combate [UCAV]	1500	10000	Aprox. 2	10000	H,A
Ofensivo [LETH]	300	4000	3-4	250	A
Señuelo [DEC]	0-500	5000	<4	250	A, H
Estratosférico[STRATO]	>2000	2000-3000	>48	No disponible	A

Fuente: AUVSI (Association for Unmanned Vehicle Systems International)

Esta clasificación no discrimina aplicación de los UAV ya sean para uso militar o civil. La mayor parte de la aplicación de estos UAV son de uso militar y se encuentran en la categoría mini y alcance medio [MR], siendo, el aeroplano el más utilizado por sus características de alcance y autonomía.

Para operaciones civiles el más utilizado es el helicóptero multirotor, presentando ventajas sobre los demás, tales como costo, autonomía, y maniobrabilidad. Este cubriendo principalmente en la categoría micro o mini.

2.2.3. Según características de vuelo. El diseño y la configuración estructural de los UAV's definen en gran medida su comportamiento aerodinámico en características como despegue, vuelo y aterrizaje, siendo estos los principales géneros.

2.3. APLICACIONES DE LOS UAV'S

2.3.1. Civiles. Teniendo en cuenta que los UAV fueron impulsados en una gran parte por sector militar, hace 15 años atrás el interés por parte de civiles en esta tecnología se ha incrementado. Al hacerse comercial, esta tecnología ha impulsado al avance en otros temas de interés, ampliando los campos de investigación y a su vez el crecimiento de nuevas tecnologías referentes a estos (Figura 7).

Figura 7 Cartografía de una zona.



Fuentes: http://www.iuavs.com/pages/aplicaciones_y_usos.

En la actualidad, cuando es necesario realizar el reconocimiento de una zona en situaciones de alto riesgo tales como desordenes públicos, desastres naturales (Figura 8) o realizar simples tareas como explorar una zona desde el aire, se debe contar con un equipo especial y personal altamente calificado para operarlos. Las tareas anteriormente mencionadas necesitan de una gran logística para acudir hasta la coordenada afectada, aumentando el riesgo de vidas humanas, mayor tiempo de respuesta y costos de operación. Estos aspectos hacen que el método de reconocimiento convencional sea ineficiente.

Cualquiera que sea el medio por el cual se hagan este tipo tareas se necesita un operario calificado que esté disponible las 24 horas del día. Esto incrementa el costo de operación de los equipos, sumando valor en los tiempos de inactividad. Debido el factor humano presente en las emergencias se aumenta el tiempo de respuesta por posibles inasistencias del personal; esto hace necesario un sistema que no dependa de un operario, que pueda realizar las tareas de forma autónoma, llegando hasta el sitio indicado para captar imágenes y estando siempre presente en el punto de observación.

Figura 8 Prevención y control de incendios.



Fuente: http://www.iuavs.com/pages/aplicaciones_y_usos

2.3.2. Militares. Contar con vehículos aéreos no tripulados es de gran ayuda en misiones de reconocimiento, planear tácticas, observar instalaciones de alta seguridad o simplemente escoltar un convoy militar.

Principalmente se usan en misiones denominadas D.D.D. (Dull-Dirty-Dangerous) las cuales son misiones de alto riesgo en donde puede peligrar la vida del personal; en las cuales caben bombardeos de precisión e iluminación de blancos.

Su utilización en ambientes hostiles está proyectada para el primer día de conflicto, para la destrucción completa de la red de defensa aérea integrada del enemigo, luego de esto, los UAV's están capacitados para la vigilancia constante de zonas específicas y poder hacer realizar ataques de oportunidad.

Un ejemplo para este tipo de aeronaves es el PREDATOR (Figura 9), un avión táctico usado en misiones de inteligencia, reconocimiento y vigilancia del campo de batalla enemigo. Entre su armamento se destacan los misiles antitanque Hellfire en conjunto con un sistema de designación laser para señalar blancos. Posee un sistema de enlace satelital para entregar información en tiempo real y una alta capacidad de transporte y almacenamiento.

Figura 9. Predador



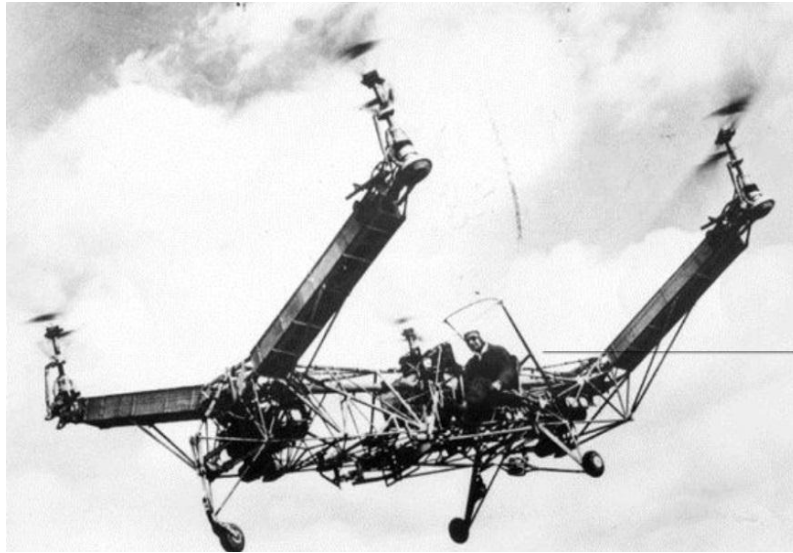
Fuente: http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/4/4a/MQ-1_Predator.jpg

2.4. TIPOS DE MULTIROTOR

Hay diferentes tipos de multirrotores; básicamente se dividen en tres categorías: terrestres, acuáticos y aéreos. Siendo este último de mayor importancia para este proyecto de grado, los cuales consisten en vehículos con más de 2 motores, los cuales ayudan para la navegación de dicho multirotor.

El Quadcopter más antiguo que se conoce fue diseñado por el ingeniero francés Etienne Oehmichen en 1920 bautizado como Oehmichen No.2, En 1956, el quadcopter convertawind (Figura 10) fue desarrollado con varias mejoras del modelo de Oehmichen. En 1979, la empresa de productos aeroespaciales Bell Helicopter y Boeing comenzó el desarrollo conjunto de Campana Boeing Quad Tiltrotor quadcopter para el ejército americano.

Figura 10. Quadcopter Convertawind.



Fuente: <http://i2.kym-cdn.com/photos/images/original/000/593/795/c91.jpg>

Hasta mediados de la década del 2000, todo tipo de drone pertenecía exclusivamente para uso militar y encontrarlos comercialmente era casi imposible, pero cerca del 2007 la empresa DraganFlyer comenzó a vender ejemplares con cámaras incorporadas para vigilancia y mapeo aéreo.

Los UAV (Unmanned Aerial Vehicle) y su clasificación ya antes mencionada dan a conocer gran variedad de multirotores, los cuales son helicópteros con más de dos motores. El control de su movimiento, están ligados a los motores, a la velocidad y el sentido relativo entre cada motor, controlando así efectos como el par producido por un motor en movimiento.

Ya que son modelos relativamente sencillos en su construcción, se presta para que al momento de su elaboración fluya la creatividad. Los modelos varían tanto de forma como cantidad y distribución de rotores. Debido a que su costo de

fabricación tampoco es elevado, lo hace la mejor opción para crear fotografías aéreas y videos de zonas y edificios.

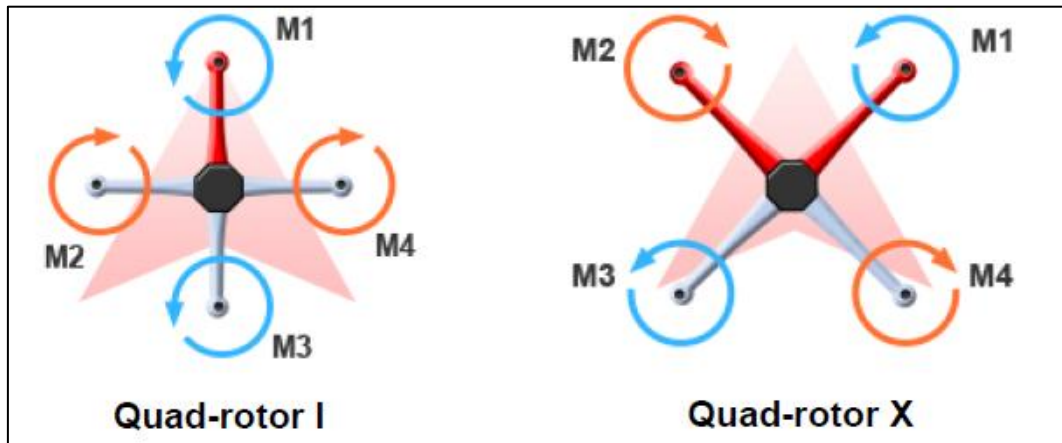
2.5. CONFIGURACIONES COMUNES

2.5.1. Control electrónico. Estos utilizan motores sin escobillas montados equidistantes respecto a un centro, los motores causantes de la propulsión están montados rígidamente sobre un chasis característico para cada tipo de UAV, toda la parte es accionada por el software estrangulando los motores diferencialmente, lo cual hace necesario un procesador que reacciones rápidamente a cualquier perturbación.

La configuración de un multirotor aéreo básicamente está dada por el número de rotores presente en este, a continuación se mostraran las configuraciones más comunes.

- **Quadcopter:** también conocido como Quadrotror o cuádruple (Figura 11). Como su prefijo Quad lo indica, es un sistema conformado por 4 miembros propulsores situados radiales y equidistantes, estos motores están perimetralmente suscritos en un círculo con sus extremidades dirigidas al centro, para este modelo hay dos tipos de distribuciones “+” y “X”.

Figura 11. Quadcopter distribución típica.

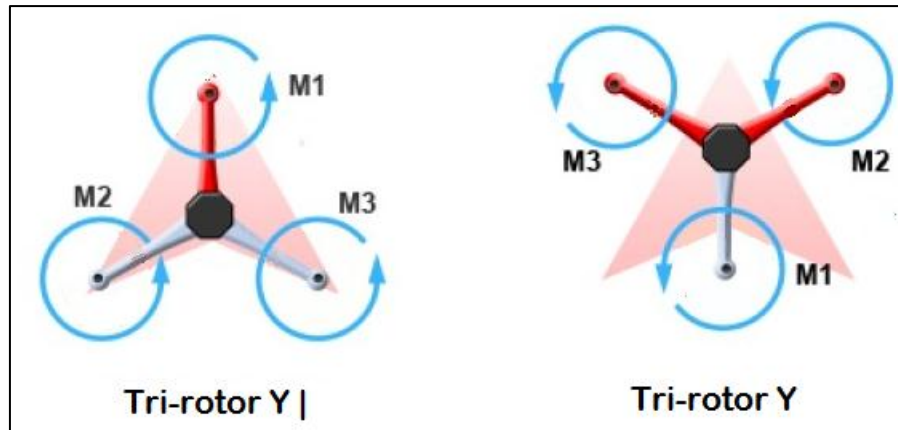


Fuente: http://wiki.dji.com/en/index.php/A2_Mixer_Type_Supported.

Este modelo es el más utilizado en la industria de los UAV's debido a su costo y facilidad en la programación.

- **Tricopter:** Este modelo consta de tres motores en forma de Y, partiendo de que en el frente de éste se encuentran dos motores fijos y un motor trasero el cual puede girar sobre el eje radial, este último es el que le brinda maniobrabilidad al tricóptero. Los tres motores están separados con ángulos a 120° equidistantes desde el centro. El tricóptero tiene además otra configuración, la cual consiste básicamente en invertir la parte frontal del vehículo, colocando en el frente un motor fijo y los dos motores de atrás son los encargados de la maniobrabilidad. Esta configuración no es muy común debido a que su control sería más complejo (Figura 12).

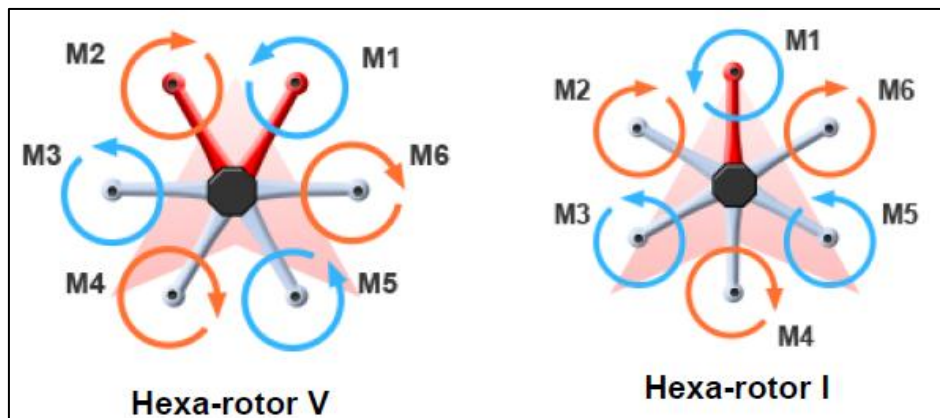
Figura 12 Tricopter distribución típica.



Fuente: http://wiki.dji.com/en/index.php/A2_Mixer_Type_Supported.

- **Hexacopter:** Este modelo cuenta con 6 rotores distribuidos cada 60° y todos los motores están equidistantes del centro, este modelo (Figura 13) presenta una ventaja muy visible comparada con sus antecesores. La relación estabilidad/costo es una particularidad de gran importancia, haciéndolo el más óptimo para tareas en las que se requiere una alta estabilidad.

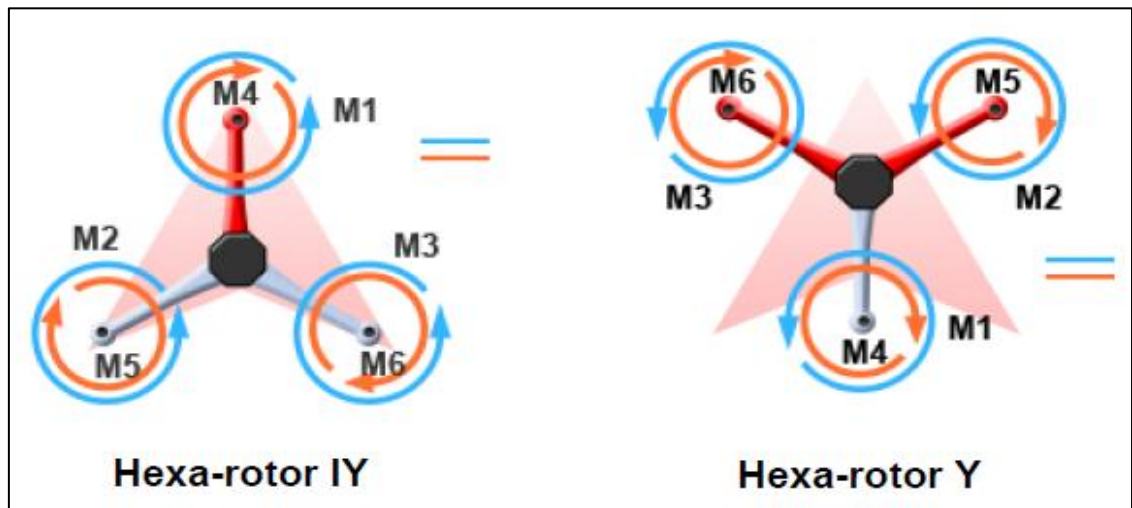
Figura 13. Hexacopter configuraciones típicas.



Fuente: http://wiki.dji.com/en/index.php/A2_Mixer_Type_Supported.

- **Hexacopter Y6:** Un tipo de Hexacopter que se puede hacer más compacto para la cantidad de ascensor, pero es menos eficiente, con tres brazos vestida radialmente hacia fuera desde un punto central, y un motor montado en el extremo de cada brazo que apunta hacia arriba, y uno apuntando abajo (Figura 14).

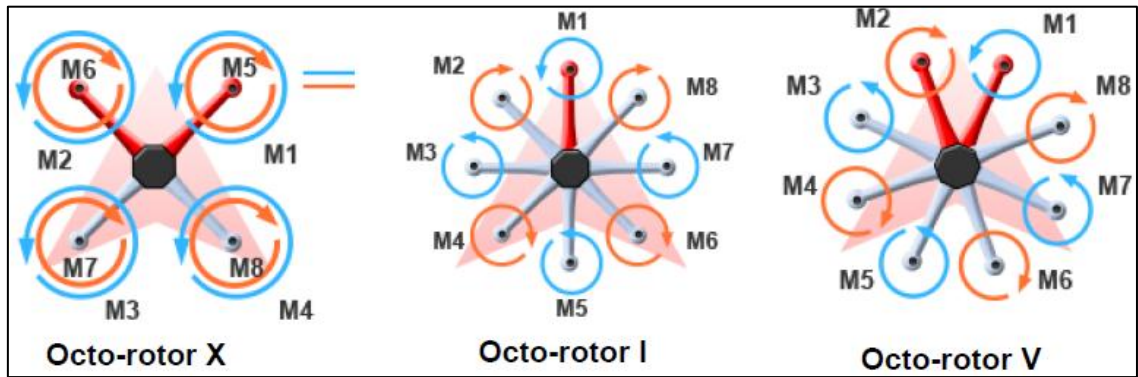
Figura 14. Hexarotor configuración Y.



Fuente: http://wiki.dji.com/en/index.php/A2_Mixer_Type_Supported.

- **Octocopter:** O simplemente Octa, sigue el modelo de los multirrotores mencionados anteriormente. Conserva la configuración de un motor por brazo dispuestos radialmente e igualmente separados a un ángulo de 45° . Este UAV (Figura 15) es muy común para el transporte de carga. Debido a la gran cantidad de motores empleados, necesita baterías de mayor capacidad para vuelos más extensos, además de su poca maniobrabilidad puede chocar fácilmente con obstáculos en la ruta.

Figura 15. Octocopter distribuciones típicas.



Fuente: http://wiki.dji.com/en/index.php/A2_Mixer_Type_Supported.

3. DISEÑO DE UN HEXAROTOR

Durante este capítulo describiremos la metodología utilizada para el diseño de un Hexarotor, se desplegara el paso a paso, partiendo de la necesidad presentada el en capítulo 1, llevando desde el diseño conceptual y la descripción de cada uno de sus componentes.

Un UAV tipo hexarotor es una aeronave de ala rotativa con motores con ejes verticales y coplanares situados radialmente y equidistantes del centro, centro en el cual se encuentra toda la instrumentación electrónica necesaria para el vuelo autónomo, entre la cual se encuentran la placa controladora, variadores de velocidad baterías, magnetómetros, GPS entre otros.

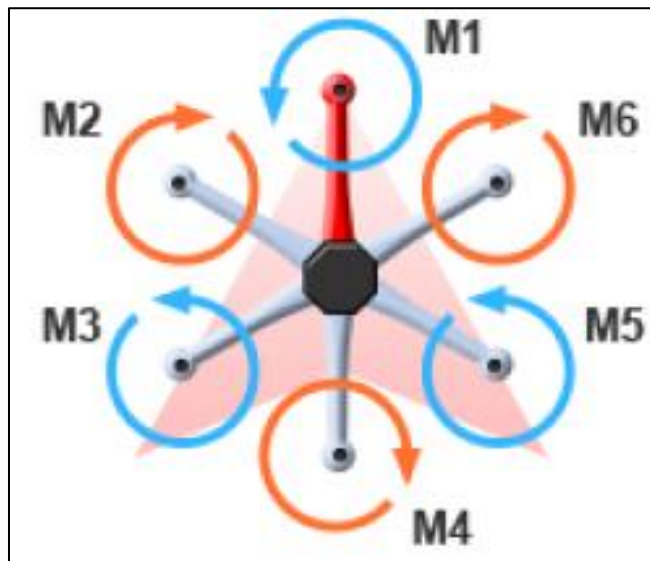
Para la elaboración de este tipo de aeronaves hay que tener en cuenta que son dispositivos con alto riesgo de impacto, lo cual hace que al momento del diseño del chasis y selección de componentes electrónicos se tenga en cuenta un criterio elevado para la robustez y resistencia a colisiones.

3.1. ORIENTACION DEL HEXAROTOR

A la hora del vuelo es importante que la aeronave tenga un norte, esta referencia está ligada a la dirección de vuelo, control de movimientos, orientación y destino de navegación. Para este tipo de UAV en particular hay dos configuraciones típicas presentadas superficialmente en el capítulo anterior, ahora se le dará mayor profundidad en la descripción de estas dos configuraciones.

3.1.1. Hexarotor configuración en I. Esta lleva su nombre debido a que su norte es el mismo eje del hexarotor describiendo una I donde la dirección de vuelo (norte relativo) coincide con el eje de dos de sus motores, como se muestra en la Figura 16. Esta es una configuración compleja en su programación, para avanzar hacia adelante, en su movimiento típico y más utilizado se ven involucrados los 6 motores, algo que no es muy práctico.

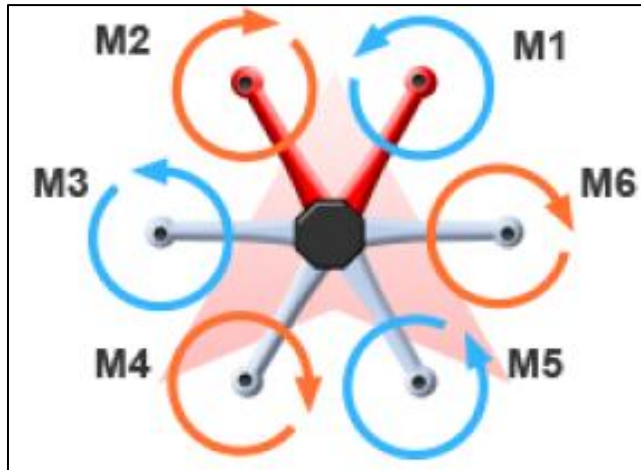
Figura 16 Hexarotor configuración I.



Fuente: http://wiki.dji.com/en/index.php/A2_Mixer_Type_Supported.

3.1.2. Hexarotor configuración en V. Se llama en V debido a que en el norte del vehículo se encuentran los brazos que describen la letra V. Como se muestra en la Figura 17.

Figura 17 Hexarotor configuración V.



Fuente: http://wiki.dji.com/en/index.php/A2_Mixer_Type_Supported.

Esta distribución es más sencilla, no difiere mucho de la configuración en I para la programación de los movimientos, pero hace mucho más sencillo el avance frontal del vehículo, más adelante se dará una mayor profundidad en la descripción como esta configuración realiza sus movimientos.

3.2. VEHICULOS DE ALA ROTATIVA Y LA FISICA

Este tipo de aeronaves, Helicópteros, Quadcopter, Hexacopter, etc. Tienen un efecto de torque inducido que se genera por los motores en movimiento, de acuerdo con la ley de Newton, este fenómeno se llama acción y reacción, en el cual el fuselaje de un helicóptero y/o multirrotor tiende a girar en sentido contrario al motor. A esto se denomina *par*. Para eliminar este par en los helicópteros, se usa un motor tándem, posicionado en un plano perpendicular al plano del motor principal. El motor gira produciendo la propulsión de tal manera que contrarreste este efecto.

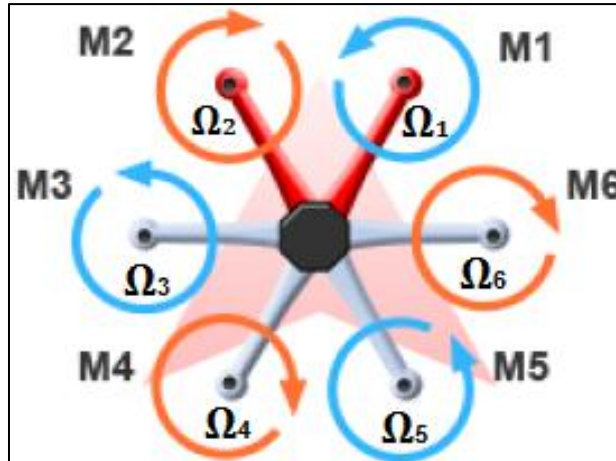
Sin embargo, el problema del par inducido es especialmente importante en los principales helicópteros con un solo rotor y con una fuente de alimentación en el fuselaje. El efecto de torsión en el fuselaje es un resultado directo de la resistencia del rotor principal. Por lo tanto el par se genera en el centro geométrico del rotor principal. Resultados de par del rotor siendo impulsados por la potencia de salida del motor. Cualquier cambio en la potencia del motor provoca un cambio correspondiente en el efecto del torque. Por otra parte, la potencia varía de acuerdo a las maniobras hechas en el vuelo y da como resultado un efecto de par variable que debe ser corregido continuamente.

En los helicópteros la compensación del par en el fuselaje producido por el motor principal se lleva a cabo por medio de un rotor anti-par de paso variable también conocido como motor de cola, como su nombre lo indica está situado en el extremo de una extensión de la pluma de la cola en la parte trasera del fuselaje. Este motor es accionado por pedales anti-pares que el piloto puede accionar cuando necesite, este motor también tiene como función darle dirección al helicóptero, aumentando o disminuyendo su velocidad.

Se ha hablado del caso particular en los helicópteros, pero el objetivo de este proyecto de grado es la construcción de un hexarotor. Ahora se explicara cómo se cancelaria el torque en un hexarotor donde no se cuentan con motores tipo tándem perpendiculares al plano de los motores principales.

Para cancelar el efecto del par sobre el fuselaje del hexarotor producido por el giro de cada motor, se colocaran pares de motores los cuales giraran en sentido opuesto el uno del otro, de esta manera el par producido por un motor será cancelado por el otro, tal como se muestra en la Figura 18.

Figura 18. Sentido de giro cancelación de torque inducido



Hay un grupo **A** de tres motores intercalados M2, M4 y M6 giran en sentido horario, que ejercen un par inducido $T1$ en sentido anti horario sobre el fuselaje del hexarotor. Mientras el grupo **B** de motores M1, M3 y M5 giran en sentido contrario ejerciendo un par inducido $T2$ en sentido horario.

Si la suma de las velocidades angulares de ambos grupos de motores son equivalentes, se podría afirmar que el torque inducido sobre el fuselaje del hexarotor es nulo. Esto es posible siempre y cuando los motores sean de la misma potencia y estén girando con la misma aceleración angular.

$$\sum \Omega_A = \sum \Omega_B \quad (1)$$

$$\Omega_1 + \Omega_3 + \Omega_5 = \Omega_2 + \Omega_4 + \Omega_6 \quad (2)$$

En la ecuación más atrás (1) se puede deducir: La suma de aceleraciones angulares del grupo A es equivalente a la del grupo B, así aseguramos que los momentos inducidos por los grupos se cancelen. Mientras que en la ecuación (2)

se denota que las aceleraciones pueden ser diferentes dentro de un grupo, pero la resultante de la suma de cada grupo son iguales.

$$\sum T_i = 0 \rightarrow \text{para estabilidad} \quad (3)$$

$$\sum T_i = T_{i1} + T_{i3} + T_{i5} - T_{i2} - T_{i4} - T_{i6} \quad (4)$$

$$T_{i1} + T_{i3} + T_{i5} = T_{i2} + T_{i4} + T_{i6} \quad (5)$$

Como en todo momento los motores no están girando a la misma velocidad angular debido a cambios de ruta o algún movimiento, no se puede asegurar que el torque inducido por un motor sea cancelado totalmente por su par opuesto, por esa razón se plantea que el torque inducido equivalente del grupo A sea cancelado por el torque inducido equivalente del grupo B. Esto sin afirmar que algunos de los 6 torques tenga las la misma magnitud.

3.3. MODOS DE VUELO

En la navegación aérea existen ciertas técnicas y procedimientos que permiten conducir eficientemente una aeronave, estas técnicas son propias de cualquier aeronave y es el principio básico de funcionamiento.

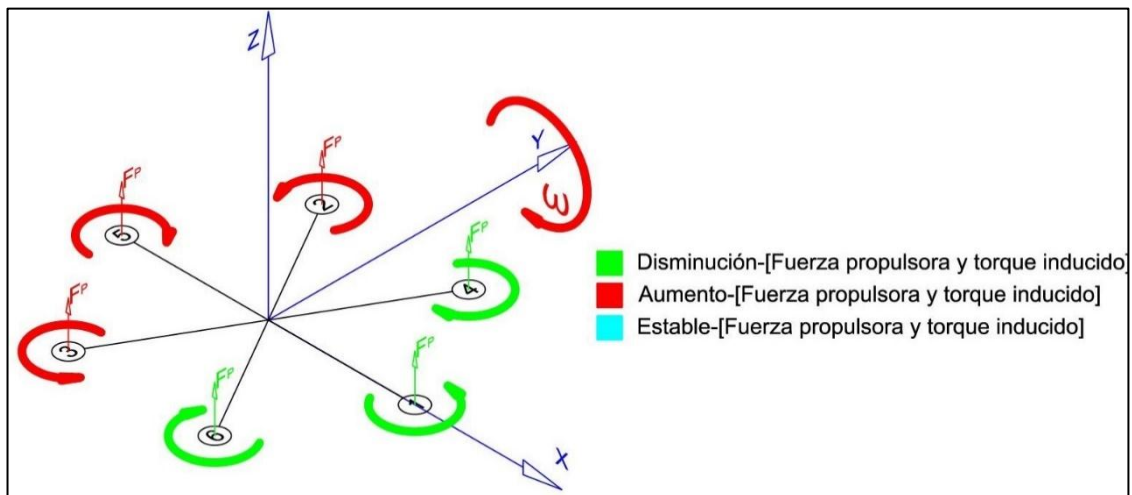
Cualquier vehículo aéreo es diseñado de tal manera que pueda ejercer movimientos rotativos respecto a tres ejes perpendiculares entre sí, teniendo como pivote su centro de gravedad.

Existen aeronaves que controlan su orientación total o parcialmente mediante el empuje vectorial, un ejemplo claro de este tipo de control es el de los helicópteros,

que mediante la modificación del ángulo de ataque de las palas o la inclinación del rotor principal, producen el alabeo y el cabeceo. La guiñada se controla a través del rotor de la cola en los que tienen, variando su potencia o el ángulo de ataque de las palas. Para el caso de un hexarotor se tiene en cuenta otros parámetros que se explicaran a continuación.

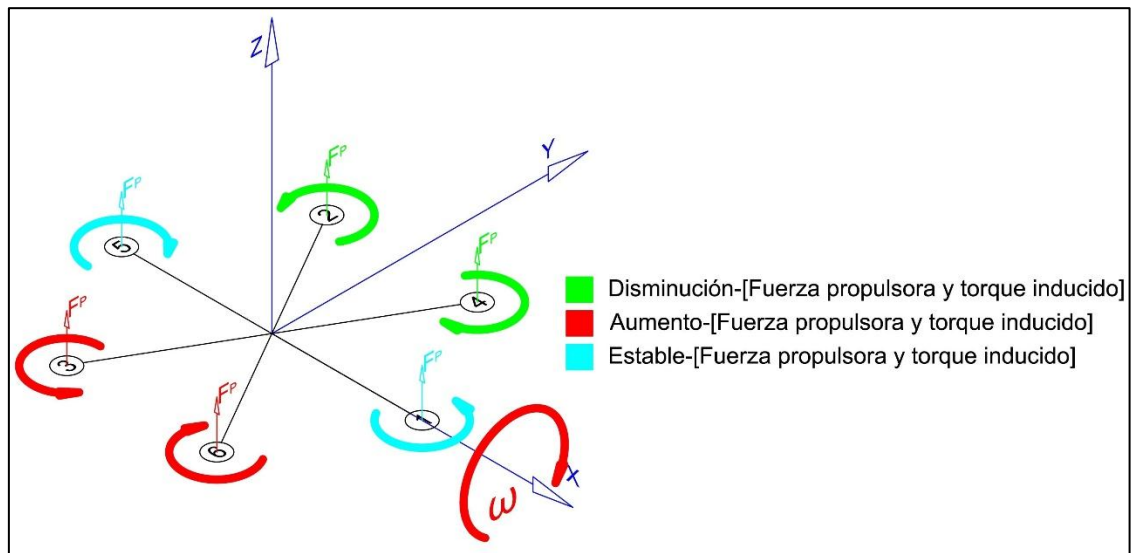
3.3.1. Alabeo. En el Alabeo (Figura 19) del hexarotor consta en un giro respecto a su eje frontal (eje Y) causado por la reducción de velocidad angular de sus motores del lado izquierdo y el aumento del lado derecho o viceversa; al ocurrir esto, la fuerza de empuje causa una descompensación o desbalanceo alrededor de su eje horizontal que ocasionara una inclinación.

Figura 19 Alabeo Hexacopter.



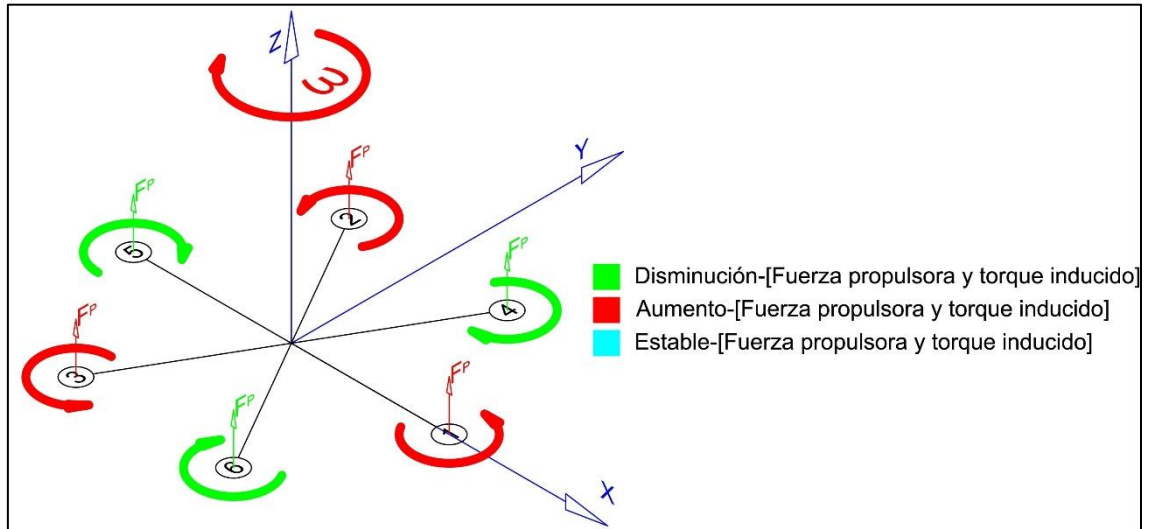
3.3.2. Cabeceo. El eje lateral o transversal es un eje imaginario que se extiende el eje x del hexarotor. El movimiento que realiza el hexarotor alrededor de este eje se denomina cabeceo (Figura 20). Se logra cuando hay una variación en las velocidades angulares de los motores frontales o traseros.

Figura 20 Cabeceo Hexarotor.



3.3.3. Guiñada. La guiñada (Figura 21) ocurre cuando el sistema gira en torno al eje perpendicular al plano de sustentación, un conjunto de motores en este caso el motor 1, 2 y 3 aumentan sus RPM, aumentando el torque inducido por las hélices, a su vez el conjunto del motor 4, 5 y 6 disminuyen sus RPM también disminuyendo su torque inducido en dirección contraria, lo cual provoca que el sistema gire en sentido opuesto de los motores con más RPM. Por otro lado la fuerza propulsora F_D Disminuye y la F_p aumenta en la misma proporción lo cual hace que la sustentación no se vea afectada.

Figura 21. Guiñada del Hexacopter



Las ventajas que presenta ese modelo respecto a su predecesor (Quadcopter), es su estabilidad, aspecto importante para la necesidad que se tiene, teniendo en cuenta que el dispositivo tendrá autonomía y cualquier inestabilidad será un aspecto negativo ya que en caso de cualquier eventualidad no tendrá mano humana para tratar de corregirla, la propulsión de este modelo es mayor haciéndolo el idóneo para grandes cargas como el de una cámara de video.

3.4. DISEÑO DEL MODELO DINAMICO DEL HEXAROTOR

Para poder hablar sobre el modelamiento dinámico, se debe tener conocimientos en los sistemas de referencias comúnmente utilizados para este tipo de casos, y las conmutaciones que existen entre este tipo de sistemas de referencias.

3.4.1. Sistemas de ejes*. Partiendo de que hay un observador en tierra, se describirá como el vería los movimientos del hexarotor en cada uno de sus movimientos. El marco de referencia será este observador situado en tierra.

Como este observador es fijo tendrá el sistema de coordenadas NED (North, East, Down) siendo la más usada en sistemas aeroespaciales. Este sistema de coordenadas podría relacionarse directamente con el sistema de coordenadas cartesianas. De tal manera que en el punto O_o se encuentra este observador, siendo el origen del sistema de ejes ortogonales $(O_o X_o Y_o Z_o)$, donde:

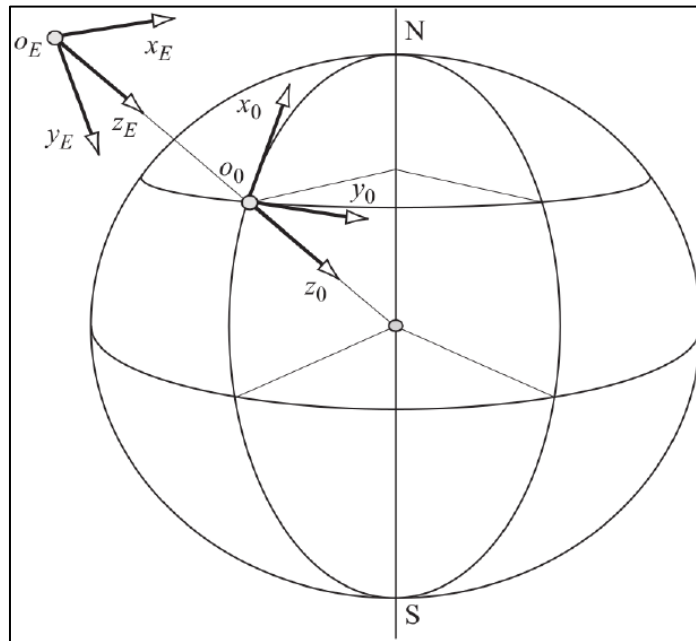
- $O_o X_o$ apunta al norte y es tangente a los meridianos.
- $O_o Y_o$ apunta al este y es tangente a los paralelos.
- $O_o Z_o$ está en dirección al centro de la tierra y tiene sentido hacia el centro de la tierra como el vector gravedad.

En este trabajo se simplifica. De tal manera que el plano horizontal definido por $O_E X_E Y_E$ será paralelo al plano formado por $O_o X_o Y_o$, tangente a la superficie de la tierra donde se encuentra este observador ver figura. La diferencia radica en que el vector $O_E X_E$ apunta a una dirección arbitraria, no tiene por qué coincidir con el norte, pudiendo hacerlo en la dirección que más convenga. Con el objetivo de simplificar este caso el punto de referencia O_E coincidirá con el punto de origen del movimiento del hexarotor.

*Melero, David. Modelamiento dinámico y diseño de estrategia de control mediante estimadores para el vuelo autónomo de un quadrotor. Trabajo De Grado. Universidad Almerienses. Septiembre 2012. 121p.

Se define también un marco de referencia móvil solidario al hexarotor. Tendrá origen en el punto O , el cual coincidiría con el centro de gravedad del hexarotor, que será el origen del sistema de ejes ortogonales $O\mathbf{X}_b\mathbf{Y}_b\mathbf{Z}_b$.

Figura 22. Sistema de referencia fijo



Fuente: Melero, David. Modelamiento dinámico y diseño de estrategia de control mediante estimadores para el vuelo autónomo de un quadrotor. Trabajo De Grado. Universidad Almerienses. Septiembre 2012.

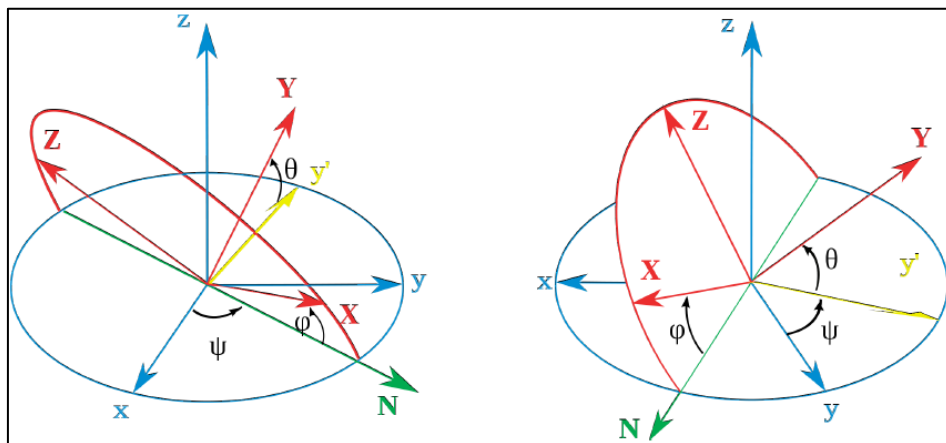
El vector $O\mathbf{X}_b$ está en la dirección norte del hexarotor, mientras que el vector $O\mathbf{Y}_b$ apunta hacia el este del relativo del hexarotor. Cuando el plano formado por $O\mathbf{X}_b\mathbf{Y}_b$ es tangente a la superficie de la tierra, la dirección $O\mathbf{Z}_b$ será la misma que la de la gravedad, se podría decir que $O\mathbf{X}_b\mathbf{Y}_b$ apunta hacia el centro de la tierra.

- **Ángulos de Tait-Bryan.** Para describir la orientación del Quadrotor en el espacio respecto al marco de referencia fijo se recurre a los ángulos de Tait-Bryan que son alabeo, cabeceo y guiñada, aunque son más conocidos por sus nombres en inglés (*roll*, *pitch* y *yaw* respectivamente) los cuales se utilizan de ahora en adelante.

Los tres ángulos de Tait-Bryan se definen de la siguiente manera:

- Alabeo (*roll*), es la rotación respecto al eje OX_b y está denotada por la letra griega Φ .
- Cabeceo (*pitch*), es la rotación respecto al eje OY_b y está denotada por la letra griega θ .
- Guiñada (*yaw*), es la rotación respecto al eje OZ_b y está denotada por la letra griega Ψ .

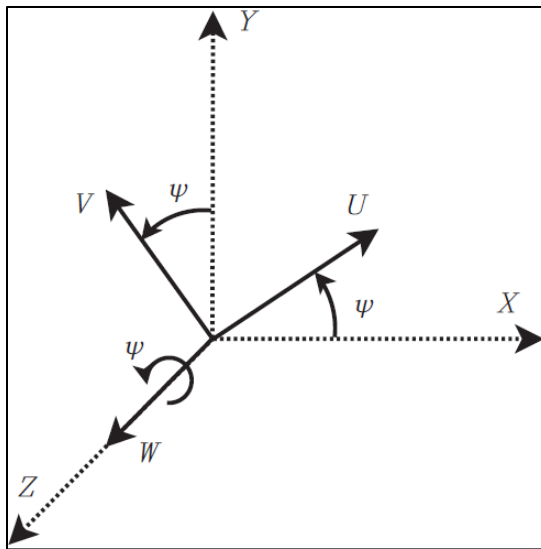
Figura 23. Ángulos de Tait-Bryan



Fuente: Melero, David. Modelamiento dinámico y diseño de estrategia de control mediante estimadores para el vuelo autónomo de un quadrotor. Trabajo De Grado. Universidad Almerienses. Septiembre 2012.

3.4.2. Matrices de rotación*. En el espacio de las matrices de rotación representan la orientación de un sistema de coordenadas que gira alrededor de uno de los ejes de un sistema de referencia fijo. El sistema de coordenadas UVW gira en torno al eje z del sistema de referencia tendrá asociada una correspondiente matriz de rotación.

Figura 24. Rotación sobre el eje Z



Fuente: Uribe, Jáuregui Y Sepúlveda, Lucia. Diseño de un sistema de control de cabeceo y alabeo de un vehículo aéreo no tripulado (UAV). Trabajo De Grado. Universidad Industrial De Santander. 2010.

Considerando los dos sistemas de coordenadas mostrados en la figura en donde sus ejes Z y W coinciden y i_x, j_y, i_w, j_v corresponden a los vectores unitarios de su respectivo sistema de coordenadas, es posible representar un vector P de la siguiente forma:

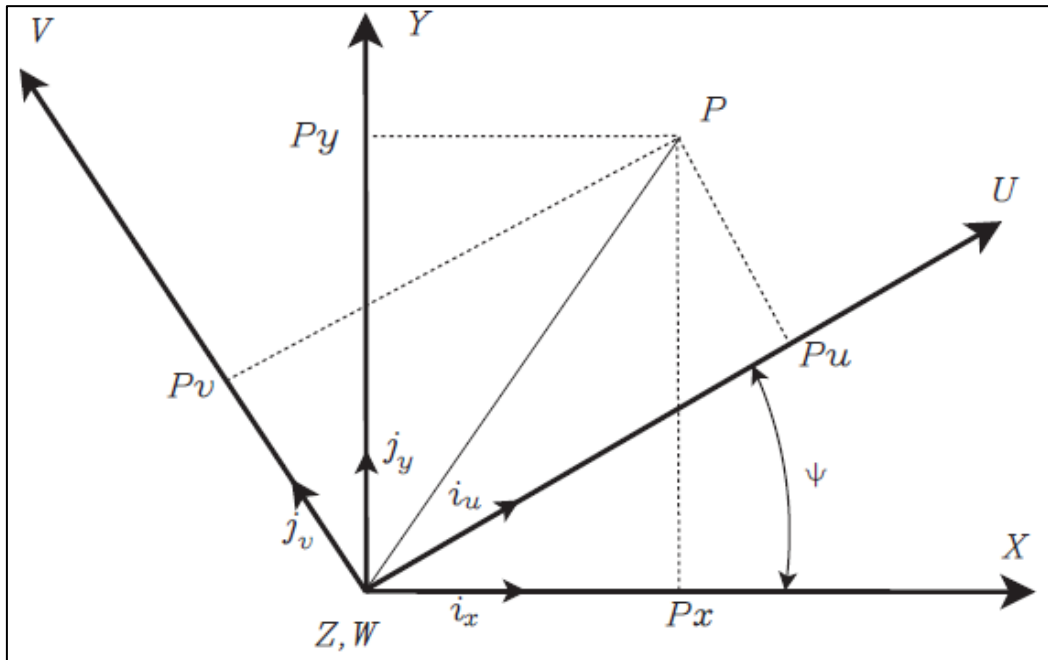
* Uribe, Jáuregui Y Sepúlveda, Lucia. Diseño de un sistema de control de cabeceo y alabeo de un vehículo aéreo no tripulado (UAV). Trabajo De Grado. Universidad Industrial De Santander. Facultad De Ingenierías Físico-Mecánicas. 2010.

$$P = p_x \hat{i}_x + p_y \hat{j}_y + p_z \hat{k}_z \quad (6)$$

$$P = p_u \hat{i}_u + p_v \hat{j}_v + p_w \hat{k}_w \quad (7)$$

Igualando las ecuaciones (6) y (7) realizando el producto punto con i_x, j_y, k_z a ambos lados y organizando el resultado de una matriz, se obtiene:

Figura 25. Rotación en 2D



Fuente: Uribe, Jáuregui Y Sepúlveda, Lucia. Diseño de un sistema de control de cabeceo y alabeo de un vehículo aéreo no tripulado (UAV). Trabajo De Grado. Universidad Industrial De Santander. Facultad De Ingenierías Físico-Mecánicas. 2010.

$$\begin{pmatrix} p_x \\ p_y \\ p_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \hat{i}_x \hat{i}_u & \hat{i}_x \hat{j}_v & \hat{i}_x \hat{k}_w \\ \hat{j}_y \hat{i}_u & \hat{j}_y \hat{j}_v & \hat{j}_y \hat{k}_w \\ \hat{k}_z \hat{i}_u & \hat{k}_z \hat{j}_v & \hat{k}_z \hat{k}_w \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p_u \\ p_v \\ p_w \end{pmatrix} \quad (8)$$

El concepto de matrices de rotación permite hacer la transformación de las coordenadas de un vector de un sistema de referencia a las del otro la ecuación (8) también se puede escribir como:

$$\mathbf{P}_{xyz} = \mathbf{R}_{uvw}^{xyz}(\psi)\mathbf{P}_{uvw} \quad (8)$$

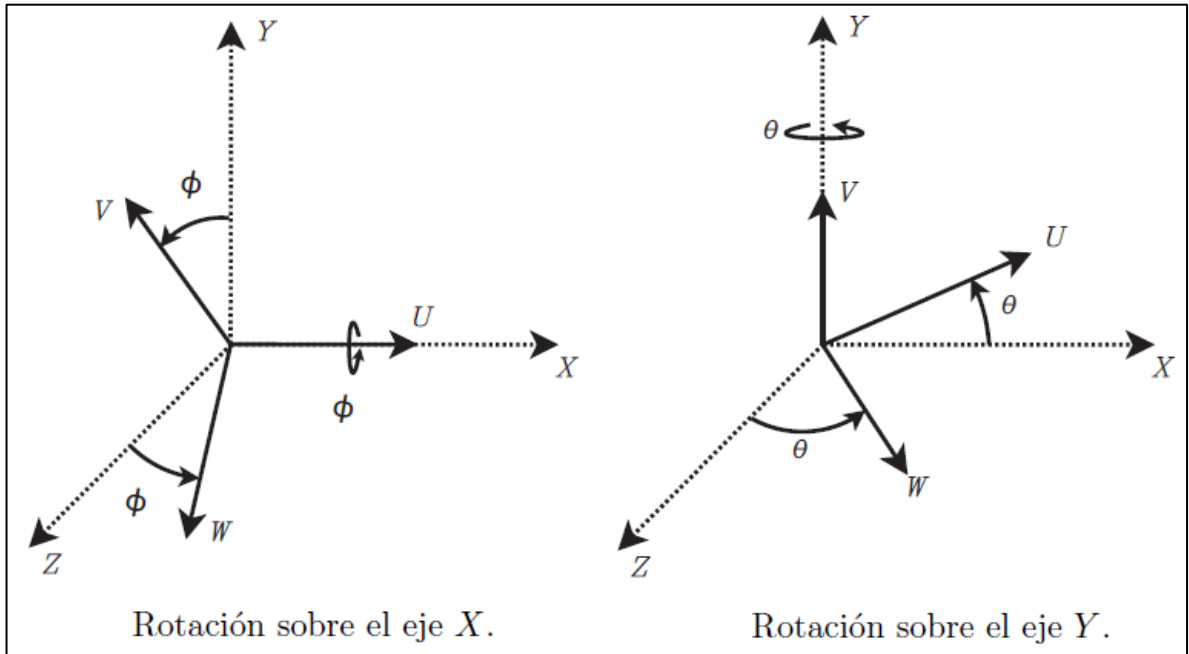
Donde la notación R_{uvw}^{xyz} corresponde a la matriz de rotación del sistema de coordenadas UVW a las coordenadas XYZ , rotado un ángulo ψ sobre el eje z .

$$R_{uvw}^{xyz}(\psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (9)$$

Procediendo de manera similar, cuando el sistema de coordenadas UVW gira sobre el eje X un ángulo ϕ , se obtiene:

$$R_{uvw}^{xyz}(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \quad (10)$$

Figura 26. Tipos de rotación



Fuente: Uribe, Jáuregui Y Sepúlveda, Lucia. Diseño de un sistema de control de cabeceo y alabeo de un vehículo aéreo no tripulado (UAV). Trabajo De Grado. Universidad Industrial De Santander. Facultad De Ingenierías Físico-Mecánicas. 2010

Por último cuando el sistema de coordenadas UVW gira sobre el eje Y un ángulo θ se obtiene:

$$R_{uvw}^{xyz}(\theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \quad (11)$$

Algunas propiedades de las matrices de rotación se enuncian a continuación:

$$(R_A^B)^{-1} = (R_A^B)^T = R_B^A \quad (12)$$

$$R_B^A R_C^B = R_C^A \quad (13)$$

$$\det(R_B^A) = 1 \quad (14)$$

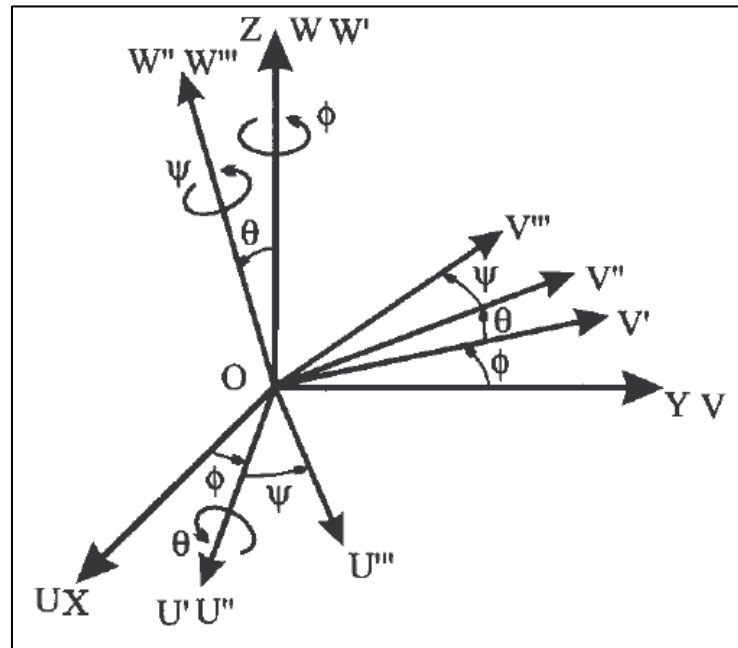
3.4.3. Ángulos de Euler*. Para representar la orientación en un espacio de tres dimensiones mediante una matriz de rotación es necesario definir nueve elementos. Aunque la utilización de las matrices de rotación demuestre muchas ventajas se puede simplificar el problema usando solamente tres componentes. Este es el caso de los llamados ángulos de Euler.

Todo sistema $OUVW$ solidario al cuerpo cuya orientación se quiere describir, puede definirse con respecto al sistema $OXYZ$ mediante 3 ángulos ϕ, θ, ψ , denominados **ángulos de Euler**. Girando sucesivamente el sistema $OXYZ$ sobre unos ejes determinados de un triedro ortogonal los valores de ϕ, θ, ψ , se obtendrá el sistema $OUVW$. Es necesario, por tanto, conocer además de los valores de los ángulos, cuales son los ejes sobre los que se realizan los giros. Existen diversas posibilidades (24 formalmente definidas), siendo tres las más usuales las que se muestran a continuación:

- **Ángulos de Euler ZXZ**. Es una de las representaciones más habituales entre las que realizan los giros sobre ejes previamente girados, Se les suele asociar con los movimientos básicos de un giróscopo. Si se parte de los sistemas $OXYZ$ y $OUVW$, inicialmente coincidentes, se puede colocar al sistema $OUVW$ en cualquier orientación siguiendo los siguientes pasos:

* BARRIENTOS, Antonio; Luis Felipe; BALAGUES, Carlos; ARACIL, Rafael; Fundamentos de Robótica. Mc-Graw Hill, segunda Edición 2007.

Figura 27. Ángulos de Euler ZXZ



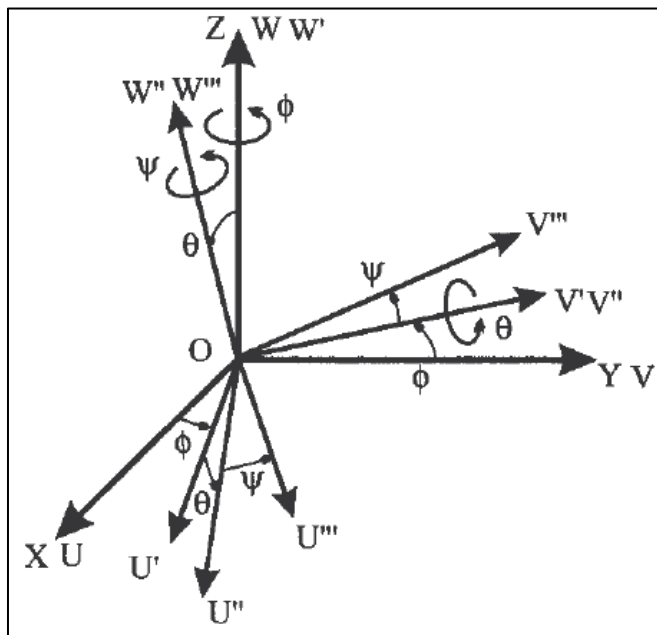
Fuente: BARRIENTOS, Antonio; Luis Felipe; BALAGUES, Carlos; ARACIL, Rafael; Fundamentos de Robótica. Mc-Graw Hill, segunda Edición 2007.

1. Girar el sistema $OUVW$ un ángulo ϕ con respecto OZ , convirtiéndose así en el $OU'V'W'$.
2. Girar el sistema $OU'V'W'$ un ángulo θ con respecto al eje OU' , convirtiéndose así en el $OU''V''W''$.
3. Girar el sistema $OU''V''W''$ un ángulo ψ con respecto al eje OW'' convirtiéndose finalmente en el $OU'''V'''W'''$.

Es importante que estas operaciones se realicen en la secuencia especificada, pues las operaciones de giros consecutivos sobre ejes no son consecutivas.

- **Ángulos de Euler ZYZ.** Es otra de las representaciones más habituales entre las que realizan los giros sobre ejes previamente girados. Sólo se diferencia del anterior en la elección del eje sobre el que realiza el segundo giro. Si se parte de los sistemas $OXYZ$ y $OUVW$, inicialmente coincidentes, se puede colocar al sistema $OUVW$ en cualquier orientación siguiendo los siguientes pasos.

Figura 28. Ángulos de Euler ZYZ



Fuente: BARRIENTOS, Antonio; Luis Felipe; BALAGUES, Carlos; ARACIL, Rafael; Fundamentos de Robótica. Mc-Graw Hill, segunda Edición 2007.

1. Girar el sistema $OUVW$ un ángulo ϕ con respecto al eje OZ , convirtiéndose así en el $OU'V'W'$.
2. Girar el sistema $OU'V'W'$ un ángulo θ con respecto al eje OV' , convirtiéndose así en el sistema $OU''V''W''$.
3. Girar el sistema $OU''V''W''$ un ángulo ψ con respecto al eje OW'' , convirtiéndose finalmente en el $OU'''V'''W'''$.

- **Alabeo, cabeceo y guiñada.** Se trata de la representación utilizada generalmente en aeronáutica. Es también la más habitual de entre las que se aplican a los giros sobre los ejes del sistema fijo. Si se parte de los sistemas $OXYZ$ y $OUVW$, al igual que en el caso anterior, se puede colocar al sistema $OUVW$ en cualquier orientación siguiendo los siguientes pasos.

1. Girar el sistema $OUVW$ un ángulo ψ con respecto al eje OX . Es la denominada *guiñada*.
2. Girar el sistema $OUVW$ un ángulo θ con respecto al eje OY . Es el denominado *cabeceo*.
3. Girar el sistema $OUVW$ un ángulo ϕ con respecto al eje OZ . Es el denominado *alabeo*.

Se puede corroborar que la hipótesis antes planteada, que el sistema más simple es el de los ángulos de Euler.

3.4.4. Fuerzas*. Sobre el hexarotor actúan varias fuerzas la principal de ellas es la fuerza ejercida por la tierra sobre este. Este peso provoca una aceleración igual a $g = 9,81 \frac{m}{s^2}$.

- **La fuerza ejercida por el peso.** Se puede modelar en el marco de referencia fijo mediante la segunda ley de Newton.

*Melero, David. Modelamiento dinámico y diseño de estrategia de control mediante estimadores para el vuelo autónomo de un quadrotor. Trabajo De Grado. Universidad Almerienses. Septiembre 2012. 125p.

$$F = ma \quad (15)$$

$${}^E\vec{F}_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (16)$$

Se utiliza la matriz de rotación D para obtener la fuerza peso respecto al marco de referencia móvil.

$${}^b\vec{F}_g = D {}^E\vec{F}_g = mg \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \sin \theta \cos \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (17)$$

• **Empuje aerodinámico.** El empuje aerodinámico se genera debido a la rotación de las hélices en un fluido viscoso, aire en este caso, y es utilizado para mantener el hexarotor en el aire. El empuje se relaciona con la velocidad de rotación de los rotores mediante la ecuación.

$$T = K_{empuje} W^2 \quad (18)$$

Si se considera que los rotores están perfectamente alineados con respecto al sistema de referencia móvil, la dirección de la fuerza de empuje tendrá como dirección el eje Z_b , siendo la componente en el resto de ejes nula.

Numerando cada rotor como $j = 1,2,3,4,5$ y 6 , el empuje total puede ser descrito como:

$$T_z = \sum_{j=1}^6 T_j \quad (19)$$

La fuerza de empuje generada por los rotores que se mueven solidarios al marco de referencia móvil será:

$${}^b\vec{F}_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T_z \end{bmatrix} \quad (20)$$

• **Arrastre aerodinámico.** Cuando un cuerpo solido se mueve en el fluido, en ese caso el hexarotor en el aire, se originan fuerzas causadas por la viscosidad del fluido que se oponen a este movimiento.

$${}^E\vec{F}_g = \frac{1}{2}\rho A_c \begin{bmatrix} C_x & 0 & 0 \\ 0 & C_y & 0 \\ 0 & 0 & C_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}|\dot{x}| \\ \dot{y}|\dot{y}| \\ \dot{z}|\dot{z}| \end{bmatrix} \quad (21)$$

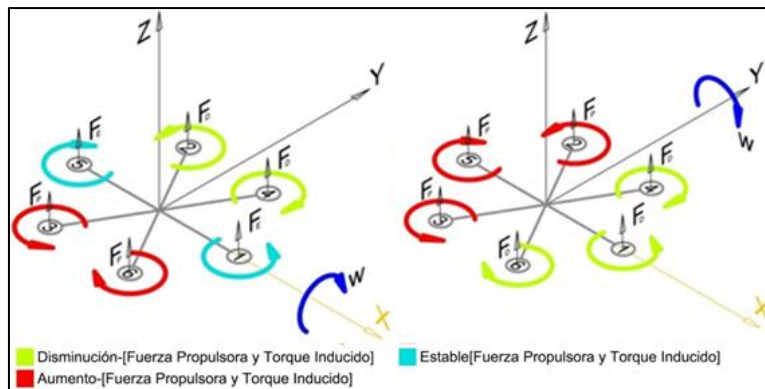
Cuando se puede observar, la fuerza de arrastre, será proporcional al cuadrado de la velocidad y tendrá su misma dirección pero sentido opuesto. C_x, C_y y C_z , son coeficientes experimentales o teóricos que depende de la forma del cuerpo, A_c , un área característica del cuerpo, y ρ , la densidad del aire.

3.4.4. Momentos*. Como sobre el hexarotor actúan diferentes fuerzas, por acción de ellas también hay sus respectivos momentos. La fuerza resultante del empuje aerodinámico genera un momento, como también el momento debido al arrastre aerodinámico.

*Melero, David. Modelamiento dinámico y diseño de estrategia de control mediante estimadores para el vuelo autónomo de un quadrotor. Trabajo De Grado. Universidad Almerienses. Septiembre 2012. 121p.

- **Momento debido al empuje aerodinámico.** Los rotores, numerados de 1 a 6, se encuentran situados cada 60° y a una distancia L del centro de gravedad del hexarotor. La diferencia de empuje entre los rotores provocara momentos respecto al eje X_b e Y_b del marco de referencia móvil. El movimiento descrito anterior mente se conoce como alabeo y cabeceo.

Figura 29. Análisis de momentos sobre ejes: Empuje aerodinámico



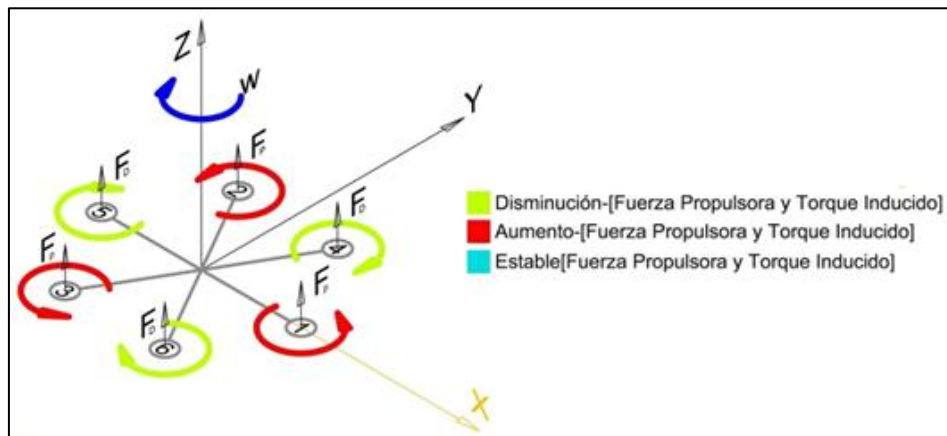
$${}^b\vec{M}_T = \begin{bmatrix} l & 0 & 0 \\ 0 & l & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_3 - F_2 \\ F_2 - F_4 + F_5 - F_1 + F_3 - F_6 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

$${}^b\vec{M}_T = \begin{bmatrix} l * (F_3 - F_2) \\ l * (F_2 - F_4 + F_5 - F_1 + F_3 - F_6) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

- **Momento debido al arrastre aerodinámico.** La diferencia en la velocidad de giro de los rotores generara en el Z_b un momento de arrastre aerodinámico debido a la fricción entre el aire y las aspas de los rotores. Al girar las aspas los rotores están sometidos a un esfuerzo causado por el rozamiento que se produce entre las aspas en movimiento y el aire, lo que genera un momento de sentido contrario a la dirección de giro de los rotores.

Este momento (Figura 30) es proporcional al empuje que genera cada rotor, siendo la constante de proporcionalidad $K_{arrastre}$, y de signo positivo si el rotor gira en sentido horario o de signo negativo si lo hace en sentido anti-horario. Los rotores 1, 2 y 3 giran en el sentido de las agujas del reloj mientras que los impares 4, 5 y 6 lo hacen en sentido opuesto, por tanto el momento total debido al arrastre aerodinámico será.

Figura 30. Análisis de momentos sobre ejes: Arrastre aerodinámico



$${}^b\vec{M}_T = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ K_{arrastre}(T_{i1} + T_{i2} + T_{i3} - T_{i4} - T_{i5} - T_{i6}) \end{bmatrix} \quad (24)$$

- **Efecto giroscópico de los rotores.** Los cuatro rotores inducen momentos debidos a efectos giroscópicos por su velocidad angular ω_j , siendo un mecanismo adicional que hacen al hexarotor rotar respecto al eje Z_b , momento de guiñada. El efecto giroscópico también afecta a los otros dos ejes aunque de forma menos intensa.

Si se considera un único rotor j , El momento resultante de la interacción entre el rotor y la rotación del hexarotor está dado por la ecuación:

$${}^b\vec{M}_g^j = \left. \frac{dL_o}{dt} \right|_s + \Omega XL = I \cdot \dot{\omega} + \vec{\Omega} X (I \cdot \vec{\omega}) \quad (25)$$

Sustituyendo

$${}^b\vec{M}_g^j = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{\omega}_x^j \\ I_{yy}\dot{\omega}_y^j \\ I_{zz}\dot{\omega}_z^j \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} X \begin{bmatrix} I_z\omega_j\dot{\theta} \\ -I_z\omega_j\dot{\phi} \\ I_z\omega_j \end{bmatrix} \quad (26)$$

El giro de los rotores ω_j coincide con el eje Z_b por lo que las componentes ω_x^j y ω_y^j son cero. Resolviendo el producto vectorial

$${}^b\vec{M}_g^j = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ I_{zz}\dot{\omega}_j \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} X \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ I_{zz}\omega_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_z\omega_j\dot{\theta} \\ -I_z\omega_j\dot{\phi} \\ I_z\omega_j \end{bmatrix} \quad (27)$$

Si se tiene en cuenta todos los rotores, las velocidades angulares deben ser sumadas teniendo en cuenta su respectivo signo. Si además se asume que todos los rotores son iguales en aceleración y velocidad angular, el momento de inercia de estos I_{zz} , al que se denotara a partir de ahora con J_r , es el mismo para todos definimos L_r como

$$L_r = J_r \sum_{j=1}^4 \omega_j = J_r (\omega_1 + \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 + \omega_5 + \omega_6) \quad (28)$$

El momento generado por efectos giroscópicos respecto al marco de referencia móvil será.

$${}^b\vec{M}_g = \begin{bmatrix} L_r \dot{\theta} \\ -L_r \dot{\phi} \\ \dot{L}_r \end{bmatrix} \quad (29)$$

3.4.4. Dinámica

- Aceleración lineal

La segunda ley de la dinámica de newton establece que la derivada de la cantidad de una partícula de masa contante es igual a la suma de todas las fuerzas externas que actúan sobre la partícula.

$$\sum \vec{F} = \frac{d(mv)}{dt} = m \frac{dv}{dt} \quad (30)$$

Donde m es la masa de la partícula, v es la velocidad de la partícula y su producto mv es la cantidad de movimiento. Generalizando para un sólido rígido compuesto de tales partículas, cada una con la masa infinitesimal dm y con un vector de posición \vec{r} .

$$\sum \vec{F} = \frac{d^2}{dt^2} \int \vec{r} dm = M \frac{d^2}{dt^2} \left(\frac{\int \vec{r} dm}{M} \right) \quad (31)$$

Sea M la masa total del solido rígido, la cual es constante, se puede multiplicar y dividir por M el lado derecho.

La expresión $\frac{\int \vec{r} dm}{M}$ es la fórmula de la posición del centro de gravedad del sólido rígido, Denotado como r_{cdg} la segunda ley de la dinámica de Newton quedaría como.

$$\sum \vec{F} = M\vec{r}_{cdg} \quad (32)$$

La posición del hexarotor se determinara respecto al marco de referencia fijo, por tanto, se utiliza el sumario de fuerzas expresadas respecto a este marco de referencia

$$\sum {}^E \vec{F} = M\vec{r}_{cdg} \quad (33)$$

- Aceleraciones angulares. La suma de momentos sobre el centro de gravedad de un sólido rígido debidos a fuerzas externas es igual a la derivada del momento angular en el centro de gravedad.

$$\sum \vec{M}_O = \frac{d\vec{H}_O}{dt} \quad (34)$$

Expresado en términos de las componentes del vector de momentos angulares, aplicando el teorema de momento cinemático, se puede escribir la ecuación como

$$\sum \vec{M}_O = \frac{dH_x}{dt} \hat{i} + \frac{dH_y}{dt} \hat{j} + \frac{dH_z}{dt} \hat{k} + \vec{\Omega} \times \vec{H} \quad (35)$$

$$\sum \vec{M}_O = [I]\vec{\alpha} + \vec{\Omega} \times [I]\vec{\omega} \quad (36)$$

Donde $\vec{\Omega}$ es la velocidad angular del sistema de coordenadas. Si se deja el sistema de coordenadas solidario al sólido, de manera que la velocidad angular del sólido $\vec{\omega}$ sea igual que la velocidad angular Ω entonces

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (37)$$

Interesa conocer la aceleración angular respecto al sistema de referencia móvil solidario al hexarotor. Para obtenerla se utiliza el sumatorio de momentos angulares respecto al sistema de referencia móvil y despeja la aceleración angular

$$\vec{\alpha} = [I]^{-1} \sum b \vec{M}_O - [I]^{-1} [\Omega] \times [I] \vec{\omega} \quad (38)$$

Sustituyendo se llega al modelo dinámico que define la actitud de hexarotor y se utilizara para el diseño del estimador

$$\ddot{\phi} = \frac{l \cdot (T_4 - T_2)}{I_{xx}} + L_r \dot{\theta} + \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} \quad (39)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{l \cdot (T_3 - T_1)}{I_{yy}} + L_r \dot{\phi} + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} \quad (40)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{K_{arrastre}(T_2 + T_4 - T_1 - T_3)}{I_{zz}} + \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\theta} \dot{\phi} \quad (41)$$

3.4.5. Control de alabeo y cabeceo*. Si se aplica la segunda ley de la dinámica de Newton a los ejes x_b e y_b , y despreciando efectos giroscópicos, se obtiene que las ecuaciones diferenciales que describen el giro sobre estos ejes son, respectivamente

$$\ddot{\phi} = \frac{T_{\phi}L}{I_{xx}} \quad (42)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{T_{\theta}L}{I_{yy}} \quad (43)$$

Si se toma la transformada de Laplace de ambos miembros de las ecuaciones (42) y (43), se supone que todas las condiciones iniciales son cero, y se añade el retraso de primer orden se llega a las siguientes funciones de transferencia:

$$G(s) = \frac{\Phi(s)}{T(s)} = \frac{L}{I_{xx}s^2(T_s + 1)} \quad (44)$$

$$G(s) = \frac{\Theta(s)}{T(s)} = \frac{L}{I_{yy}s^2(T_s + 1)} \quad (45)$$

Como estas ecuaciones de transferencia tienen un doble integrador, se utilizara un controlador PD[†] en cual con funciones de transferencia en lazo abierto con realimentación son:

$$G(s) = \frac{\Phi(s)}{T(s)} = \frac{L(K_p + K_d s)}{I_{xx}s^2(T_s + 1) + L(K_p + K_d s)} \quad (46)$$

* Melero, David. Modelamiento dinámico y diseño de estrategia de control mediante estimadores para el vuelo autónomo de un quadrotor. Trabajo De Grado. Universidad Almerienses. Septiembre 2012. 121p.

† PD: El controlador derivativo se opone a desviaciones de la señal de entrada, con una respuesta que es proporcional a la rapidez con que se producen éstas.

$$G(s) = \frac{\Phi(s)}{T(s)} = \frac{L(K_p + K_d s)}{I_{yy} s^2 (T_s + 1) + L(K_p + K_d s)} \quad (47)$$

3.4.6. Controlador de guiñada. Si se aplica la segunda ley de la dinámica de Newton al eje z_b y despreciando efectos giroscópicos obtenemos que la ecuación diferencial que describe el giro sobre este eje es:

$$\ddot{\psi} = \frac{T_\psi K_{arrastre}}{I_{zz}} \quad (48)$$

Al igual que en la ecuación de alabeo y cabeceo, la función de transferencia que describe el comportamiento del hexarotor en el movimiento de guiñada se aproxima a un doble integrador con un retardo de primer orden debido a la dinámica de los motores.

Si se toma la transferencia de Laplace de ambos miembros de la ecuación (48), se supone que todas las condiciones iniciales son cero, y se añade el retarde de primer orden se llega a la siguiente función de transferencia.

$$G(s) = \frac{\Psi(s)}{T(s)} = \frac{K_{arrastre}}{I_{zz} s^2 (T_s + 1)} \quad (49)$$

Como se puede observar, la función de transferencia (49), es muy similar a las de alabeo y cabeceo, Como se trata de una función de transferencia que posee un doble integrador, resulta apropiado un controlador tipo PD, la función en lazo abierto es:

$$G(s) = \frac{\Psi(s)}{T(s)} = \frac{K_{arrastre} (K_p + K_d s)}{I_{zz} s^2 (T_s + 1)} \quad (50)$$

Con la realimentación quedan como:

$$G(s) = \frac{\Psi(s)}{T(s)} = \frac{K_{arrastre}(K_p + K_d s)}{I_{zz} s^2 (T_s + 1) + K_{arrastre}(K_p + K_d s)} \quad (51)$$

Para este tipo de análisis es necesario determinar la inercia total del sistema, que en este caso sería la inercia del hexarotor en su totalidad. Ahora mismo no se podrá determinarla ya que no tenemos dimensiones de los componentes físicos. Más adelante se determinara la inercia, cuando se haya hecho la selección de todo el hardware.

4. SELECCIÓN Y CARACTERIZACION DE HARDWARE

En este capítulo se mostrara la selección de los componentes físicos del hexarotor, estos componentes irán en función de las necesidades y objetivos de este proyecto de grado, además se tendrá un factor solicitado por el grupo de investigación DicBot, el cual solicita que este hexarotor debe poseer una gran potencia, debido futuras modificaciones y adición de componentes (***aumento de peso***), convirtiéndose en un gran aspecto de diseño que posea una gran capacidad de carga.

4.1. SELECCIÓN DEL FRAME

Para este caso al momento de seleccionar el frame el primer aspecto a tener en cuenta es el material, en los objetivos de este proyecto se planteó que el hexarotor iba a ser de fibra de carbono. El segundo aspecto a tener en cuenta es las dimensiones que están entre 50 y 80 cm, por último se buscara una opción económica que cumpla con todas las especificaciones necesarias.

El fabricante más reconocido en este tipo de artículos para los radio-control es **TAROT-RC**, se seleccionó el modelo *tarot fy680 t/680* cumple a cabalidad las necesidades. El fuselaje Tarot fy680tl 3k en fibra de carbono toray (tela tejida fibra de carbono), mecanizado de precisión CNC, su diseño normal es mayor que otros productos similares, el conjunto completo de rack sólo pesa 600 gramos. Diseñado para usuarios con alta portabilidad, especialmente adecuado para hacer de vigilancia, la tele-observación, cartografía, en el aire de reconocimiento, vida exploración, patrulla la línea de cable, granja vigilancia, y otros requisitos de alto

rendimiento móvil. Distancia entre ejes 680mm de diámetro, para hélices de 10 a 13 pulgadas

Figura 31. Tarot fy680tl 3k



Fuente: http://www.hobbywill.com/media/catalog/product/cache/1/image/d6539e951700298df3d5a79a23a2b25f/f/y/fy680_1.jpg

Figura 32. Tarot fy680tl 3k



4.2. CARACTERIZACION Y SELECCIÓN DE LOS MOTORES

Existen diferentes utilidades para los hexarotores, lo cual definitivamente afecta directamente la selección de su sistema de potencia. En la industria militar se han usado tipos de vehículos aéreos, yendo desde los helicópteros de combustión interna, utilizados para el transporte de grandes cargas como armamento, personal y demás vehículos. Hasta los vehículos de baja potencia utilizados para la recolección de datos, como es el caso de los UAV los cuales generalmente usan motores eléctricos, ya que estos permiten tener un mayor control de velocidad y reducen gran parte las vibraciones, factores importantes ya que como su nombre lo indica, son vehículos aéreos no tripulados, en donde la navegación se hace desde una torre o puesto de control.

Figura 33. Uso de un Quadcopters motores eléctricos.



Fuente: <http://imgur.com/UAsKhqm>

Para estas aplicaciones los motores eléctricos son los más utilizados, y dentro de su clasificación los brushless, a estos motores se les podrían regular la velocidad angular fácilmente debido a su conexión trifásica.

- **Motores brushless.** Un motor eléctrico sencillo de corriente continua se mueve debido a que existe un campo magnético que atrae el lado opuesto del rotor hasta que llega a una determinada posición donde unas escobillas en contacto con el positivo y tierra cambian la polaridad para que de nuevo sea atraído el lado opuesto del rotor y así crear un movimiento continuo.

En los motores pequeños las escobillas ejercen un rozamiento mínimo, hacen que disminuya de gran forma el rendimiento e impiden realizar motores pequeños de mucha potencia. Por lo tanto, para un proyecto como el nuestro donde necesitamos motores pequeños.

Brushless quiere decir sin escobillas. En este tipo de motor la corriente eléctrica pasa directamente por los bobinados del estator o carcasa, por lo tanto aquí no son necesarios las escobillas ni el colector que se utilizan en los brushed. Esta corriente eléctrica genera un campo electromagnético que interacciona con el campo magnético creado por los imanes permanentes del rotor, haciendo que parezca una fuerza que hace girar al rotor y por lo tanto el eje del motor.

Si no hay escobillas, ni colector, ni delgas; por lo que ahora el elemento que controlará que el rotor gire sea cual sea su posición será el variador electrónico. El variador es capaz de hacer esto, gracias a unos sensores en el motor, o también mediante la respuesta obtenida o mejor dicho, observación de cómo se comporta la corriente del motor. Por este motivo, los variadores empleados en este tipo de motores son algo más complicados que los utilizados en brushed, ya que deben

analizar la respuesta y los datos de funcionamiento del motor según están teniendo lugar, es decir, en tiempo real.

Figura 34. Componentes internos de un motor eléctrico brushless TM 350-28



Fuente: Revista ELECTRIC FLIGHT UK, pág 9, Edicion 72, Reino unido,2003

Cuando hablamos de estos motores, hay un parámetro importante que debemos considerar, que es factor KV . Normalmente aparece junto al número de vueltas de bobinado del motor, lo que nos indica es el número de revoluciones por minuto a las que es capaz de girar el motor por cada voltio de electricidad que se le aplica.

Es decir, que si tenemos por ejemplo un motor brushless de 1250KV, y le aplicamos a sus bornes 7.4 voltios, la velocidad será

$$\begin{aligned}rpm &= Kv * Volt && (52) \\rpm &= 1250 * 7.4 = 9250\end{aligned}$$

A mayores valores para el K_v , mayores valores de velocidad, pero menores valores de par y viceversa. Por lo tanto a la hora de hacer la selección se debe encontrar un equilibrio entre velocidad y par.

Para la selección del motor la página de **electrifly** proporciona una herramienta online que es bastante útil para la caracterización de dicho motor para unas necesidades específicas.

Figura 35. Herramienta para la selección del motor

The image shows a screenshot of the ElectriFly website's 'Brushless Power System' tool. At the top, there is a navigation menu with categories: AIRPLANES, BATTERIES/CHARGERS, MOTORS, ELECTRONIC SPEED CONTROLS, and MISC. PRODUCTS. The main heading is 'Brushless Power System' in a large, stylized font. Below the heading, a paragraph states: 'ElectriFly's Brushless Power System is the most comprehensive selection of high-quality electric flight products ever developed — carefully engineered and rigorously tested to work together perfectly. With a little information about your model, the links below make it easy to assemble the right components for the very best performance...no guesswork required!'

There are four main buttons for navigation:

- BRUSHLESS ELECTRIC MOTOR CONFIGURATION**: Enter a few facts about your plane — get our recommendations in 60 seconds.
- GLOW TO BRUSHLESS CONVERSIONS**: See recommendations for a successful conversion based on glow engine size.
- BRUSHED TO BRUSHLESS CONVERSIONS**: See recommendations for a successful conversion based on brushed motor size.
- CONVERT YOUR SPECIFIC PLANE**: Proven brushless power set-ups for many popular glow and electric planes!

Fuente: <http://www.electrifly.com/powersystem/powersystem-index.html>

Figura 36. Paso 1 selección de los motores

Paso 1: Elija el tipo de motor



Munición Motor (inrunner)

- Fabricado con latas de aluminio de peso ligero, imanes de neodimio y rodamientos de doble blindaje.
- Listo para instalar - incluye conectores chapados en oro de bala compatibles con Electrify sin escobillas rendimiento con ajuste de ESC.
- Ideal para aeronaves que van desde 2 oz a cerca de 6 libras (60g a 2700G)
- Ideal para aplicaciones de accionamiento directo o con emparejados Drives Ammo Gear.
- 2 años de garantía



Rimfire Motor (Outrunner)

- Disfrute de fuerte par - y aceleración excelente - al instante!
- Hecho con latas de aluminio de peso ligero, imanes de neodimio y rodamientos de doble blindaje.
- Listo para instalar - todos vienen con conectores chapados en oro de bala compatibles con Electrify brushless ESC de.
- Perfecto para todos los tamaños de aeronaves, desde pequeños volantes de interior a los gigantes al aire libre de escala.
- Ideal para aeronaves que van desde 2 oz a aproximadamente 25 libras (60 g a 11300g)
- Refrigerado por una vivienda innovadora que permite a los motores de percusión lateral para producir un 50% más de potencia que muchos outrunners de tamaño comparable.
- 2 años de garantía

Fuente: <http://www.electrifly.com/config/>

Para el segundo paso se tiene que tener muy claro la capacidad que tendría que levantar cada motor, para esto a continuación se determinara el peso supuesto del hexarotor.

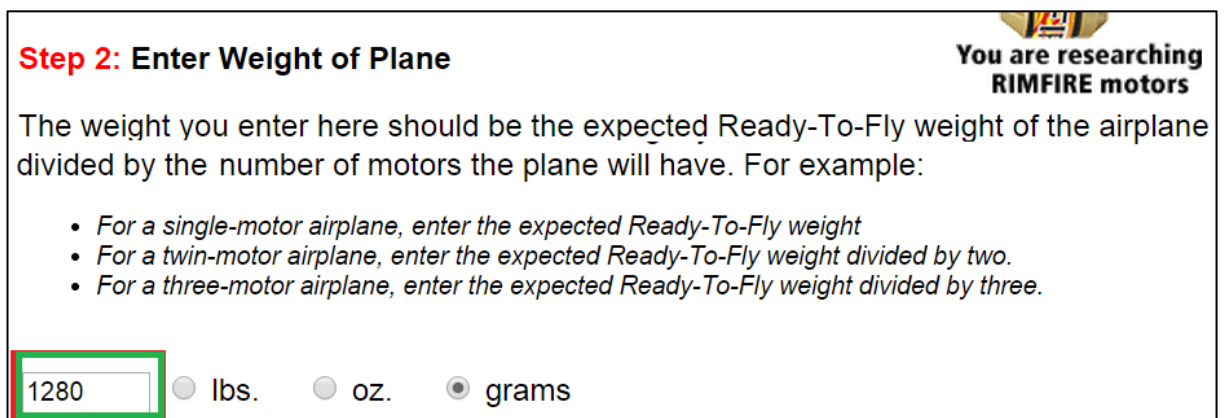
Tabla 4. Peso Neto

CARACTERÍSTICA	DESCRIPCIÓN	CANT	PESO UNT (G)	PETO NETO (G)
Frame	Tarot fy680tl 3k	1	600	600
Motores	RimFire .32	6	198	1188
Variadores	Turnigy trust 45A SBEC	6	31	186
Baterías	Turnigy nano-tech 8000mAh	2	1398	2796
Camara	Full pack Go Pro	1	135	135
Otros	Cables, soldadura etc	1	348	348
				3855

Como el hexarotor va a ser utilizado posteriormente para estudios de maestría se necesita que pueda elevar cargas adicionales, como aún es incierto cual será la carga final, se diseñara de tal manera que pueda alzar 2 veces su propio peso, se habla de alzar 7710 g.

Entonces implícitamente se está diciendo que cada motor estaría alzando 1285 g valor importante para el paso número 3 de la selección de los motores.

Figura 37. Paso número 2 seleccion de los motores



Step 2: Enter Weight of Plane

You are researching RIMFIRE motors

The weight you enter here should be the expected Ready-To-Fly weight of the airplane divided by the number of motors the plane will have. For example:

- For a single-motor airplane, enter the expected Ready-To-Fly weight
- For a twin-motor airplane, enter the expected Ready-To-Fly weight divided by two.
- For a three-motor airplane, enter the expected Ready-To-Fly weight divided by three.

lbs. oz. grams

Fuente: <http://www.electrifly.com/config/index.php?step=2>

Según los fabricantes del frame Tarot fy680tl 3k recomiendan hélices de 10 in a 13 in de diámetro, para el siguiente paso exigen tener un tamaño estimado de hélice, se seleccionara una hélice de 11 in como posible modelo.

Figura 38. Paso número 3 Selección de los motores

Step 3: Enter Maximum Prop Diameter

Typically the larger the propeller used, the more thrust and the less speed the propeller will generate. Larger propellers are better suited to slower aircraft while smaller propellers are better suited to faster aircraft.

Typically, larger propellers will need lower Kv motors or higher gear ratios while smaller propellers will require higher Kv motors or lower gear ratios. Our motor configuration applet will use all of these parameters in the calculations and give you the optimum power system combination.

Entering a very large size prop will make your results show a system that uses the largest prop available for the power levels you need.


If your search is not yielding the results you expect, then try a larger diameter propeller in the box above for more results.


in. mm
(Allow at least 1-1/2" [38mm] ground clearance)


Fuente: <http://www.electrifly.com/config/index.php?step=3>

Figura 39. Paso número 4, selección de los motores

Paso 4: Seleccionar el tipo de avión

 Deporte Sistemas de energía para este tipo de aviones son más potentes que los utilizados en los Entrenadores. La cantidad de energía por cantidad de peso es mayor que la del entrenador, lo que permite que los aviones vuelan más rápido y realizar algunas acrobacias aéreas. Generalmente el consumo de energía es moderada y el tamaño del sistema de energía es mayor que el de un entrenador.

 Acrobático Sistemas de energía para este tipo de aviones son mucho más potentes que los utilizados en los modelos Sport. Estos sistemas de energía ofrecen capacidades acrobáticas casi ilimitadas, con vuelo vertical casi ilimitada. El consumo de energía es alto. El tamaño y el peso del sistema de alimentación es una parte significativa del peso de vuelo de aeronaves. Baterías de mayor calidad se recomiendan para estos sistemas.

 Flyer 3D / Alto Rendimiento Sistemas de energía para este tipo de aviones ofrecen un rendimiento totalmente ilimitado. Ascenso vertical ilimitado y el rendimiento 3D, así como muy altas velocidades son posibles. Consumo de corriente es alta y el tamaño y el peso del sistema de energía es significativa. Por lo general no se recomienda para ejecutar el sistema de energía a plena potencia durante más de 30 segundos a la vez. El poder es tan excesivo que no es práctico hacerlo de todos modos. Baterías de alta calidad se recomiendan para estos sistemas.

Fuente: <http://www.electrifly.com/config/index.php>

Figura 40. Paso número 5, selección de los motores

Step #5: Choose battery Voltage

Typically picking a higher voltage battery pack will result in a power system that consumes less current while picking a lower voltage battery pack will result in a power system that consumes more current. Low current delivery batteries are usually cheaper than higher-current batteries.

Picking a higher voltage battery pack will result in a lower Kv motor being selected while picking a lower voltage battery pack will result in a higher Kv motor being selected.

7.4V
 11.1V
14.8V
18.5V
22.2V
25.9V
29.6V
33.3V
37.0V
44.4V

[Show Recommendation](#)

Fuente: <http://www.electrifly.com/config/index.php?step=5&bc=-1&print=no>

Después de estos 5 pasos, la página recomienda una configuración entre motores, baterías y hélices las cuales se muestran a continuación:

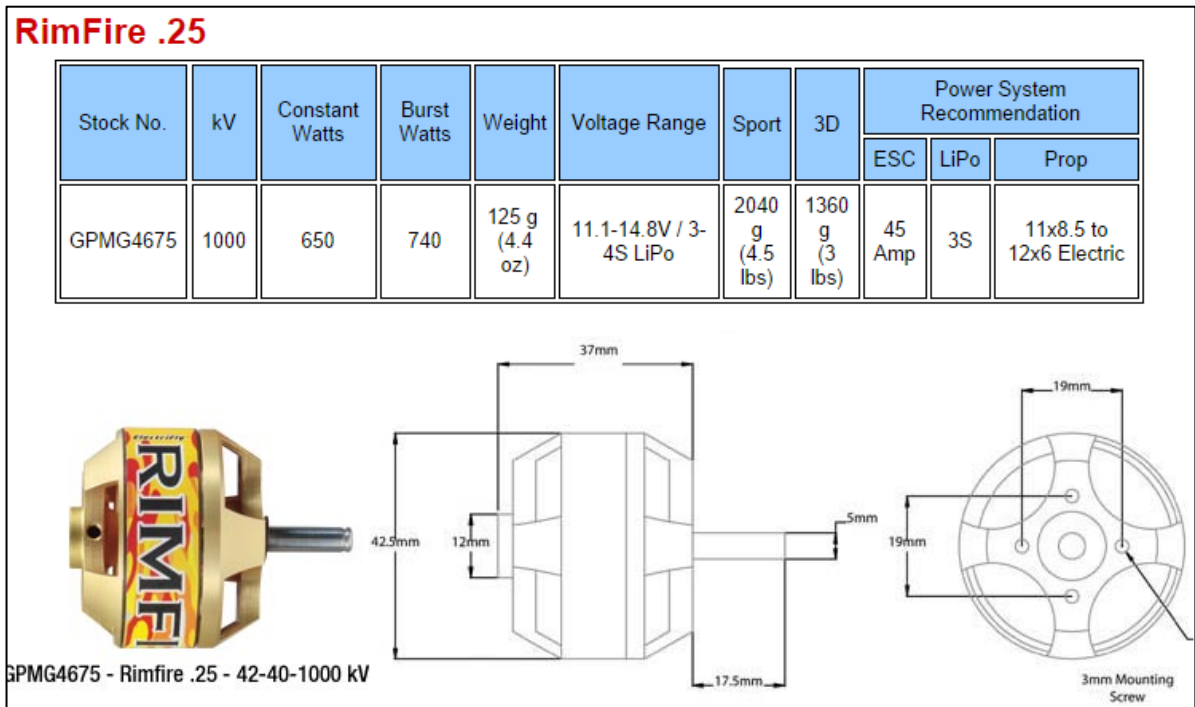
Figura 41. Motor caracterizado

Recomendaciones de Motor		
Las recomendaciones de motor se basan en la potencia pico máxima durante 30 segundos a máxima aceleración. Estos motores no deben ejecutarse constantemente a todo gas.		
	Mejor Combinación	
Rendimiento	Flyer 3D / Alto Rendimiento	
Motor	42-40-1000 / GPMG4675	
Relación de engranajes	N / A	
Con transmisión de engranajes	No se requiere	
Propeller	11x7 en., Eléctrica	
Batería	3200 mAh, 11.1v	
Esc	SS-60 / GPMM1850	
Adaptador Motor ESC	No se requiere	
Montaje Motor	Medio / GPMP1255	
Consumo de corriente	44.5 amperios	
Velocidad aproximada	59 mph	
Thrust aproximado	62,7 oz	
Peso del Sistema de Alimentación	14,7 oz	
Tiempo aproximado de vuelo en Full Throttle	4 minutos	
Watts por Libra	176.43	

tiempo de vuelo se pueden incrementar mediante la reducción del acelerador o mediante el uso de dos paquetes de baterías conectadas en paralelo.

Fuente: <http://www.electrifly.com/config/index.php>

Figura 42. Motor seleccionado



Fuente: <http://www.electrify.com/motors/gpmg4505.html>

Ahora que se tienen todos los componentes, se podrá determinar la inercia real antes citada para el control de los movimientos en el capítulo 3.4. Como es un sistema complejo compuesto por varios solidos irregulares y distribuidos de manera aleatoria, la determinación de los momentos de inercia se realizó por medio de un software llamado Solidworks.

A continuación se dará los valores reales de los componentes para posteriormente cargarlos a Solidworks

Tabla 5. Propiedades Físicas

Propiedades físicas

chapa extensora-6@hexa
lamina hexagonal-1@hexa
lamina hexagonal-2@hexa
motor-1@hexa

Reemplazar las propiedades de masa... Recalcular

Incluir sólidos/componentes ocultos
 Crear operación de centro de masa
 Mostrar masa de cordón de soldadura

Informar de valores de coordenadas relativos a: -- predeterminado --

Propiedades de masa de componentes seleccionados
Sistema de coordenadas: -- predeterminado --

Masa = 3233.59 gramos
Volumen = 1617359.69 milímetros cúbicos
Área de superficie = 419830.33 milímetros cuadrados

Centro de masa: (milímetros)
X = -16.55
Y = 28.81
Z = 230.52

Ejes principales de inercia y momentos principales de inercia: (gramos * milímetros cuadrados)
Medido desde el centro de masa.
Ix = (0.00, 0.00, 1.00) Px = 5081003.41
Iy = (1.00, 0.00, 0.00) Py = 5081003.41
Iz = (0.00, 1.00, 0.00) Pz = 10128934.88

Momentos de inercia: (gramos * milímetros cuadrados)
Obtenidos en el centro de masa y alineados con el sistema de coordenadas de resultados.

Lxx = 5081003.41	Lxy = 0.00	Lxz = 0.00
Lyx = 0.00	Lyy = 10128934.88	Lyz = 0.00
Lzx = 0.00	Lzy = 0.00	Lzz = 5081003.41

Momentos de inercia: (gramos * milímetros cuadrados)
Medido desde el sistema de coordenadas de salida.

lxx = 179596175.56	lxy = -1541953.39	lxz = -12337169.53
lyx = -1541953.39	lyy = 182845706.76	lyz = 21476187.75
lzx = -12337169.53	lzy = 21476187.75	lzz = 8650978.84

Ayuda Imprimir... Copiar al portapapeles

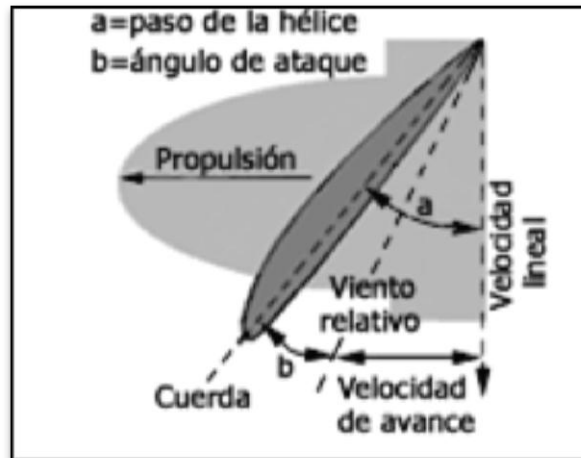
4.3. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LAS HELICES

La hélice es un dispositivo constituido por un número variable de aspas o palas (2, 3, 4...) que al girar alrededor de un eje producen una fuerza propulsora. Cada pala está formada por un conjunto de perfiles aerodinámicos que van cambiando progresivamente su ángulo de incidencia desde la raíz hasta el extremo (mayor en la raíz, menor en el extremo). La hélice está acoplada directamente o a través de engranajes o poleas (reductores) al eje de salida de un motor (de pistón o turbina), el cual proporciona el movimiento de rotación.

4.3.1. Funcionamiento de la hélice. El aspa de una hélice aérea tiene una sección en cruz similar a la de un ala desde el punto de vista aerodinámico y, al impulsarse en el aire, produce un movimiento de ascenso y arrastre, perpendicular y paralelo a la velocidad del aire relativa a la sección del aspa. Las fuerzas debidas al movimiento de la hélice tienen dos componentes. Uno, de empuje, en la dirección del vuelo; el otro componente, en el plano de rotación, representa la fuerza que debe superar el par motor, o fuerza de giro, del motor de impulso. El movimiento completo de un aspa de la hélice combina el impulso hacia adelante, representado por la velocidad de vuelo, y el impulso centrífugo debido a la rotación del aspa.

La hélice es en esencia un tornillo que, al girar, se impulsa a sí mismo a través del aire de la misma forma que un perno se inserta en una tuerca. En la Figura 43, se muestran los ángulos que influyen en el funcionamiento de una hélice aérea.

Figura 43. Ángulos de la hélice.



Fuente: <http://www.manualvuelo.com/SIF/SIF32.html>

Durante el proceso de selección de los motores brushless para el hexarotor, el fabricante recomienda el uso de hélices de tamaño 11x8.5 a 12x6, ya que proveen una fuerza de empuje de entre 3 a 4.5 lb cuando se encuentre a máxima capacidad con unas revoluciones de aproximadamente 14800 rpm. Estas hélices se muestran en la Figura 44.

Figura 44. Helice11x8.5.



Fuente: <http://www.electrifly.com/miscproducts/gpmq6655b.jpg>

4.4. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LOS CONTROLADORES DE VELOCIDAD

La principal función de un controlador de velocidad electrónico (Electronic Speed Controller, ESC) es tomar la señal proveniente del receptor del radio control y/o del controlador de vuelo (APM) y manejarla de manera estable para obtener la velocidad requerida en los motores haciendo que estos giren a más o menos revoluciones por minuto.

El principio de funcionamiento de estos dispositivos es la precisa variación del voltaje en tiempos cortos; del mismo modo como se regula la intensidad de una bombilla al cerrar y abrir al usar un interruptor durante fracciones de segundo en el tiempo.[£]

El mismo principio es aplicado a los controladores de velocidad en los motores, cuando el interruptor está cerrado, el motor capta 12 voltios y cuando está abierto es 0 voltios. Si el interruptor está abierto para la misma cantidad de tiempo, ya que este cerrado, el motor capta una media de 6 voltios, y en consecuencia rotara más lentamente.

Además de controlar la velocidad de los motores, los ESC tienen incorporados un dispositivo denominado BEC (Battery Elimination Circuit), que es básicamente un regulador de corriente, que recibe energía desde la batería LiPo y devuelve un flujo estable de corriente a otros dispositivos entre los cuales están el receptor y

[£]Herrera, José Y Rincón, Ricardo. Diseño y construcción del prototipo experimental de la estructura para un vehículo aéreo no tripulado (UAV) tipo quadrotor. Tesis De Grado Ingeniero Mecánico. Bucaramanga: Universidad Industrial De Santander. Facultad De Ingenierías Físico-Mecánicas, Escuela De Ingeniería Mecánica. 2012. 349p

los servos. Tomando como caso particular, la alimentación de la tarjeta Ardupilot Mega con 5V, de este modo se elimina la necesidad de una fuente de energía alterna para el sistema de control.

Para la selección del ESC, debe ser necesario que el controlador proporcione la máxima corriente de alimentación que el motor requiera; debido a este criterio es el motor el que demandara la carga y es el que exige la cantidad de corriente para generar el empuje necesario para elevar el Hexarotor. De acuerdo a las especificaciones del fabricante del motor anteriormente seleccionado, es necesario un controlador de velocidad con una capacidad de 45 amperios y que posea un BEC de 5V, el cual un variador Turnigy trust 45A SBEC es la mejor opción (Figura 45).

Figura 45. ESC Turnigy Trust 45A SBEC.



Fuente: http://www.alphasportrc.com/images/hobby_king/TST-BEC45A.jpg

Las especificaciones del variador de velocidad electrónico (ESC) se muestran a continuación en la Tabla 6:

Tabla 6. Especificaciones Variador seleccionado

ESPECIFICACIONES ESC TURNIGY TRUST 45A SBEC	
Brake	Off
Batería	LiPo auto-detectable
Voltaje mínimo	3,2v
Corriente Max motor	45 A
Corriente Max BEC (Circuito eliminador de batería)	3 A
Voltaje BEC	5,5 v
Batería LiPo	2-6S
Batería NiMH	5-12 celdas
Peso	31 g

Fuente:http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__12191__turnigy_trust_45a_sbec_brushless_speed_controller.html#

4.5. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DE LA BATERÍA

Uno de los primeros inconvenientes en la utilización de UAV, ya sean autónomos o guiados por un control remoto, ha sido el reducido tiempo de vuelo debido a la fuente de alimentación. Los multirrotores, aeroplanos y vehículos terrestres deben contar con un suministro de energía que entregue el suficiente voltaje a todos los dispositivos que lo conforman para asegurar su total funcionamiento.

Anteriormente las baterías transformaban la energía química en energía eléctrica de manera irreversible, es decir, cuando se agota la cantidad inicial de reactivos presentes en la pila, la energía no puede ser fácilmente restaurada y por lo tanto había que desecharse. Con el fin de aumentar la vida de las baterías, se

desarrollaron baterías de tipo recargables, en las cuales se pueden revertir las reacciones químicas mediante el suministro de energía eléctrica en su celda.

En la actualidad básicamente existen cuatro tipos de materias en el mercado y que son muy usadas en el aeromodelismo: batería de níquel cadmio o Ni-Cd, níquel metal hidruro o Ni-Mh, Polímero de litio o LiPo y iones de litio. Son baterías con una excelente relación entre capacidad, peso, volumen y tensión (voltaje). Las baterías LiPo tienen tres aspectos principales que la convierten en la mejor elección aun para los sistemas multirotor de RC más convencionales; tales características son:

- Bajo peso y vienen en casi cualquier tamaño
- Mayor capacidad, es decir, poseen una gran cantidad de energía en un volumen pequeño
- Poseen altas tasas de descarga para alimentar los motores eléctricos más exigentes.

Debido a estas características estas baterías son más costosas en comparación con las NiCd y NiMh. Además es necesario tener un especial cuidado ya que el electrolito en sus celdas de carga pueden resultar ser muy volátiles llegando a producir incendios o pequeñas explosiones.

La principal diferencia entre las baterías tipo LiPo y las baterías de iones de litio o Li-Ion es la forma en como las células se empaquetan y el tipo de electrolito que se usa. En la figura se observa la composición de una batería LiPo.

4.5.1. Baterías Li-Ion. Utiliza un disolvente líquido orgánico como electrolito. Este es responsable del intercambio de iones entre los electrodos (ánodo y cátodo) al

igual que cualquier tipo de batería. Este electrolito es altamente inflamable y es la razón por la que son más volátiles y pueden incendiarse o explotar si se usan de manera inadecuada. Son normalmente encerradas en una lata de metal duro ya que añaden peso y no permiten muchas opciones en cuando a forma y tamaño.

4.5.2. Baterías LiPo. Una batería LiPo no utiliza un electrolito líquido, sino un electrolito de polímero seco que se asemeja a una delgada película de plástico. Esta película esta intercalada (en láminas) entre el ánodo y el cátodo de la batería para permitir el intercambio iónico. Este método permite una gama muy delgada y amplia de formas y tamaños de celdas.

Numero de celdas: Las celdas se pueden conectar en serie o paralelo. La tensión nominal para cada celda es de 3.7v y normalmente se unen en serie permitiendo que las tensiones se sumen. 1S=1 celda= 3,7 voltios, 2S= 2 celdas= 7,4 voltios, etc. Si se conectan en paralelo se conseguirá una mayor capacidad y aumentara el amperaje que se entregara al conjunto.

Para realizar la selección de la batería, se tuvieron en cuenta dos aspectos, el tiempo de vuelo y la corriente máxima necesaria; estas variables están directamente relacionadas al motor. Según el fabricante de los motores Rimfire .25, la corriente de consumo del motor es de 35[A], lo cual quiere decir que para un hexarotor necesita una batería capaz de suministrar 210[A], debido a este alto consumo de corriente, es necesario el uso de dos baterías LiPo conectadas en paralelo para duplicar la capacidad de descarga.

La corriente máxima que una batería puede entregar está determinada por el siguiente cálculo:

$$I_{max} = A * C \quad (53)$$

Dónde:

A= La capacidad nominal o capacidad de la batería.

C=La capacidad de descarga.

La potencia máxima necesaria por cada motor es de 450 W si se aplica toda la aceleración, a un 30% del rango de pulsos calibrados en el autopiloto la potencia sería de alrededor de 135 W, para 6 motores serán 810 W lo cual produce una corriente requerida de:

$$pot = V * I; I = \frac{Pot}{V} = \frac{810W}{14,8V} = 55A \quad (54)$$

Ahora para estimar la capacidad mínima nominal es necesario el uso de la corriente para un estado estable (estacionario) y el valor del tiempo de vuelo mínimo requerido:

$$Cap [mAh] = I * Tiempo Vuelo = 55000mA * \frac{12 \text{ min}}{60} = 11000mAh \quad (55)$$

Este análisis indica que se necesita una batería con una capacidad mayor a 6000 mA. Para suplir esta necesidad es necesario usar dos baterías conectadas en paralelo para aumentar capacidad. Las baterías usadas son dos de 6000mA, se debe en el cuidado en el montaje para equilibrar el centro de gravedad.

La capacidad máxima de corriente al levantar el peso total de una batería de 6000mA a 50C es:

$$I_{max} = 6000mA * 50 = 300000mA \approx 300A \quad (56)$$

La durabilidad de la batería se calcula por medio de la siguiente ecuación:

$$Durabilidad = \frac{Cap}{I} = \frac{6Ah}{55A} = 6.5 \text{ min} \quad (57)$$

Habiéndose calculado algunos parámetros como corriente máxima, durabilidad y capacidad, realizar la selección de la batería resulta sencillo; pero un factor que también hay que contemplar es el costo y la calidad de esta. Las baterías LiPo Turnigy de la serie nano-tech posee las siguientes especificaciones:

Tabla 7. Especificaciones Técnicas Batería LiPo Turnigy nano-tech series

ESPECIFICACIONES BATERIA TURNIGY NANO-TECH SERIES	
Capacidad	6000mAh
Voltaje	14,8V
Capacidad Descarga	25C Constante
Peso	623g
Dimensiones	175x49x39mm
Configuración	4S1P
Máximo Flujo Carga	5C (5 A)
Celdas	4
Voltaje Celda	3,7V

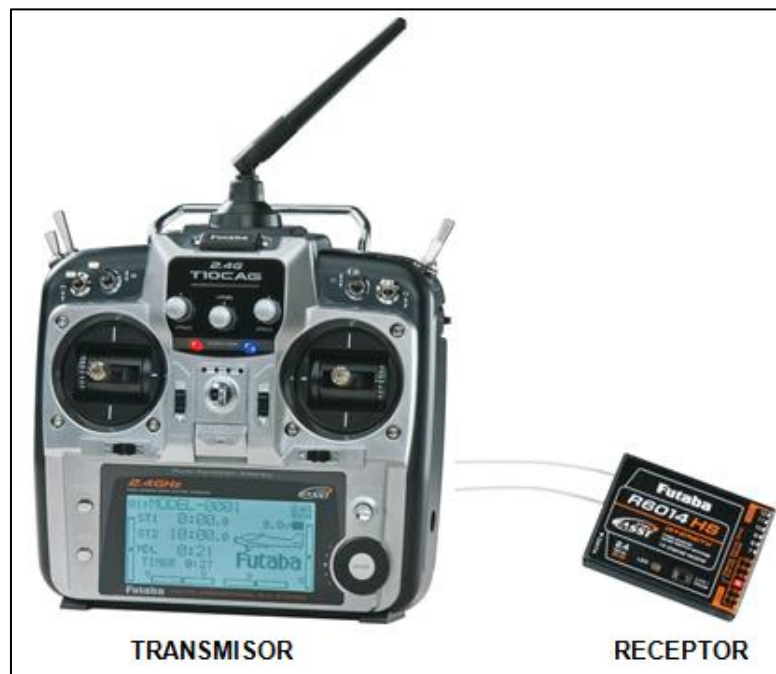
Fuente:https://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__11940__Turnigy_nano_tech_6000mah_4S_25_50C_Lipo_Pack.html

4.6. CARACTERIZACION Y SELECCIÓN DEL RADIOCONTROL

El radio control permite la operación remota del Hexarotor usando un transmisor y un receptor (Figura 46). El transmisor se encarga de mandar las señales al

receptor (que se encuentra a bordo del hexarotor) el cual las transmite a la tarjeta controladora Ardupilot, que luego de ser analizadas son enviadas a los ESC que directamente controlan los motores eléctricos. Las señales se crean al mover las palancas y los sticks que controlan la aceleración, el cabeceo, el alabeo y los tipos de vuelo.

Figura 46. Transmisor y Receptor.



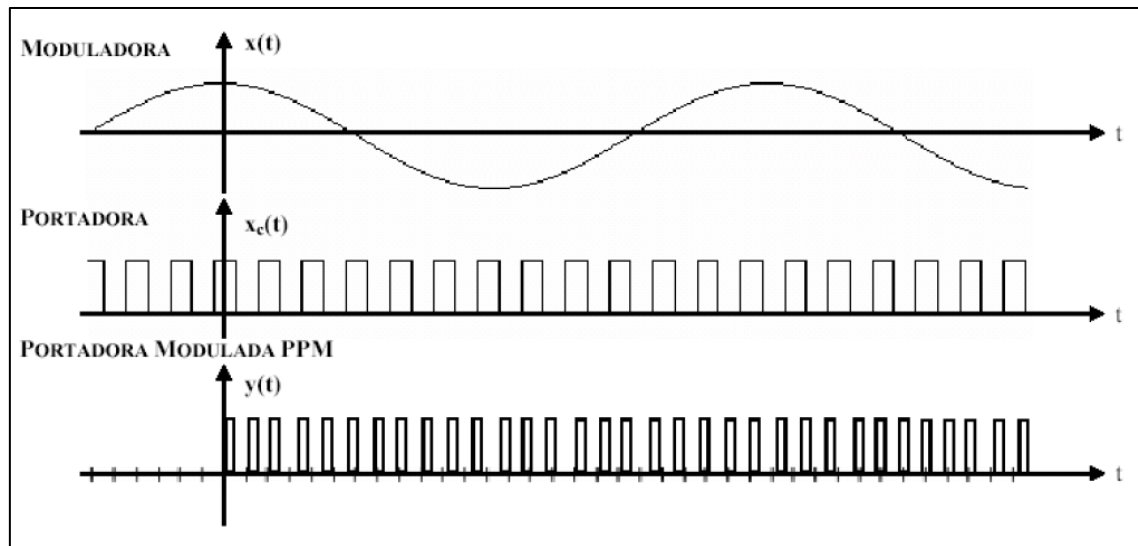
Fuente: <http://www.futaba-rc.com/systems/futl7645b.jpg>

La característica principal de este equipo de transmisión de datos es la forma en que se emite la señal, es decir, en cómo se codifica la información a enviar en la señal que emite.

4.6.1. Codificación de Modulación por Posición de Pulsos (PPM). En el caso de la modulación por posición de pulsos, la anchura y la amplitud de los pulsos

permanece constante, siendo la posición de los mismos lo que varía de acuerdo con la amplitud de la moduladora, tal como se muestra en la Figura 47. La distancia entre dos pulsos representa la amplitud muestreada de la onda seno.

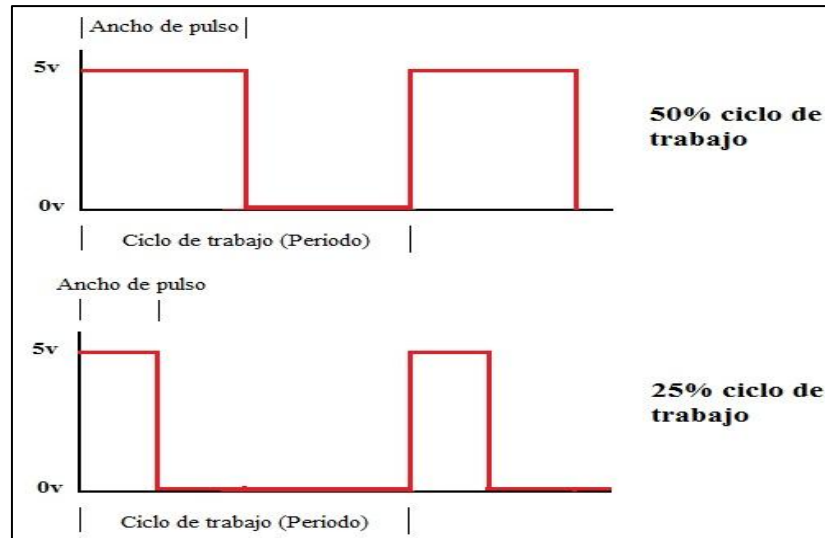
Figura 47. Modulación por posición de pulsos (PPM)



Fuente:http://sistemas.uniandes.edu.co/~isis1301/dokuwiki/lib/exe/fetch.php?media=recursos:06_modulacion.pdf

La ventaja de este sistema es que se pueden emplear emisores y receptores de distintas marcas pues la compatibilidad es del 100% (siempre que trabajen en la misma frecuencia). Los sistemas PPM consisten en un marco de datos que contiene un pulso sincronizador seguido por un número de pulsos pequeños que son iguales al número de canales que posea el radio control.

Figura 48. Estructura Pulso PPM



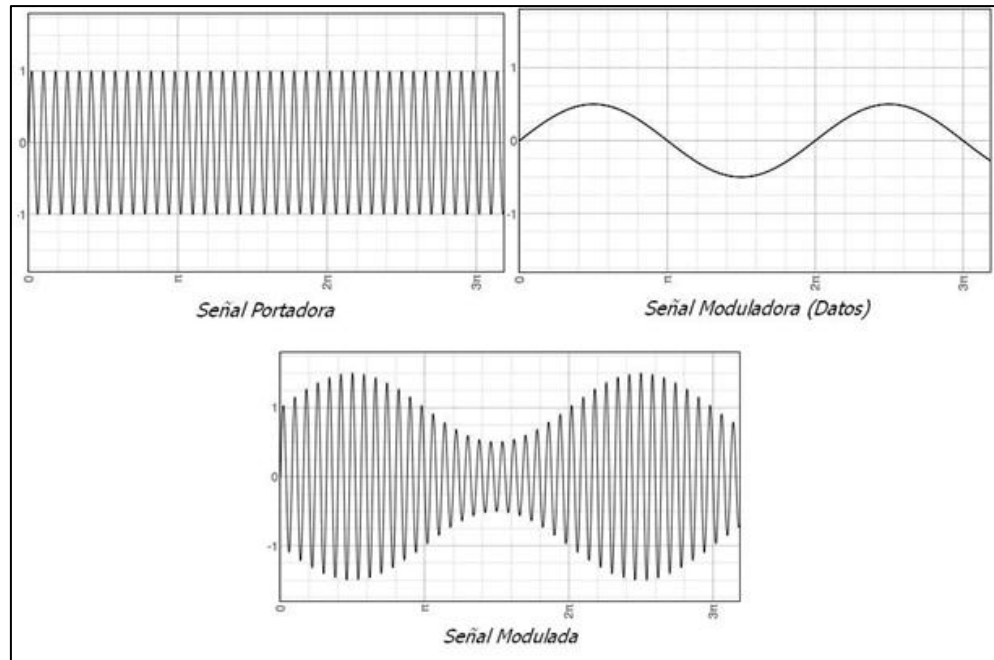
Fuente: <http://www.ikkaro.com/files/control-pwm-arduino.jpg>

Hay que aclarar que este método de codificación de los datos sirven para generar la señal base y no son un método de modulación de RF, los cuales siguen siendo AM o FM, es decir que la denominación correcta de la modulación debería ser AM/PPM o FM/PCM.

4.6.2. Modulación por Onda Continua: Amplitud Modulada (AM). Este es un caso de modulación donde tanto las señales de transmisión como las señales de datos son analógicas.

La modulación por amplitud (AM) es un tipo de modulación lineal que se basa en hacer variar la amplitud de la onda portadora de forma que esta cambie de acuerdo con las variaciones de nivel de la señal moduladora, que es la información que se va a transmitir (Figura 49).

Figura 49 Señal modulada (AM)

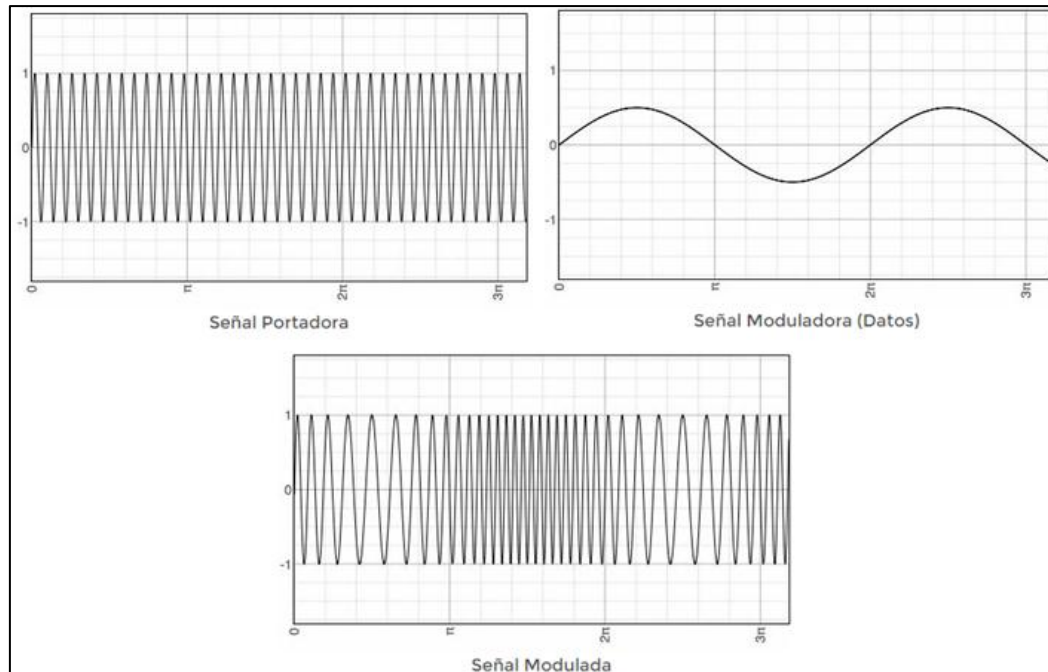


Fuente: <http://modul.galeon.com/aficiones1359485.html>

Una ventaja de este tipo de modulación es que es muy simple y, por lo tanto, los receptores son sencillos y baratos.

4.6.3. Modulación por Onda Continua: Frecuencia Modulada (FM). En este caso la señal modulada mantendrá fija su amplitud y el parámetro de la señal portadora que variara es la frecuencia, y lo hace de acuerdo a como varíe la amplitud de la señal moduladora. En otras palabras, la modulación por frecuencia es el proceso de codificar información, la cual puede estar, en una onda portadora mediante la variación de su frecuencia instantánea de acuerdo con la señal de entrada (Figura 50).

Figura 50. Señal modulada (FM)



Fuente: <http://www.textoscientificos.com/redes/modulacion/frecuencia>

El radio control Futaba posee un excelente sistema de transmisión de datos al tener una modulación libre de interferencia debido a que es digital. Tanto el emisor como el receptor tienen micro-procesadores, ya que son equipos de gama media alta. El emisor Futaba T10CHG trabaja a una frecuencia de 2.4Ghz, gracias a esto, cualquier receptor que trabaje en la misma frecuencia podrá ser compatible independiente de la marca o del fabricante. Un receptor compatible es el Orange Rx Fasst (Figura 51).

Figura 51. Receptor Orange Rx Fasst



Fuente: http://mlm-s1-p.mlstatic.com/receptor-futaba-rx-fasst-orange-8-canales-24-ghz-reseiver-14876-MLM20090528874_052014-F.jpg

Las especificaciones del radio control y del receptor se muestran en la Tabla 8

Tabla 8 Especificaciones técnicas sistema radio control FUTABA

TRANSMISOR FUTABA T10CGH	RECEPTOR ORANGE RX FASST
Airplane, heli y glider software	Peso ligero
Resolución de 2048	Compatibilidad con emisoras con módulo FASST
Respuesta en tiempo real	8 canales
Menú configuración Básica y avanzada	Dimensiones 33x55x14.5mm
Canales Auxiliares	Doble antena para aumento del rango
2 perillas deslizantes proporcionales	voltaje de alimentación: 4~9.8V
Fail-safe, sub-trims, servo y EPA	Rango específico: 1.5km+
Digital trims y trim step	Resolución: 3072
160 x 72 pantalla LCD iluminada	Latencia: 22ms

4.7. CARACTERIZACION Y SELECCIÓN DEL MICROCONTROLADOR

La caracterización y selección de un micro-controlador que permita al Hexarotor realizar una misión de forma autónoma es de vital importancia para su aplicación en el campo. Para que pueda cumplir con este objetivo es necesario que la tarjeta sea compatible con diversos sensores que permitan una correcta navegación, además de brindar una forma sencilla de programación.

La tarjeta Ardupilot Mega 2.5 (Figura 52), es una placa piloto automático que ha sido diseñada especialmente para la realización de vuelos autónomos. Esta placa es el resultado de la unión de una tarjeta Arduino Mega (con chips Atmega2560 y Atmega32u-2 para las funciones de procesamiento y USB respectivamente) y una tarjeta que posee varios tipos de sensores en un chip llamado IMU (Unidad de medición Inercial) para optimizar la navegación.

Figura 52. Tarjeta Ardupilot Mega 2.5 (APM 2.5)



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-ardupilot25-and-26-overview/?lang=es>

Ardupilot cuenta con un software Open-Source (Código abierto), con el cual brinda la posibilidad de compartir muchos de los principios y metodologías para entender su funcionamiento y modificaciones para que se puedan compartir con otros usuarios.

Se seleccionó la tarjeta Ardupilot Mega 2.5 (APM 2.5), además de las características ya mencionadas, debido a que para realizar su total configuración se debe usar una interfaz gráfica bastante sencilla. En ella, se pueden calibrar todos los sensores y demás dispositivos electrónicos siguiendo unos simples pasos descritos en el manual de usuario. Las especificaciones técnicas y de operación de la tarjeta Ardupilot Mega 2.5 se muestran en la Tabla 9.

Tabla 9. Características Placa Ardupilot Mega 2.5

CARACTERISTICAS ARDUPILOT MEGA 2.5	
Voltaje de alimentación	5V
Giroscopio de 3 ejes	Unidad de Medición Inercial (IMU) serie MPU-6000
Acelerómetro de 3 ejes	
Barómetro de alto desempeño	MS5611-01BA03
Compass o brújula digital de 3 ejes	HMC5883L-TR
Módulo de GPS externo	Mediatek MT3329
Procesador	ATMEGA2560

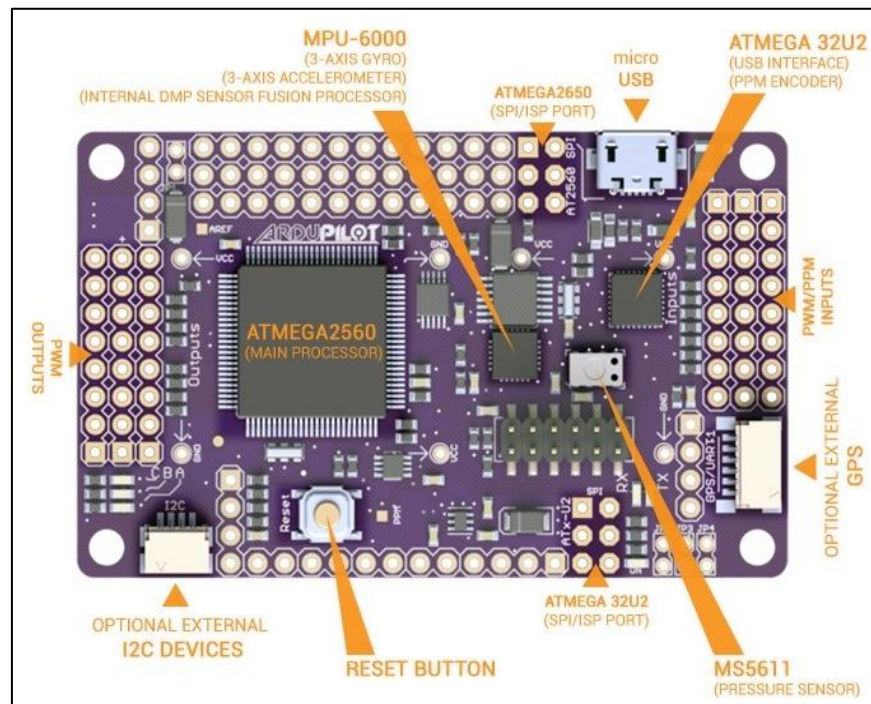
4.7.1. Pines De Salida Y Entrada. La placa Ardupilot Mega 2.5 cuenta con 9 pines de entradas analógicas enumeradas del A0-A8 (Figura 53), en donde pueden ser tomados 5V y ser usados para cualquier entrada análoga. Todos sensores y puertos de la placa se muestran en la Figura 54.

Figura 53. Configuración Puertos Análogos

		-	+	S
CAMERA PITCH	11			
CAMERA ROLL	10			
CAMERA SHUTTER	A 9			
RSSI / NAV LED	A 8			
NAV LED	A 7			
NAV LED	A 6			
SONAR / NAV LED	A 5			
*CURRENT 2	A 4		X	
*VOLTAGE 2	A 3		X	
*CURRENT	A 2		X	
*VOLTAGE	A 1		X	
AIRSPPEED	A 0			

Fuente: <https://code.google.com/p/ardupilot-mega/wiki/APM2board>

Figura 54 Componentes y puertos de la placa Ardupilot Mega 2.5



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-ardupilot25-and-26-overview/>

Los puertos de entrada RC como los que se muestran en la Figura 55 van conectados directamente al receptor del radio control. Estos canales tienen una configuración interna fija en la cual se encuentran distribuidos los movimientos que tiene el Hexarotor. Del canal 1 al 5 se encuentran los movimientos Roll/Aileron, Pitch/Elevator, Throttle, Yaw/Rudder y Mode switch respectivamente.

Figura 55. Configuración Puertos de entrada



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/connecting-your-rc-input-and-motors/>

Los puertos de salida mostrados en la Figura 56 envían la señal proveniente del receptor del radio control hacia los variadores de velocidad electrónicos (ESC) que a la vez son enviados a los motores haciéndolos aumentar o disminuir su velocidad de giro conforme sea el caso.

Figura 56. Puertos de salida placa Ardupilot.



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/connecting-your-rc-input-and-motors/>

- **COMUNICACIÓN.** La comunicación de la tarjeta al computador se realiza por medio de una de dos formas, mediante un cable de conexión USB o un kit de telemetría. El cable USB se conecta en un puerto especial que posee un procesador ATMEGA 32U2 el cual posee además un encoder o modulo PPM (Modulo de posición de pulsos) para transferir el firmware del computador a la tarjeta.

El kit de telemetría, realiza la misma función que el cable USB pero de manera totalmente inalámbrica; también sirve para transmitir todos los datos captados por la placa que son provenientes de los sensores.

4.7.2. Sensores del Sistema de Navegación

- **Unidad de Medición Inercial (IMU)**

La placa Ardupilot Mega 2.5 tiene instalado una unidad de medición inercial (IMU) de serie MPU-6000 (Figura 57), en la cual se encuentra un giroscopio y un acelerómetro, los cuales en conjunto se encargan de medir los ángulos de alabeo y cabeceo del UAV. Además de estos sensores, un magnetómetro se encarga de medir la orientación del norte magnético terrestre, el cual, es usado para censar la guiñada.

La presión atmosférica se mide con un barómetro con el cual, mediante unos cálculos realizados en el interior de la programación, determina la posición relativa respecto a un nivel de referencia inicialmente seleccionado (altitud).

Figura 57. Unidad de Medición Inercial MPU-6000



Fuente: <http://invensense.com/cn/images/mpu6000.png>

El desarrollo de la IMU SHIELD ha sido un gran avance en el campo de la electrónica, pues al fusionar el giroscopio y el acelerómetro desde su fabricación le

evita al usuario realizar todas las conexiones en una baquelita, aumentando el riesgo de dañar los sensores al hacer una mala soldadura. Esta tecnología es la adecuada para determinar la orientación del Hexarotor a través de la medición de la velocidad angular y la aceleración que experimenta el vehículo.

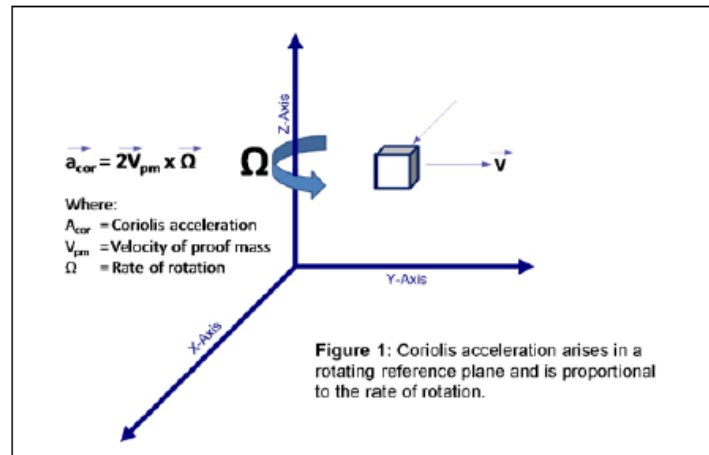
La IMU posee 6 Grados de libertad (DOF) que consta de un acelerómetro de 3 ejes y un giroscopio de 3 ejes; de los que se obtienen mediciones exactas de los ángulos de navegación (cabeceo y alabeo), además de esto, se obtiene una medición no referenciada el ángulo de la guiñada. A continuación se describen el funcionamiento y las características de los sensores presentes en la IMU:

- **Procesamiento de Movimiento.** El procesamiento de movimiento digital interno brinda un procesamiento en 3D y gestiona algoritmos de reconocimiento. La MPU-6000 recoge los datos del giroscopio y del acelerómetro mientras sincroniza los datos del muestreo definidos por el usuario.

- **Funcionamiento del Giroscopio.** Es un dispositivo capaz de medir la orientación, basado en los principios de conservación del momento angular. Cuando se somete a un momento de fuerza que tiende a cambiar de dirección como lo haría un cuerpo que no girase, cambia la orientación en una dirección perpendicular a la dirección intuitiva (Figura 58).

El giroscopio que se utiliza para medir la tasa absoluta de rotación emplea masas vibratorias que aprovechan la transferencia de energía entre dos modos de resonancia de una estructura debido a la aceleración de coriolis, que surge en un marco de referencia giratorio, proporcional a la velocidad de rotación.

Figura 58. Aceleración de Coriolis. Principio de Funcionamiento del giroscopio



Fuente: <http://www.scantec.de/fileadmin/pdf/Invensense/Selection-and-integration-of-MEMS-based-motion-processing-in-consumer-apps-070809-EE-Times.pdf>

- **Características del Giroscopio.** El Giroscopio de 3 ejes en la MPU-6000 incluye un amplio rango de características:
 - ✓ Salida digital en la tasa angular de los ejes X, Y y Z con una escala programable por el usuario de +/-250, +/- 500, +/-1000 y +/-2000°/sec.
 - ✓ Señal de sincronización externa conectada al puerto FSYNC para soporte en imagen, video y sincronización de GPS
 - ✓ Desempeño de ruido de baja frecuencia.
 - ✓ Corriente de operación de 3.6mA
 - ✓ Corriente de stand-by de 5uA
 - ✓ Integra un sistema de 16-bit para permitir lecturas de giros simultáneos.

Figura 59. Giroscopio electrónico



Fuente: <http://www.bricogeek.com/shop/236-685-large/gyroscopio-ixz500.jpg>

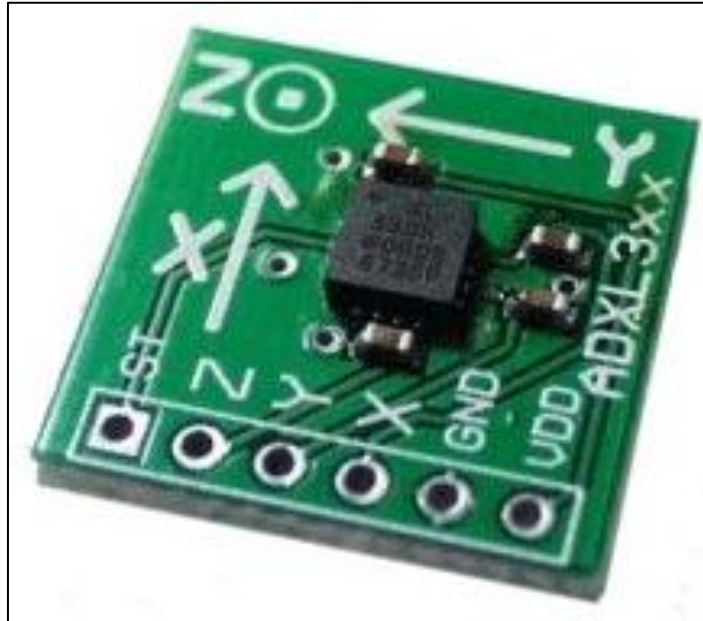
- **Funcionamiento del Acelerómetro.** Un acelerómetro (Figura 60) es un instrumento que mide la aceleración de un objeto. Estos sensores miden la fuerza de inercia generada cuando una masa es afectada por un cambio de velocidad. Existen varios tipos de acelerómetros que emplean diferentes tecnologías (piezoeléctrico, piezo-resistivo, galgas exten-siométricas, MEMS) y diseños que aunque todos tiene el mismo fin pueden ser muy distintos unos de otros dependiendo de la aplicación que se le desee dar.

- **Características del Acelerómetro.**

- ✓ El Acelerómetro de 3 ejes en la MPU-6000 incluye un amplio rango de características
- ✓ Acelerómetro de salida digital de 3 ejes con un rango programable de +/-2g, +/-4g, +/-8g y +/-16g.
- ✓ Corriente de operación normal del acelerómetro 500uA.

- ✓ Corriente del acelerómetro en modo de baja potencia: 10uA en 1,25Hz, 20uA en 5Hz, 60uA en 20Hz, 110uA en 40Hz.

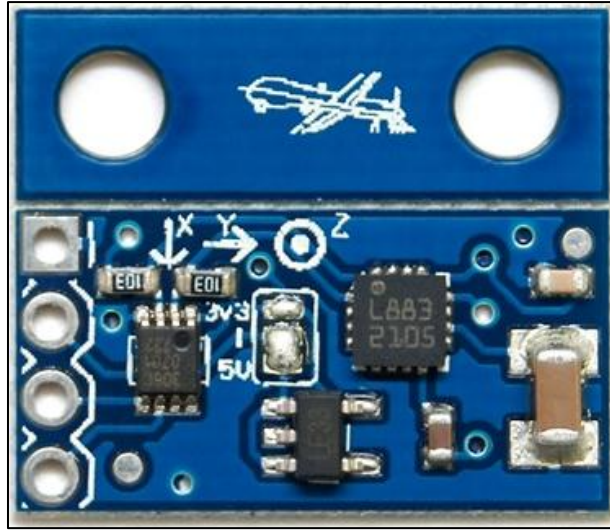
Figura 60. Acelerómetro.



Fuente:<http://www.electronicamagnabit.com/tienda/33-534-large/modulo-sensor-acelerometro-adxl321-18g.jpg>

- **Magnetómetro.** La Tierra genera un campo magnético que crea disturbios magnéticos medibles en la atmósfera. Un magnetómetro (Figura 61) es un instrumento científico que mide este fenómeno en términos de densidad de flujo magnético. La unidad científica para la lectura de la densidad del flujo magnético es el Tesla o As/m^2 . Las sustancias y materiales que perturban este flujo se denominan magnéticos.

Figura 61. Magnetómetro HMC5883L-TR



Fuente: <http://www.singahobby.com/files/images/BR-HMC5883-01-4.jpg>

Cuando hay materiales magnéticos presentes, un magnetómetro detecta la cantidad de distorsión que estos materiales causan en el campo de la Tierra. Un magnetómetro no sólo nos dice cómo afectan el flujo magnético ciertos materiales magnéticos en particular, sino que también puede medir la fuerza de los campos magnéticos.

Esta información puede utilizarse para discernir la dirección, la rotación y el ángulo de los campos magnéticos, así como la ubicación de objetos específicos dentro de ellos.

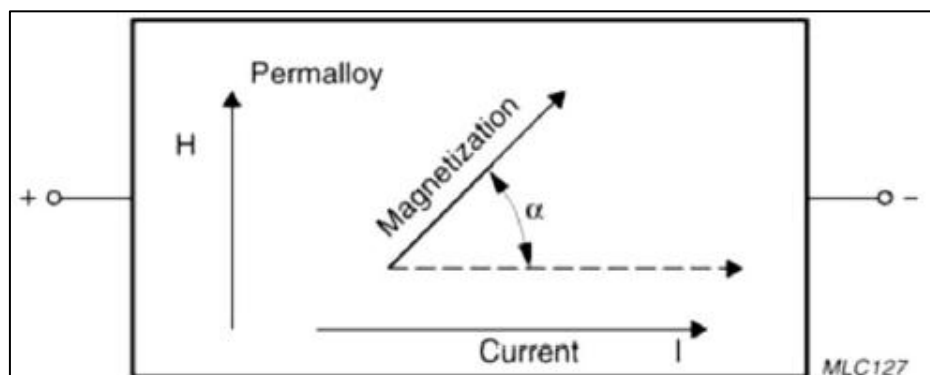
- **Funcionamiento del Magnetómetro.** La Figura 62 muestra el principio de funcionamiento básico de un sensor magneto-resistivo, con una cinta de material ferromagnético o permaloy (20% de Fe, 80% de Ni). Al no haber un campo

magnético externo, el permalloy toma un vector de magnetización interno paralelo al flujo de la corriente “I” de izquierda a derecha.^{ff}

Al aplicar un campo magnético externo “H” paralelo al plano del permalloy, pero siendo perpendicular al flujo de la corriente “I”, el vector de magnetización interno del permalloy rotará alrededor de un ángulo α . Debido a esto la resistencia “R” del permalloy cambiará en función del ángulo de rotación α , dado por:

$$R = R_0 + \Delta R_0 \cos \alpha^2 \quad (58)$$

Figura 62. Principio del funcionamiento de un Magnetómetro.



Fuente: <http://es.escribd.com/doc/3838277/50/Sensores-Magnetorresistivos>.

Las características del sensor magnético HMC5883L instalado en la placa se encuentran a continuación:

^{ff} Herrera, José Y Rincón, Ricardo. Diseño y construcción del prototipo experimental de la estructura para un vehículo aéreo no tripulado (UAV) tipo quadrotor. Tesis De Grado Ingeniero Mecánico. Bucaramanga: Universidad Industrial De Santander. Facultad De Ingenierías Físico-Mecánicas, Escuela De Ingeniería Mecánica. 2012.

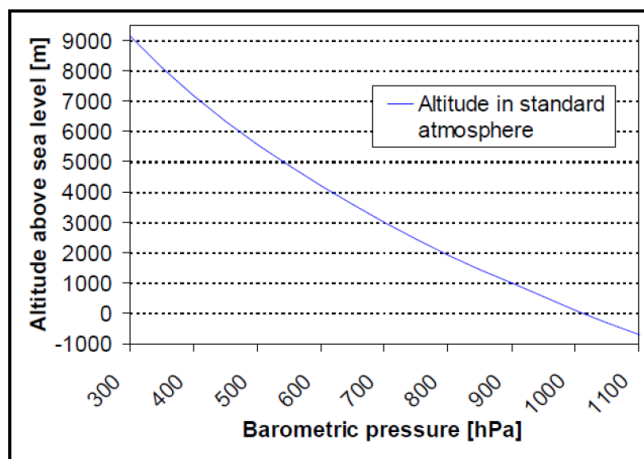
Tabla 10. Especificaciones del Magnetómetro HMC5883L

SENSOR MAGNÉTICO HMC5883L	
Volteje de alimentación:	2,16-3,6V
Rango del camp	+/-8 gauss
Rango magnético dinámico	+/-1, +/-8 gauss
Sensibilidad	230-1370 LSb/gauss
Linealidad	0.1+/-%FS
Histéresis	+/-25 ppm

El sensor magnético HMC5883L de Honeywell pertenece a la serie de magnetómetros piezo-resistivos, que utiliza un magneto anisotrópico que provee precisión en la sensibilidad y en su linealidad en el eje direccional.

- **Barómetro.** Un barómetro además de medir una presión en un lugar específico también se usa en aplicaciones en donde se necesita medir una altura. Su funcionamiento está basado en la relación entre presión y altitud, ya que la presión atmosférica desciende aproximadamente con la altitud. Esta relación se puede observar en la Figura 63.

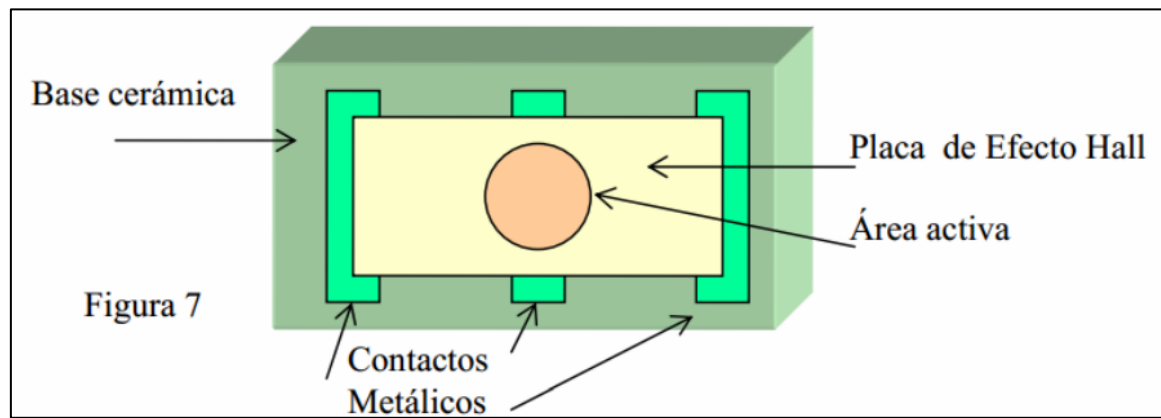
Figura 63. Relación entre la presión atmosférica y la altitud.



Fuente: <http://www.sparkfun.com/Tutorial/Barometric/Pressure-Altitude.PNG>

En los sensores electrónicos en general, la presión actúa sobre una membrana elástica, midiéndose la flexión. Para detectarla pueden aprovecharse diversos principios físicos, tales como inductivos, capacitivos, piezorresistivos, ópticos, monolíticos (con módulos electrónicos extremadamente pequeños, totalmente unidos) u óhmicos.

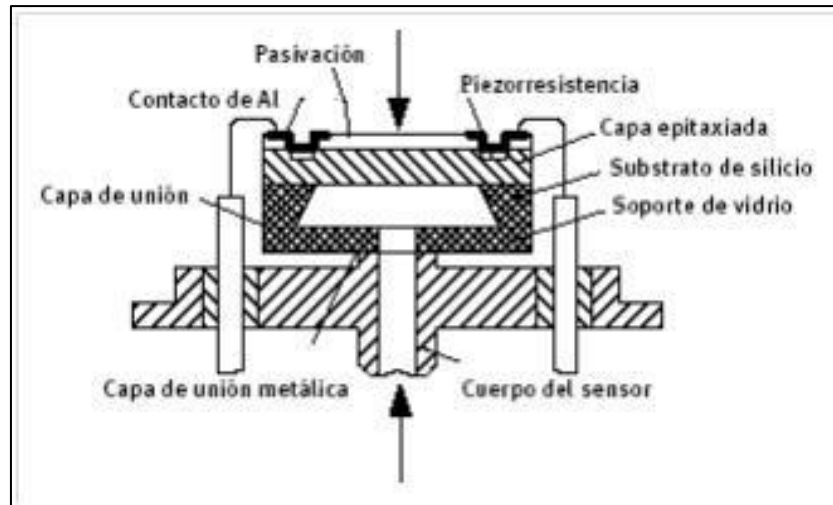
Figura 64. Esquema básico de un sensor de efecto Hall



Fuente: http://prezi.com/j8n8j_gljqcx/sensores-efecto-hall/

En los sensores de presión con elemento por efecto Hall (Figura 64), un imán permanente provoca un cambio del potencial Hall. El sensor de presión piezorresistivo tiene un elemento de medición en forma de placa con resistencias obtenidas por difusión o implantación de iones. Si estas placas se someten a una carga, cambia su resistencia eléctrica.

Figura 65. Funcionamiento sensor de presión Piezorresistivo.



Fuente:<http://cmapspublic.ihmc.us/rid=1M6L8GMRQ-2B3GPZD-288B/Sensor%20Piezorresistivo.jpg>

El sensor de presión MS5611-01BA03 ha sido diseñado para mediciones especializadas. Este sensor de presión barométrica es optimizado para altímetros con una resolución de 10 cm. Además posee un módulo de alta linealidad con una configuración interna proveniente de fábrica. La mayor ventaja es que puede integrarse virtualmente a cualquier micro-controlador.

Su tecnología se basa en un módulo MEMS, por esto es altamente empleado ya que genera baja histéresis y alta estabilidad para lecturas de señales de presión y temperatura.

La placa APM 2.5 tiene integrado este sensor para evitar posibles daños que se producen en la instalación usando soldaduras de mala calidad. Las características técnicas del sensor MS5611-01BA03 se muestran en la Tabla 11.

Tabla 11. Especificaciones Técnicas Sensor Barométrico MS5611-01BA03

DESEMPEÑO SENSOR PRESIÓN (VDD=3V)	
Rango	10-1200 mbar
ADC	24 bits
Resolución	0.065/0.042/0.027/0.018/0.012
% Error, -20 a 85°C y 450 a 110 mbar	(-)2.5 a 2.5 mbar
Exactitud a 25°C, 750 mbar	(-)1.5 a 1.5 mbar
Tiempo respuesta	0.5/1.1/2.1/4.1/8.22 ms
Estabilidad a largo plazo	(+/-1) mbar/yr

Fuente: <http://www.meas-spec.com/downloads/MS5611-01BA03.pdf>

4.7.3. Funciones de la Placa Ardupilot en el sistema de control.

- Permite cargar el firmware de la configuración del fuselaje seleccionado, en el cual están especificados algunos parámetros básicos para realizar el primer vuelo.
- Provee una alimentación constante y regulada a la unidad de medición inercial que es conformada por los giroscopios, acelerómetros y magnetómetros.
- Calibrar los pulsos PWM provenientes del radio control para crear un rango de trabajo en la placa Ardupilot que se verá reflejado en los diferentes modos de vuelo.
- Mostrar en tiempo real su posición geográfica exacta por medio de un GPS instalado en uno de sus puertos usando la herramienta Google Maps.
- Mediante la interfaz de sintonización, calibrar los PID para cada movimiento del Hexarotor.
- Mediante el kit de telemetría, transmitir y almacenar imágenes que son tomadas por la cámara para su posterior análisis.
- La función más importante es que permite el total control del UAV para brindar la mayor estabilidad posible.

5. CARACTERIZACIÓN Y SELECCIÓN DEL SOFTWARE

Este capítulo explica la selección e implementación de un software diseñado especialmente para micro-controladores que son usados en sistemas de navegación autónoma o sean manipulados mediante un radio control usando un operario. El software en cuestión brinda una interfaz en la cual se puede realizar la total programación o calibración de un sistema UAV tanto terrestre como aéreo.

El sistema de control para el Hexarotor se desarrolla de una forma muy específica, es decir; hay que modificar algunas librerías y comandos que se encuentran en una lista de parámetros. Pero para entender totalmente su funcionamiento interno, primero se deben conocer los tipos o métodos de control que usa el controlador Ardupilot mega 2.5

5.1. TIPO DE CONTROL *

Para el sistema de control se han desarrollado tres diferentes conceptos: descentralización, estructura de cascada y el PID. El resultado de estos tres métodos de control da como resultado tres diferentes controladores P-PD, todos son fácilmente calibrados y al implementarlos son capaces de controlar al Hexarotor.

5.1.1. Descentralización. Un enfoque común cuando se está controlando la altitud de un sistema multirotor es la negligencia de los efectos de los acoplamientos cruzados y al diseñar el controlador-SISO para cada tipo de señal, que son el alabeo, cabeceo y guiñada.

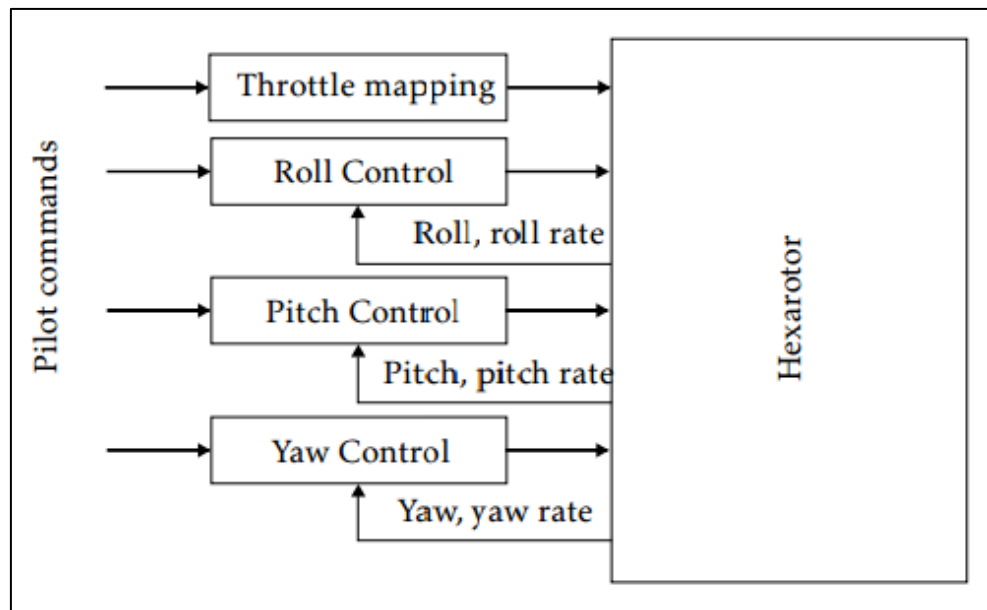
*Magnusson, Tobias. Attitude Control of a Hexarotor. Examensarbete. Institutionen för systemteknik. Department of Electrical Engineering. Linköpings universitet. SE-581 83 Linköping, Sweden. 2014.

Los efectos del giroscopio provenientes de los motores están estimados a ser pequeños siempre y cuando la inercia de los motores es muy pequeña. Pero el efecto del giroscopio que se genera por la rotación del fuselaje puede ser del mismo tamaño que la señal de control cuando el de velocidad angulares grande.

Este tipo de control ha mostrado que el tratamiento de los acoples cruzados como perturbación es suficiente para controlar el multirotor. Esta estrategia ha sido implementada satisfactoriamente en los sistemas de piloto automático Arducopter.

En la Figura 66 se muestra un diagrama de bloques de un control descentralizado en un Hexarotor. Un bucle de control para cada eje, alabeo, cabeceo y guiñada, son usados juntos.

Figura 66. Diagrama de bloques de un control descentralizado.



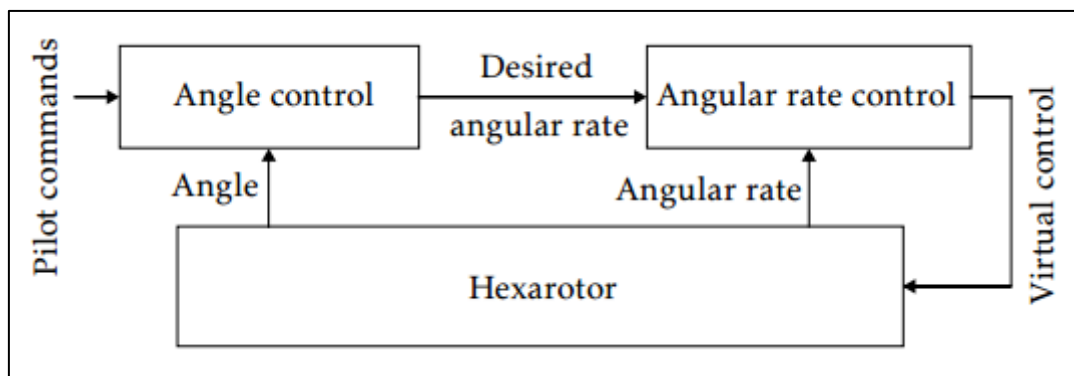
Fuente: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:736152/FULLTEXT01.pdf>

5.1.2. Estructura tipo Cascada. La estructura de cascada es usada a menudo cuando la dinámica del sistema está variando su velocidad. El bucle interno controla la rápida dinámica de la velocidad angular mientras que el controlador externo trabaja con la dinámica del ángulo más lento.

Este es un control en el cual a veces se enseña como controlador PD el cual se ha implementado satisfactoriamente en el proyecto arducopter.

En la Figura 67 se encuentra la estructura de un control cascada. El comando piloto es transformado en una velocidad angular deseada por comparación con el ángulo actual del hexarotor. La tasa angular deseada es la señal de referencia para el controlador interno. Este controlador produce la señal de control virtual.

Figura 67. Diagrama de bloques de una Estructura de un control cascada.



Fuente: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:736152/FULLTEXT01.pdf>

La parte fundamental es el controlador interno que controla la velocidad angular. Aquí es donde la estabilidad del hexarotor es asegurada. Una vez se logra controlar la tasa de velocidad angular, el control de los ángulos es solo una

cuestión de ajuste de la velocidad angular. El controlador exterior será entonces más de una opción de diseño, fácilmente se puede hacer más o menos agresivo.

5.1.3. Controlador General PID. Tanto el ángulo y el controlador de velocidad angular se implementa inicialmente usando técnicas de PID. Los controladores PID son muy populares, fáciles de implementar y pueden ser configurados/calibrador por usuarios regulares. El controlador PID ideal está definido por:

$$u(t) = Kp * e(t) + Ki \int_{t_0}^t e(\tau) d\tau + Kd \frac{de(t)}{dt} \quad (59)$$

Donde e(t) es el error de entre la señal de referencia y el valor medido. Una perfecta derivación nunca es posible en la práctica y la función de transferencia del controlador se convierte en

$$F(s) = Kp + \frac{Ki}{s} + Kd \frac{s}{\mu s + 1} = Kp + \frac{Ki}{s} + Kd \frac{1}{Kd\mu + \frac{1}{s}} \quad (60)$$

Donde μ es el diseño del parámetro. El controlador implementado es un controlador de tiempo discreto, debido a esto el controlador PID debe ser discreto. Usando el Euler back Ward, la derivación puede ser aproximada $s = \frac{1}{T}(1 - z^{-1})$, donde T es el tiempo de muestra, que produce la función de tiempo discreto

$$F(z) = Kp + Ki \frac{T}{1 - z^{-1}} + Kd \frac{1}{Kd\mu + \frac{T}{1 - z^{-1}}} \quad (61)$$

Al implementar la parte derivativa como un sistema de tiempo discreto, la función de transferencia para la sección derivativa está escrita como una relación

$$\begin{aligned}
 d(k) &= \frac{1}{Kd\mu + \frac{T}{1-z^{-1}}} e(k) = \frac{1-z^{-1}}{Kd\mu(1-z^{-1}) + T} e(k) \\
 &= \frac{Kd\mu z^{-1}}{Kd\mu + T} d(k) + \frac{1-z^{-1}}{Kd\mu + T} e(k) \\
 &= \frac{Kd\mu}{Kd\mu + T} d(k-1) + \frac{1}{Kd\mu + T} ((e(k) - e(k-1)))
 \end{aligned} \tag{62}$$

Donde $d(k)$ es la parte derivativa al puerto de salida. En tiempo discreto el controlador PD podría ser

$$u(k) = Kp e(k) + Kd * d(k) \tag{63}$$

5.2. IMPLEMENTACION DEL CONTROL *

Los controladores son implementados básicamente para lograr el vuelo automático y la sintonización de los valores para cada tipo de control empíricamente. El bucle de control tiene una velocidad de procesamiento de aproximadamente 60 Hz. En la Figura 68 se muestra el diagrama de bloques describiendo la diferencia entre los bucles, mapeo y escalada.

5.2.1. Alabeo. El controlador del alabeo usa una estructura de cascada incluyendo un controlador externo P y uno interno PD. El controlador externo se describe por:

$$\dot{\phi}^D(k) = P_{\phi}(\phi^c(k) - \phi(k)) \tag{64}$$

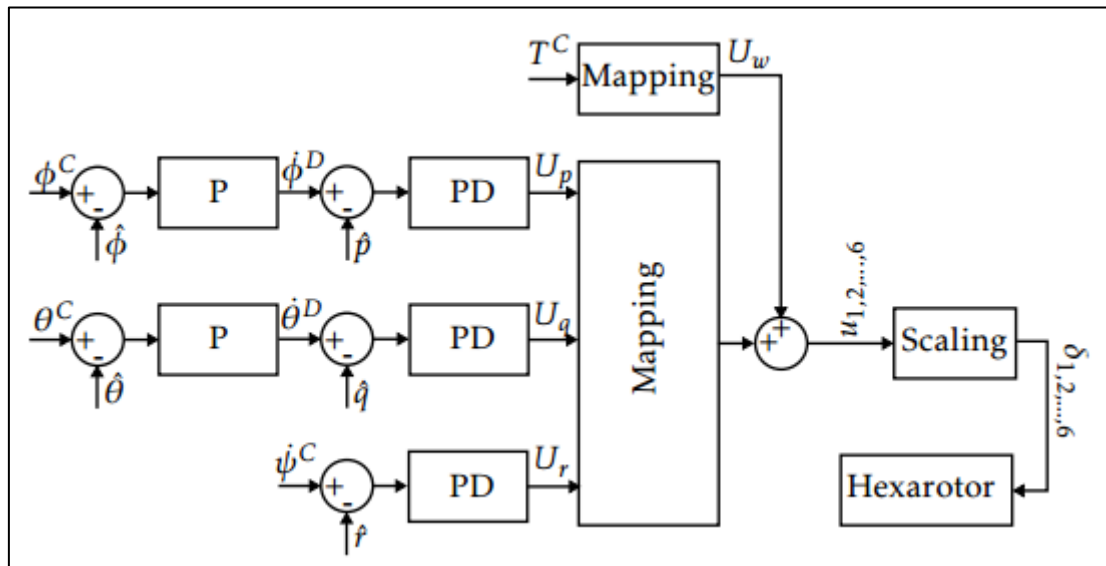
*Magnusson, Tobias. Attitude Control of a Hexarotor. Examensarbete. Institutionen för systemteknik. Department of Electrical Engineering. Linköpings universitet. SE-581 83 Linköping, Sweden. 2014

Donde la salida $\dot{\phi}^D$ es la velocidad del alabeo, ϕ^c es el comando de alabeo desde el piloto y ϕ es el ángulo de alabeo estimado. El controlador interno se describe por:

$$U_p[k] = K_p e[k] + K_D d[k] \quad (65)$$

$$d[k] = \frac{Kd\mu}{Kd\mu + T} d[k - 1] + \frac{1}{Kd\mu + T} (e[k] - e[k - 1]) \quad (66)$$

Figura 68. Diagrama de bloques con los tres tipos de control para el alabeo



Fuente: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:736152/FULLTEXT01.pdf>

La entrada del bucle externo, comanda el ángulo de alabeo, y la entrada del bucle interno, la velocidad del alabeo.

5.2.2. Cabeceo. El controlador del cabeceo es implementado de la misma manera que el control del alabeo. El controlador externo se comporta por

$$\dot{\theta}^D[k] = P_\theta(\theta^c[k] - \theta[k]) \quad (67)$$

Donde la salida $\dot{\theta}^D$ es la velocidad del cabeceo, θ^C es el comando de cabeceo que viene desde el piloto y $\hat{\theta}$ es el ángulo de cabeceo estimado. El control interno esta descrito por:

$$U_p[k] = K_p e[k] + K_D d[k] \quad (68)$$

$$d[k] = \frac{Kd\mu}{Kd\mu + T} d[k - 1] + \frac{1}{Kd\mu + T} (e[k] - e[k - 1]) \quad (69)$$

5.2.3. Guiñada. El bucle para la guiñada es implementado con solo un controlador interno PD y el piloto es por tanto capaz de controlar la velocidad de la guiñada directamente. Este control es descrito por

$$U_r[k] = K_r e[k] + K_r d[k] \quad (70)$$

$$d[k] = \frac{Kd\mu}{Kd\mu + T} d[k - 1] + \frac{1}{Kd\mu + T} (e[k] - e[k - 1]) \quad (71)$$

En donde $e[k] = \dot{\psi}^C[k] - \hat{r}[k]$, $\dot{\psi}^C$ es el comando de la velocidad de guiñada desde el piloto, \hat{r} es la velocidad de guiñada medida y U_r es el control de guiñada virtual. Se asume que $r = \dot{\psi}$.

5.2.4. Aceleración. La aceleración se correlaciona del piloto al mando de control del acelerador virtual con la siguiente relación

$$U_w = C_1 \left(e^{\frac{C_2(R^C - R_{min})}{R_{max}}} - 1 \right) - U_{lim} \quad (72)$$

Donde U_w es el control virtual de la aceleración limitada entre $\pm U_{lim}$, R^C es el mando de la aceleración proveniente del piloto limitado entre R_{min} y R_{max} . La

correlación exponencial hace que el ajuste de la aceleración del piloto sea más suave a una baja velocidad. Para asegurar la correlación es desde $[R_{min}, R_{max}]$ a $[-U_{lim}, U_{lim}]$ C2 solo se debe calibrar. C1 se calcula por medio de:

$$C_1 = \frac{R_{max} + U_{max}}{e^{\frac{C_2(R^C - R_{min})}{R_{max}}} - 1} \quad (73)$$

Con esta implementación el piloto es capaz de controlar el ángulo del cabeceo y el alabeo.

5.2.5. Escalado y mapeo de rotor. Las cuatro señales de control deben tener un mapeo y escalado previo para las nuevas señales PWM de los rotores. Esto se realiza en dos pasos. Primero, con ayuda de la ecuación nuevo tal el momento aplicado del cabeceo y el alabeo podría escribirse así:

$$\begin{bmatrix} M_p \\ M_q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\alpha}{2} & -\alpha & -\frac{\alpha}{2} & \frac{\alpha}{2} & \alpha & \frac{\alpha}{2} \\ \frac{\sqrt{3}\alpha}{2} & 0 & -\frac{\sqrt{3}\alpha}{2} & -\frac{\sqrt{3}\alpha}{2} & \mathbf{0} & \frac{\sqrt{3}\alpha}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \\ \Omega_5^2 \\ \Omega_6^2 \end{bmatrix} \quad (74)$$

Donde $\alpha = lK_T$. El mapeo fue calculado invirtiendo la relación mostrada arriba, usando un inversor. Si K_T es desconocido, el modelo depende del parámetro de la dinámica de las hélices, α simplemente es fijada en 1. Por tanto, la combinación de motores es calculada usando solo la geometría de los brazos del hexarotor. De esto se obtiene la relación combinada:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \\ u_5 \\ u_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1/6 & \sqrt{3}/6 \\ -1/3 & 0 \\ -1/6 & -\sqrt{3}/6 \\ 1/6 & -\sqrt{3}/6 \\ 1/3 & 0 \\ 1/6 & \sqrt{3}/6 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_p \\ U_q \end{bmatrix} \quad (75)$$

Donde u_i son las señales de los rotores los cuales más tarde serán mapeados a ciclo PWM y U_p y U_q son los controles virtuales del alabeo y el cabeceo respectivamente. Si se quiere una relación más simplificada y normalizada se tiene:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \\ u_5 \\ u_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1/2 & \sqrt{3}/2 \\ -1 & 0 \\ -1/2 & -\sqrt{3}/2 \\ 1/2 & -\sqrt{3}/2 \\ 1 & 0 \\ 1/3 & \sqrt{3}/2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_p \\ U_q \end{bmatrix} \quad (76)$$

El control virtual de la guiñada es mapeado adicionando una columna a la matriz anterior, la cual contiene la señal de la dirección de la hélice. Cuando es añadido el control virtual de la aceleración y el mapeo final del rotor se tiene:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \\ u_5 \\ u_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1/2 & \sqrt{3}/2 & -1 \\ -1 & 0 & 1 \\ -1/2 & -\sqrt{3}/2 & -1 \\ 1/2 & -\sqrt{3}/2 & 1 \\ 1 & 0 & -1 \\ 1/3 & \sqrt{3}/2 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_p \\ U_q \\ U_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix} U_w \quad (77)$$

El mapeo no tiene otro significado físico más que la geometría de los brazos. En la práctica, el control de la guiñada virtual tendrá mucho menos impacto que los controles virtuales del alabeo y el cabeceo.

Sin embargo, esto se resolverá mediante el establecimiento de los parámetros de control, moviendo la afinación a un lugar de la cadena de control. Las señales de los rotores u_i donde finalmente son relacionados linealmente están en el intervalo de $[-100,100]$ a un número de ciclos de las señales PWM, δ donde se encuentran en el intervalo de $[1000,2000]$.

5.3.INTERFAZ DE USUARIO

Para facilitar la total configuración y calibración del Hexarotor, se debe seleccionar un software que sea totalmente compatible con la tarjeta controladora o micro-controlador, sensores externos, sistema de telemetría, radiocontrol y variadores de velocidad. Ya que el principal objetivo del Hexarotor es realizar un vuelo autónomo siguiendo una ruta establecida por el usuario.

Para cumplir este objetivo la interfaz deben tener ciertas características. La primera de ella es la capacidad de mostrar en tiempo real la posición del hexarotor usando un sistema de posicionamiento global, así como su orientación y cambios de velocidad y altura.

La segunda es poder calibrar con facilidad todos los sensores instalados en el micro-controlador al igual que los demás dispositivos en el hexarotor como son el kit de telemetría, los variadores electrónicos de velocidad (ESC) y el radiocontrol.

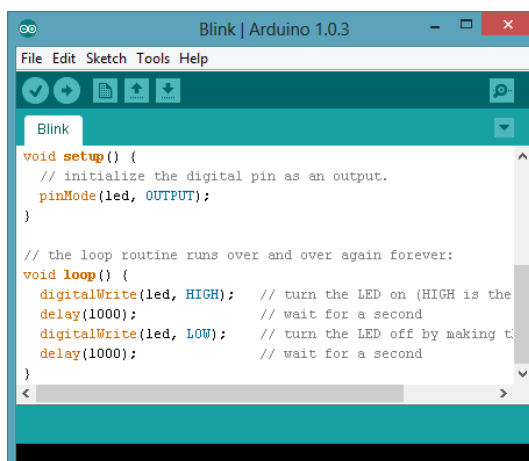
Y la tercera es tener la capacidad de poder programar una ruta por medio de puntos o “waypoints” que el hexarotor deberá seguir de manera autónoma, para esto se debe sintonizar totalmente el hexarotor usando el control PID gracias a que es el más sencillo de usar en comparación con otros.

5.3.1. Mission Planner. Los fabricantes de la placa Ardupilot mega 2.5 recomiendan el uso de dos software: El Mission Planner y el APM Planner, ya que cuentan con una gran cantidad de funciones para poner a volar un UAV, ya sea de una sola hélice o un modelo multirotor.

A diferencia del software que usa Arduino, en donde se realiza la programación línea por línea en una ventana cargando todas las librerías correspondientes, el Mission Planner recolecta los datos y los grafica en ventanas individuales. Para lograr una óptima programación del código para la placa Arduino, se debe contar con ciertos conocimientos de programación en C++ además de un alto grado de sistemas de control.

La interfaz de programación (Figura 69) es realmente muy básica, solo cuenta con una pantalla en donde solo se puede imprimir ciertos valores numéricos leído por los sensores, así que no muestra un comportamiento por medio de una gráfica para ver la variación respecto al tiempo.

Figura 69. Framework Arduino

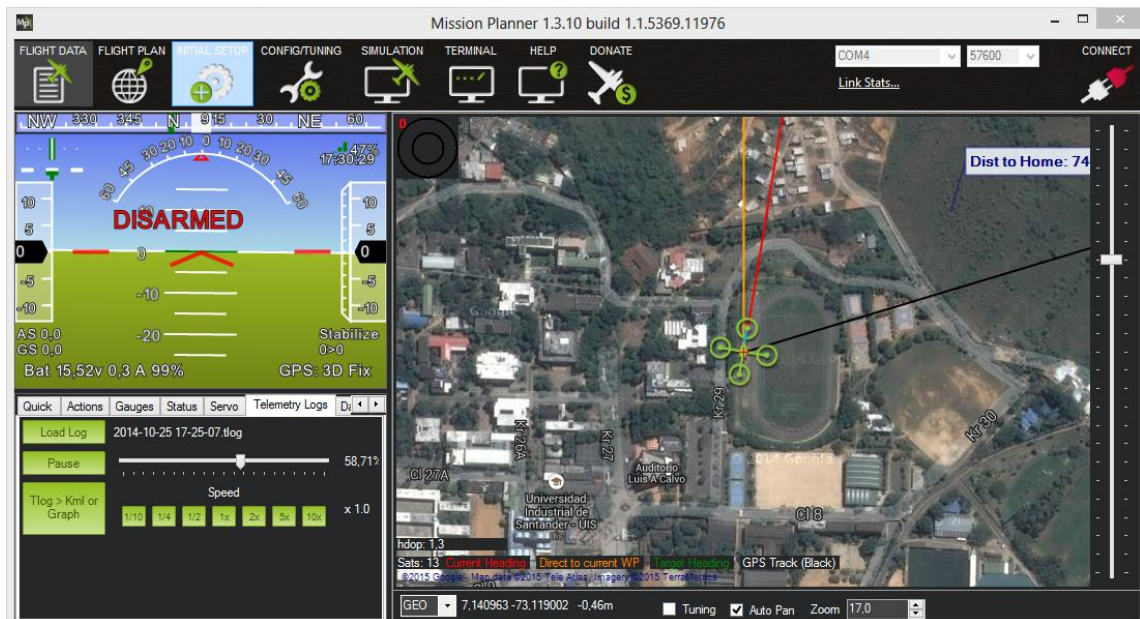
The image shows a screenshot of the Arduino IDE interface. The window title is "Blink | Arduino 1.0.3". The menu bar includes "File", "Edit", "Sketch", "Tools", and "Help". Below the menu bar is a toolbar with icons for opening, saving, and running. The main text area contains the following C++ code for a Blink sketch:

```
void setup() {  
  // initialize the digital pin as an output.  
  pinMode(led, OUTPUT);  
}  
  
// the loop routine runs over and over again forever:  
void loop() {  
  digitalWrite(led, HIGH); // turn the LED on (HIGH is the  
  delay(1000); // wait for a second  
  digitalWrite(led, LOW); // turn the LED off by making t  
  delay(1000); // wait for a second  
}
```

Fuente: <http://blog.miguelgrinberg.com/static/images/arduino-robot-12.png>

El Mission Planner es una plataforma de programación gráfica (Figura 70), en la cual, se observa en tiempo real todas las variaciones del sistema que son medidas por los sensores dispuestos en el micro-controlador Ardupilot Mega 2.5.

Figura 70. Interfaz Gráfica Mission Planner.

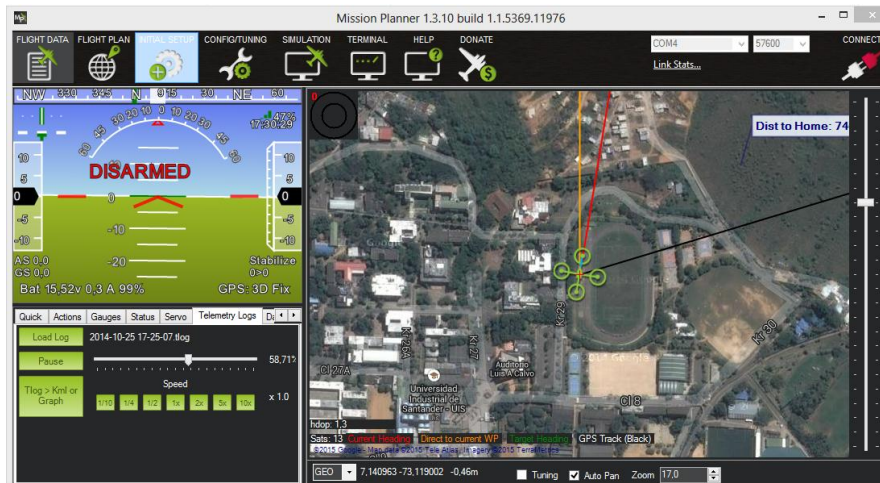


Este software es usado para crear una estación en tierra con todas las funciones necesarias para la configuración de la placa APM o Ardupilot Mega. Su principal característica radica en que es un software de código abierto en el cual se pueden modificar sus parámetros internos para la comodidad del usuario.

Posee ventanas que permiten la rápida y fácil configuración del equipo para su vuelo autónomo o guiado por un radio control. Algunas de estas son:

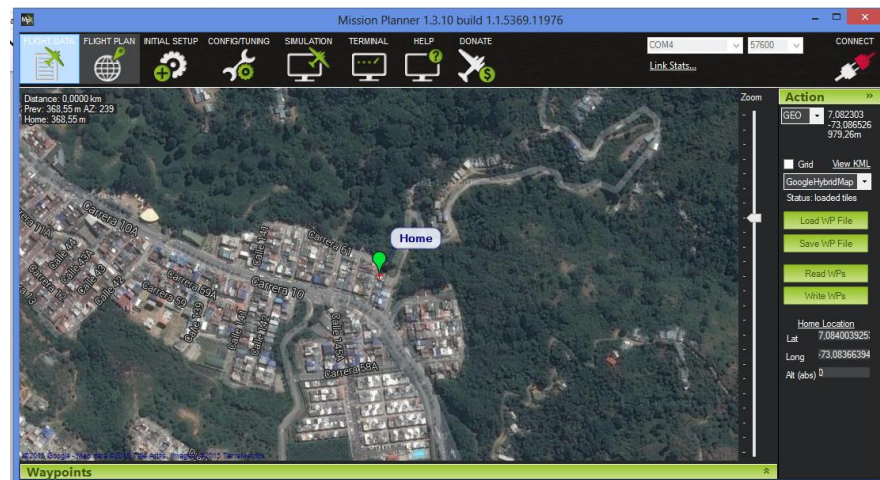
Flight Data: En esta ventana (Figura 71) se observa la declinación del sistema, además los valores escalares de algunas características como son su altitud, velocidad vertical, distancia al próximo punto de control etc.

Figura 71. Ventana Flight Data



Flight Plan: Aquí (Figura 72) se propone la ruta que deberá seguir el Hexarotor, teniendo en cuenta la altitud, velocidad de movimiento etc.

Figura 72. Ventana Flight Plan



Initial Setup: Ayuda a la configuración del Hexarotor desde la selección del frame o fuselaje, pasando por la calibración de los sensores de la placa (Figura 73) hasta la incorporación de nuevo software.

Figura 73. Ventana Initial Setup



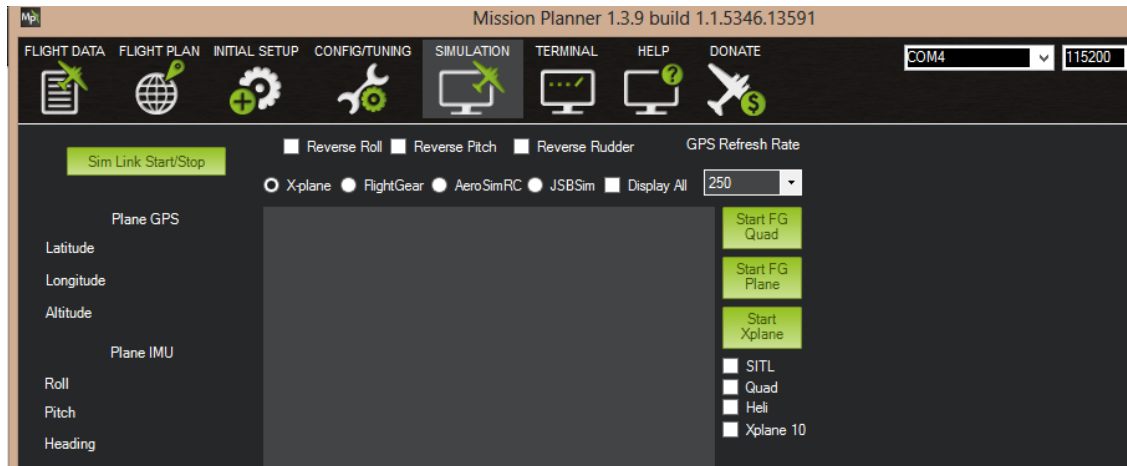
Config/Tuning: En esta ventana se puede realizar una configuración más a fondo, modificando los PID's y para lograr la mayor estabilización posible minimizando los tiempos de respuesta de los actuadores.

Figura 74. Ventana Config/Tuning



Simulation: Se realizan simulaciones de vuelo completando todos los campos en la interfaz (Figura 75), seleccionando el tipo de frame o fuselaje siguiendo al Hexarotor por medio del GPS.

Figura 75. Ventana Simulación



Terminal: Es una ventana de programación (), en el cual por medio de comandos simples se pueden “testear” los motores, resetear la placa o cambiar la rotación de los motores.

Figura 76. Ventana Terminal



Características. Algunas de sus características principales son:

- Se puede cargar el firmware hacia la placa (APM) dependiendo de la configuración del fuselaje.
- Establecer, configurar y poner a punto su vehículo para un rendimiento óptimo.
- Planificar, guardar y cargar misiones autónomas en que el piloto automático con entrada simple manera de punto de apuntar y hacer clic en Google o en otros mapas.
- Descargar y analizar los registros de la misión creada por el piloto automático.
- Tiene una interfaz con un simulador de vuelo para PC para crear un simulador completo.
- Supervisar el estado de su vehículo mientras está en funcionamiento.
- Realiza registros de telemetría que contienen mucha más información de los registros de los pilotos automáticos a bordo.
- Operar su vehículo en FPV (vista en primera persona)

5.4. SINTONIZACION PID

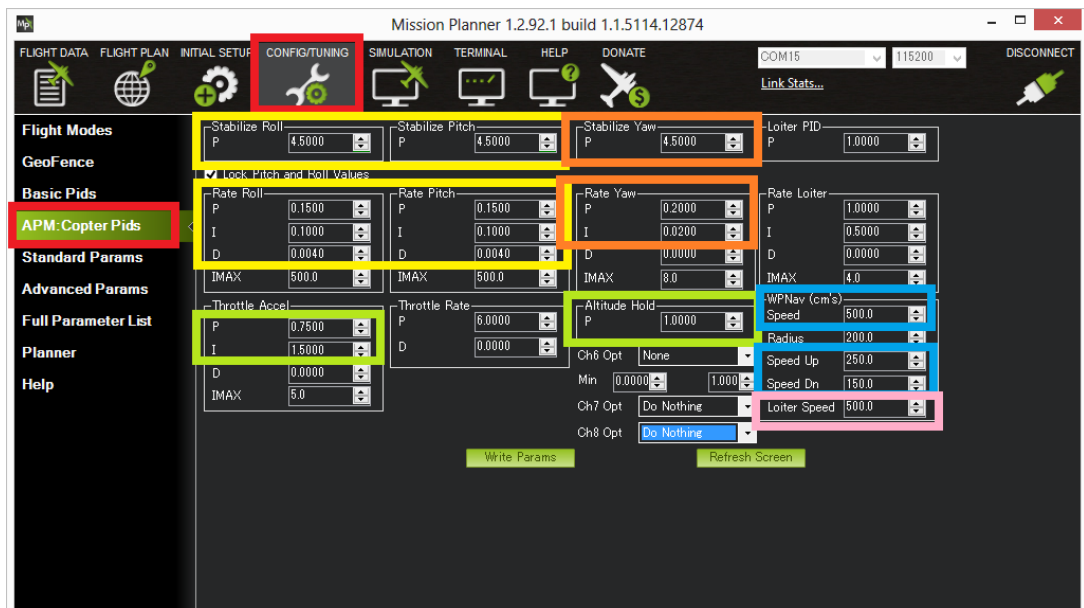
La realización del control para que el hexarotor pueda responder de la manera más estable y eficiente posible se hace en una ventana de la interfaz del Misión Planner especialmente diseñada la cual permite acceder a los valores de las constantes de controladores PID que gobiernan los movimientos de Guiñada, alabeo y cabeceo.

Por defecto, al cargar el software del tipo de UAV que vamos a controlar, la tarjeta Ardupilot se configura con ciertos valores de constantes PID que han predeterminados anteriormente por programadores o personas que han tenido

experiencia con este tipo sistemas; esto es gracias a que el Mission Planner es un software de código OpenSource como ya se había mencionado antes.

El máximo desempeño del Hexarotor se consigue al ajustar estos controladores PID de los movimientos de Hexarotor los cuales son el alabeo/Cabeceo (Roll/Pitch), Guiñada (Yaw), altitud fija (Altitude hold), y puntos de navegación (Waypoints) como se muestra en la Figura 77.

Figura 77. Interfaz sintonización PID



Fuente: http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2012/12/Tuning_CommonThingsToChange.png

5.4.1. Sintonización alabeo y cabeceo. Como el Hexarotor responde al alabeo y cabeceo o cuándo el Hexarotor está flotando o cuál es el nivel de aceleración a tomar de referencia Todas estas preguntas aparecen cuando se observa un Hexarotor en el aire.

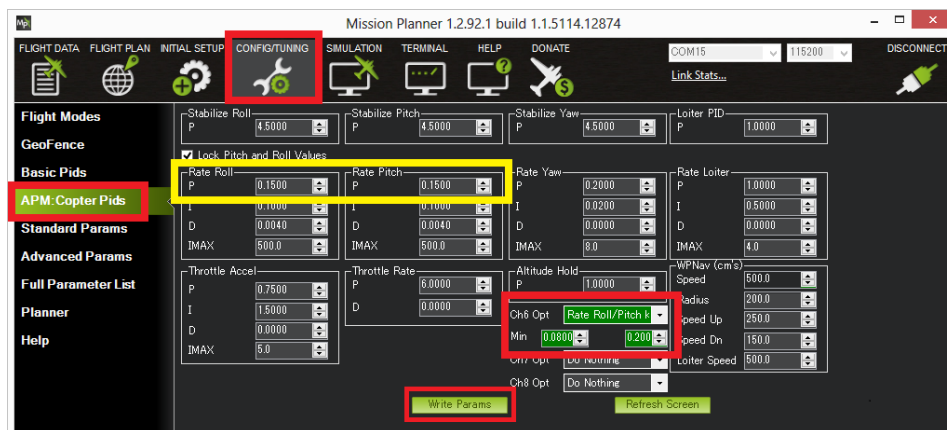
Hay muchos factores que se pueden sintonizar para que el Hexarotor consiga un óptimo desempeño, los más críticos son los valores de P para la velocidad del alabeo y el cabeceo, los cuales convierten la velocidad de rotación requerida en el motor. Este factor podrá conseguir que el hexarotor vuele bastante bien, al menos en el modo de estabilización.

Algunos consejos o advertencias sobre como sintonizar este parámetro son:

- Valor de P muy alto, el hexarotor oscilara rápidamente en el alabeo y el cabeceo
- Valor de P muy bajo, el Hexarotor se será muy lento.
- Para alta cantidad de energía, el valor de la ganancia será baja
- Para baja cantidad de energía, el valor de la ganancia será muy alta

Para comenzar la sintonización o afinación, dirijase a la ventana Config/tuning y luego a Basic Tuning.

Figura 78. Interfaz de sintonización del alabeo/cabeceo/aceleración



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2014/04/mission-planner-basic-tuning.png>

5.4.2. Sintonización de Guiñada. La sintonización de la guiñada (Yaw), se realiza de la misma manera que el alabeo y el cabeceo (Roll/Pitch).

5.4.3. Vuelo sostenido. En el modo vuelo sostenido, el Hexarotor mantiene una altitud constante al mismo tiempo que el alabeo, cabeceo y guiñada. El piloto puede controlar la velocidad de ascenso o descenso del vehículo con el mando del acelerador (Figura 79).

Si el acelerador se encuentra a media capacidad (40%-60%) el vehículo mantendrá la altitud actual. Fuera del rango mencionado ya sea por debajo del 40% o por encima del 60%, el vehículo descenderá o ascenderá dependiendo de la desviación de la aceleración.

Figura 79. Sintonización de altitud



Fuente: http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2012/12/Tuning_AltHold.png

6. ANALISIS Y PLANES DE MISION

Los planes de misión se desarrollan para hacer que un vehículo aéreo no tripulado (UAV) realice una rutina específica por medio de una ruta establecida con anterioridad sin la necesidad de que un operario tenga un control permanente sobre el sistema, solo debe observar el horizonte que el UAV capte con la cámara.

La ruta que sigue el UAV es diseñada conforme a las necesidades del usuario. El Hexarotor puede quedarse en un lugar fijo el tiempo que sea necesario y seguir hacia otro punto establecido, hasta aterrizar en el sitio donde despegó. Además de estas características, se puede programar para que en el momento en el que se aleje del rango de comunicación con la estación terrestre regrese por sí mismo hasta un punto seleccionado por el usuario.

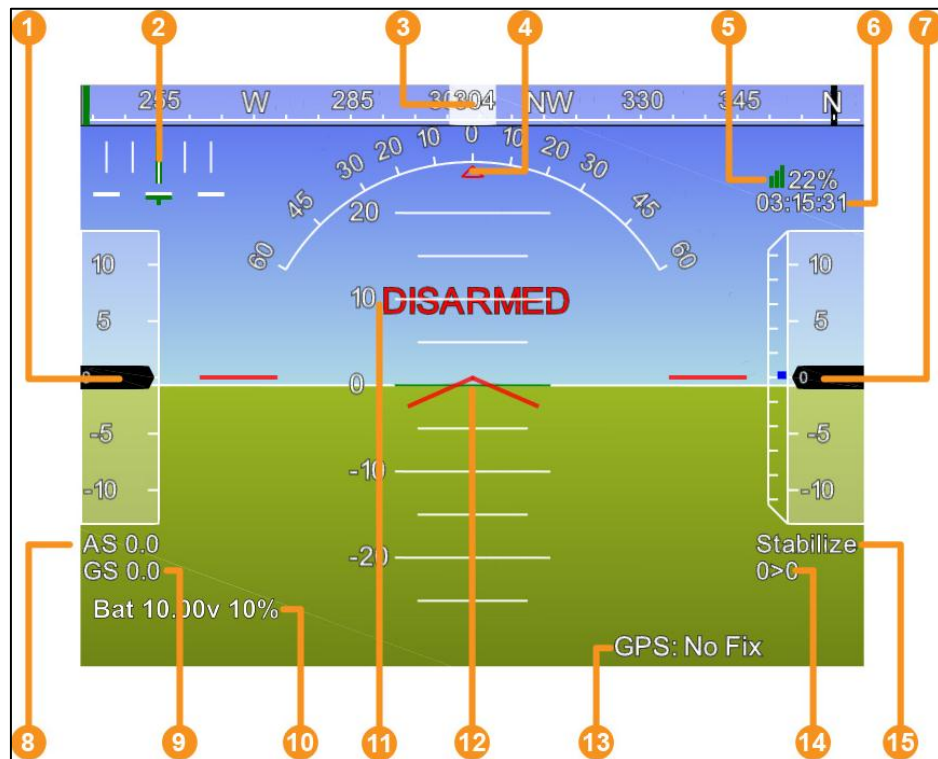
6.1. ESTACION TERRESTRE DEL MISSION PLANNER

La estación terrestre o centro de control, es una plataforma en la cual se puede visualizar todo el comportamiento del Hexarotor. Los factores más importantes del Hexarotor pueden ser modificados o calibrados para tener un mayor control sobre este.

Los datos o lecturas de los sensores provenientes de la placa APM son mostrados en el Mission Planner, tales como velocidad de movimiento, altitud de vuelo, orientación entre otros; además de proveer una visión satelital de la zona que se va a sobrevolar gracias al sistema de posicionamiento global (GPS). Este sistema permite una mayor facilidad para diseñar rutas que debe seguir el Hexarotor.

En la Figura 80, se puede observar todas las características del sistema de navegación, las cuales son:

Figura 80. Interfaz de la APM



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-using-a-ground-station/>

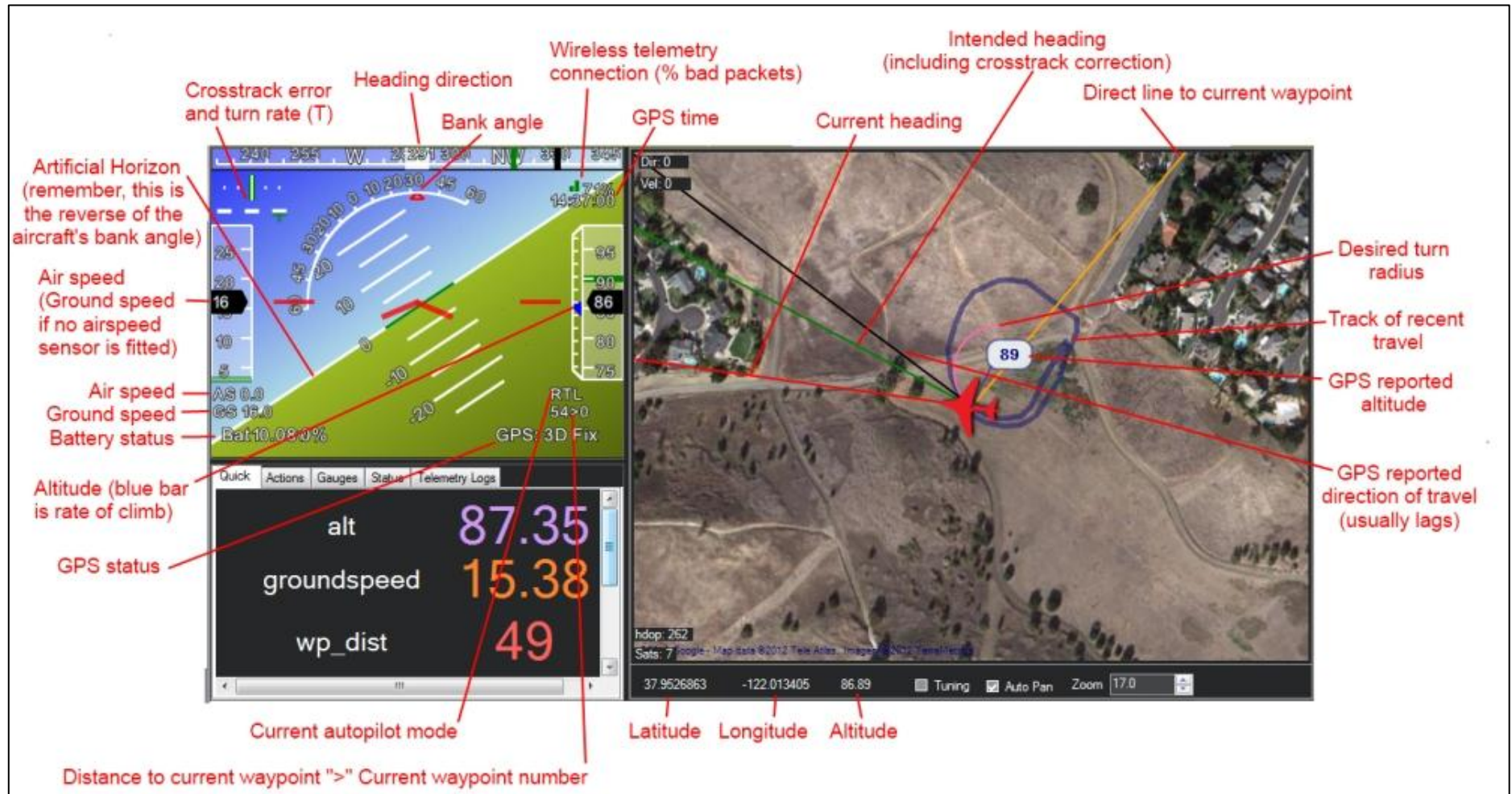
1. Velocidad del aire
2. Error de Rumbo y velocidad de giro (T)
3. Dirección Rumbo
4. Angulo del banco
5. Conexión de telemetría inalámbrica
6. Hora
7. Altitud (barra azul es velocidad de subida)
8. Velocidad del aire (Ambiente)

9. Velocidad de la tierra
10. Estado de la batería
11. Estado del Sistema
12. Horizonte artificial
13. Estado GPS
14. Estabilización

Consideraciones:

- El mapa solo muestra la posición cuando el GPS está bloqueado o está usando el simulador de vuelo.
- Recuerde como trabaja el horizonte artificial: cuando la aeronave se incline hacia la derecha, el horizonte se inclina hacia la izquierda y viceversa. Este funcionamiento es normal y no se debe cambiar.
- Para los multirrotores, algunos significados de comandos de las salidas son las siguientes:
 - WPDist: Distancia del próximo waypoint en metros.
 - Bearing ERR: Cuan lejos está el UAV de la línea hacia el próximo waypoint.
 - Alt ERR: Cuan lejos está el UAV de la altitud establecida.
 - WP: Siguiente waypoint a alcanzar.
 - Mode: Modo autopiloto actual.
- Puede cambiar modos y otros comandos de acción en el aire con el Mission Planner, pero hay que tener en cuenta que debe estar bajo control del piloto automático para que surja efecto.

Figura 81. Descripción completa de la interfaz del Hexarotor



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-using-a-ground-station/>

6.2. LISTA DE COMANDOS MISION MULTIROTOR

La lista de comandos del Mission Planner tiene todos los parámetros que se pueden modificar para el vuelo de un hexarotor que se comunican con el cable usando un protocolo MAVlink del Ardupilot. Se genera de manera automática desde el último código de Ardupilot.

6.3. PLAN DE MISION CON “WAYPOINTS”

La principal característica o función del Mission Planner es la capacidad de crear rutas o misiones de vuelo usando fácilmente un editor. Este editor cuenta con una imagen satelital de la zona proporcionado por un GPS instalado en el hexarotor, el cual da la posición geográfica exacta.

En la imagen satelital proporcionada, el usuario es capaz de posicionar un punto usando el cursor del computador para “colocar” o “seleccionar” ciertas coordenadas; con las cuales, al aumentar el número de puntos en el mapa, se formara una ruta que el hexarotor debe seguir.

6.3.1. Comandos básicos del Waypoint. Una misión o archivo de misión es un potente lenguaje de escritura para el piloto automático. Se pueden tener tantos comandos como se requiera, que abarcan desde los pre-programados hasta los que se puedan crear.

Consejos

- **Prefetch:** Puede almacenar en el cache de la tarjeta los datos del mapa, gracias a esto no es necesario el acceso a internet en el campo.

- **Grid:** Permite dibujar un polígono para crear automáticamente puntos de interés sobre el área seleccionada.

Cuando el Multirrotor ejecuta el comando aterrizar, este aterriza en su ubicación actual. Lo que no hace es volar hasta un punto y luego aterrizar como se planea. Si se quiere aterrizar en un punto específico, debe volar a un punto cualquiera y luego el comando lo debe aterrizar.

En la Figura 82 la misión para el multirrotor empieza con despegue automático a 20 metros de altitud; luego se dirige al segundo waypoint ascendiendo 100 metros de altitud en la ruta, luego espera 10 segundos; y luego procede a dirigirse al tercer waypoint descendiendo 50 metros de altitud en el camino, luego regresa a casa.

Figura 82.Waypoints

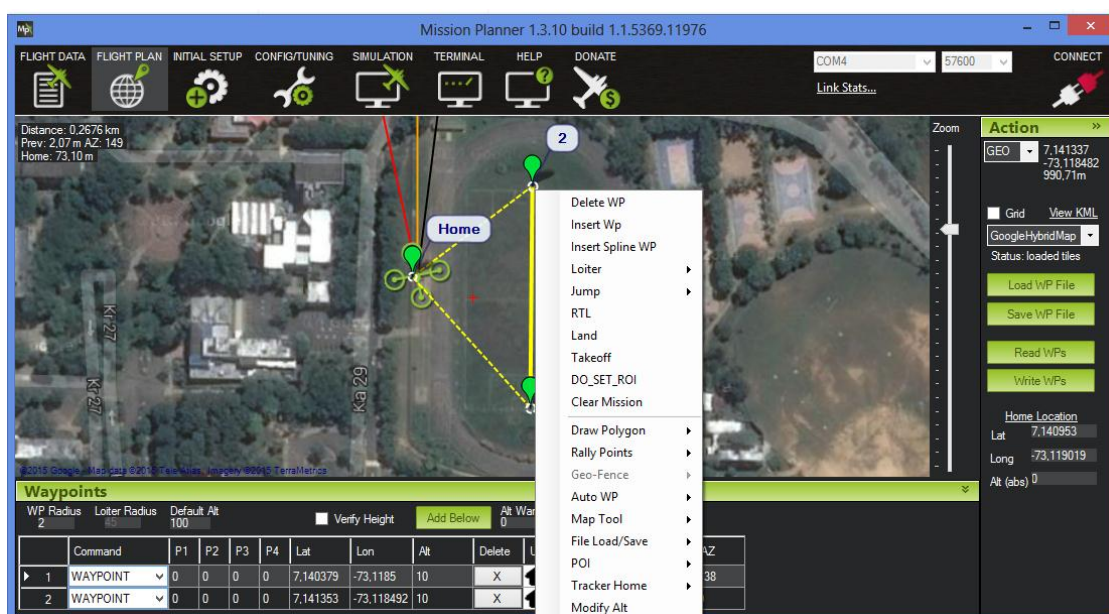


Default Alt es por defecto la altura cuando se ingresa un nuevo waypoint. También es la altitud del modo RLT (return to launch) que volara si se tiene

“Hold Default ALT”. Si no está marcado, el multirrotor tratara de mantener la altitud que se encontraba cuando se cambiara el RTL.

Una vez que haya terminado con la misión, seleccione “Write” y esto se enviara a la APM y se graba en EEPROM. Se pueden grabar múltiples misiones al disco duro local mediante la opción “Save WP File” o leer los archivos con “Load WP File”. Un ejemplo de esto se puede observar en la Figura 83.

Figura 83. Localización Waypoints



7. SELECCIÓN DEL SISTEMA DE CAPTACION DE IMAGENES

Un sistema de captación de imágenes puede ser cualquier tipo de cámara que permita realizar una conexión satisfactoria con la placa Ardupilot mega 2.5. Existen cuatro tipos de sistemas o configuraciones para cualquier tipo de multirrotor que se pueden calibrar mediante el Mission Planner; los cuales son: Cámara Gimbal, Tarot Gimbal, VR Gimbal (3-Axis Open Source) y Disparador de la cámara usando Servo.

Los sistemas UAV generalmente son usados en misiones en donde se tenga la necesidad de explorar una zona específica, buscar a una persona extraviada en un bosque o desierto, control de incendios, entre otros. Para lograr que un UAV sirva para las anteriores aplicaciones, es necesario que lleve a bordo una cámara de video o fotográfica. Esta permitirá al usuario observar cualquier zona que el UAV, en este caso el Hexarotor, sobrevuele.

7.1. CAMARA GOPRO HERO 3

Para el desarrollo del proyecto, se ha optado por el uso de una cámara GoPro Hero 3+ Silver Edition. Esta cámara fue proporcionada por el grupo de investigación DicBot dirigido por el Ingeniero Carlos Borrás Pinilla.

Figura 84. Camara GoPro Hero 3



Fuente: <http://img.xataka.com/2012/10/gopro-hero-3.jpg#>

La GoPro Hero 3 (Figura 84) es usada por atletas de deportes extremos por tener la capacidad de captar imágenes y videos en alta resolución aun en movimiento. En los últimos años ha sido implementada en equipos de vigilancia y cartografía.

Figura 85. Fotos Submarinas



Fuente: http://img.xatakafoto.com/galleries/gopro-hero-3-nueva-camara-de-accion-en-tres-versiones/09_dive_roberta.jpg

Posee características especiales y un menor tamaño con respecto a otras cámaras. Sus principales características son:

- Enlace wi-fi con dispositivos móviles
- Captura de imágenes a una velocidad de 10fps (frames per second)
- Fotos y videos con calidad 1080p HD
- Captura de imágenes en movimiento
- Resistencia a impactos
- Resistencia al agua hasta una profundidad de 30 pies.

Para realizar funciones de cartografía es preciso contar con la función de captura en movimiento ya que en el momento que el hexarotor empieza a ascender las corrientes de aire van a ser cada vez más fuertes y esto empezara a desestabilizarlo haciendo que oscile en uno de sus ejes.

Como ya se había mencionado antes, una cámara en un sistema Hexarotor es una excelente herramienta; ya que puede ser usado en la búsqueda de personas, sobrevuelo de una zona de desastres, entre otros.

7.2.PRUEBAS DE CAMARA

La toma de videos usando la cámara GoPro se realizó en la cancha de atletismo de la Universidad Industrial De Santander. Se instaló en la parte inferior del equipo para filmar solo la zona terrestre.

Aunque la cámara posee un enlace Wi-Fi para controlarla desde un dispositivo móvil el video se debió empezar a grabar desde que el hexarotor estaba en tierra debido a la frecuencia de operación del wifi. Al ser 2.4Ghz, esta puede

interferir con la frecuencia del radio control y de la telemetría usado para establecer el vuelo autónomo desde la estación terrestre.

Figura 86. Foto tomada Camara GoPro



Todas las imágenes y videos captados por la cámara se almacenan en una memoria Micro SD con la capacidad de tomar hasta 600 fotos en una resolución de 1080p o grabar más de 1 hora de video en alta definición.

8. PRUEBAS Y RESULTADOS

Al terminar las fases de selección y calibración de los componentes estructurales y equipo electrónico del Hexarotor, se continúa con la fase de puesta a punto, en la cual se incluyen pruebas y ensayos funcionales donde se concluye si la calibración del equipo fue correcta.

En la Figura 87 se muestra el Hexarotor totalmente armado con los motores, ESC, hélices, baterías, receptor y micro-controlador escogidos. La instalación y distribución de la placa Ardupilot debe hacerse con cuidado debido a los sensores que ella posee. Si la placa está muy cerca de la fuente de energía (Baterías) puede presentarse una des-calibración en el magnetómetro debido a los campos magnéticos que se generan en la placa; además de que la placa debe estar lo más retirada posible de los motores y si de ser posible, estar sobre una superficie que ayude a absorber las vibraciones causadas por estos.

Figura 87. Hexarotor armado

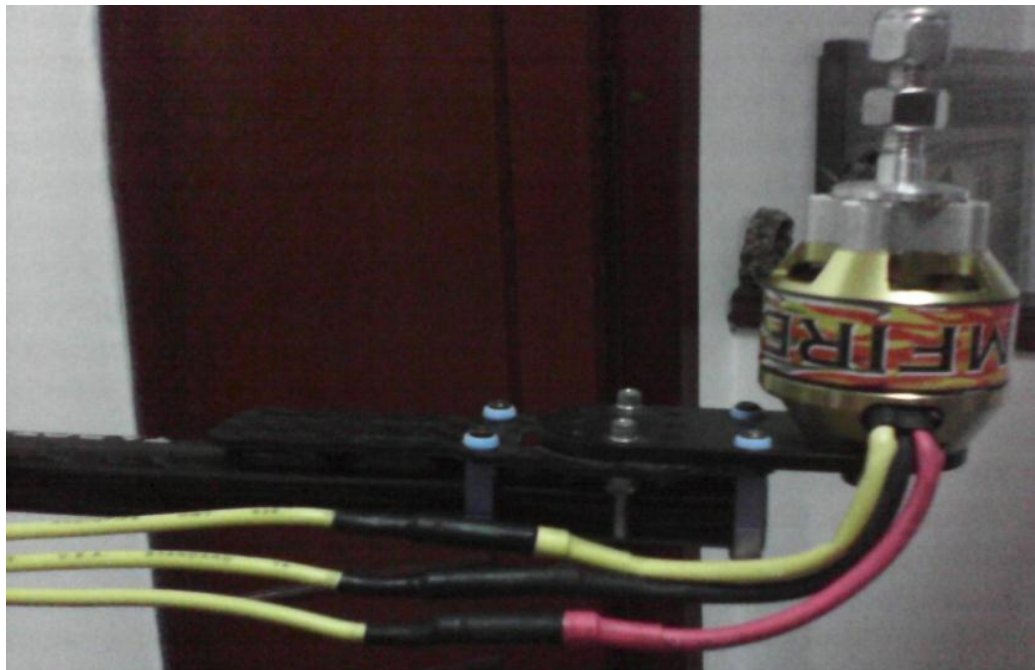


8.1. INTEGRACIÓN DE LOS COMPONENTES ELECTRÓNICOS

A continuación se muestra la integración total de los equipos electrónicos y eléctricos del sistema Hexarotor:

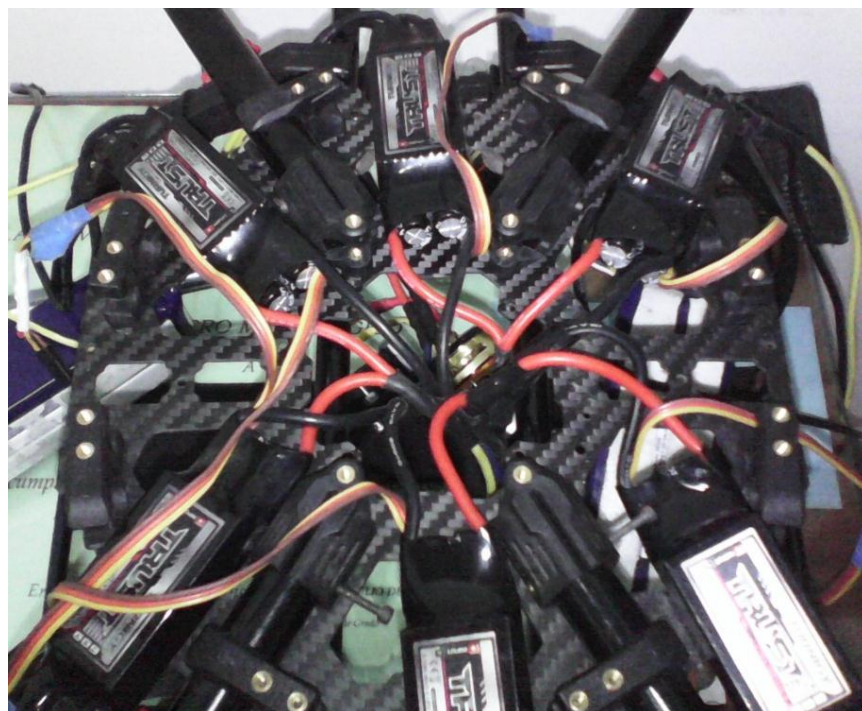
8.1.1. Motor-Control de Velocidad (ESC). Esta conexión se realiza mediante los 3 cables del motor eléctrico sin escobillas (Amarillo, Negro y Rojo) y los 3 cables que salen del Variador electrónico de velocidad (ESC) como se muestra en la Figura 88. Esta conexión permite realizar el giro de dos maneras diferentes, horario o anti-horario. Por ejemplo, al tener la conexión de los motores con el variador para el sentido horario, solo bastara intercambiar 2 cables (sean el cable rojo y negro, o amarillo y negro) para que realice el giro anti-horario.

Figura 88. Conexión Motor -Control de Velocidad (Giro Horario)



8.1.2. Control de Velocidad-Batería. Para realizar esta conexión, fue necesario soldar entre si todas las fases de voltaje, como las fases neutras; de esta forma solo se tendrá un cable común de voltaje y un cable común neutro, los cuales iran a la conexión en paralelo de las dos baterías LiPo conectadas en paralelo para aumentar la capacidad de uso pero manteniendo el voltaje constante de 14,7 V. esta conexiones se pueden ver en la Figura 89. Los cables rojos son las alimentaciones (voltaje) y los negros son los neutros.

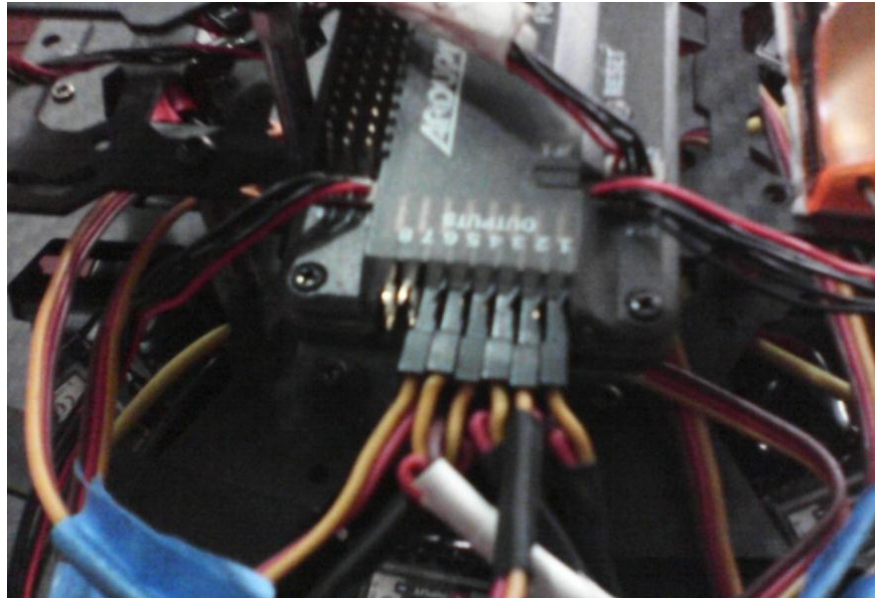
Figura 89. Transformación a una fase común de voltaje y neutro



8.1.3. Control de Velocidad-Microcontrolador (Ardupilot). Del Variador Electronico de Velocidad (ESC) sale un juego de tres cables que normalmente se conectan al receptor del radio-control, que es de donde sale la señal del control PWM (Cable naranja), alimentacion (Cable rojo) y neutro (Cable café). Este juego de cables se conecta a los puertos de salida del micro-controlador Ardupilot, teniendo en cuenta la configuracion de los pines de la placa para no llegar a causar un daño al llegar a conectar la alimentacion a la señal PWM causando la destruccion de la tarjeta.

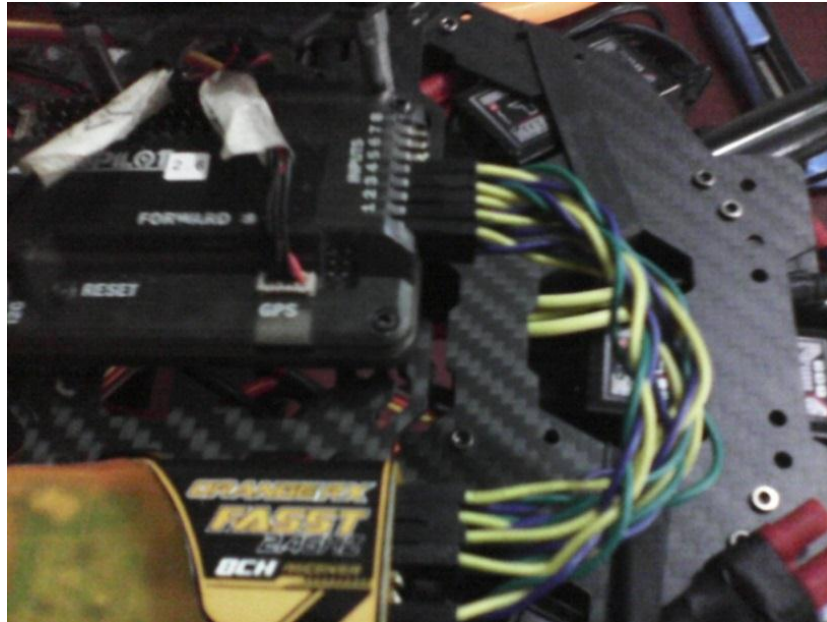
En la Figura 90 se observa la conexión del juego de cables de cada variador a los puertos de salida de la placa Ardupilot.

Figura 90. Conexión Controlador de velocidad-Ardupilot (outputs)



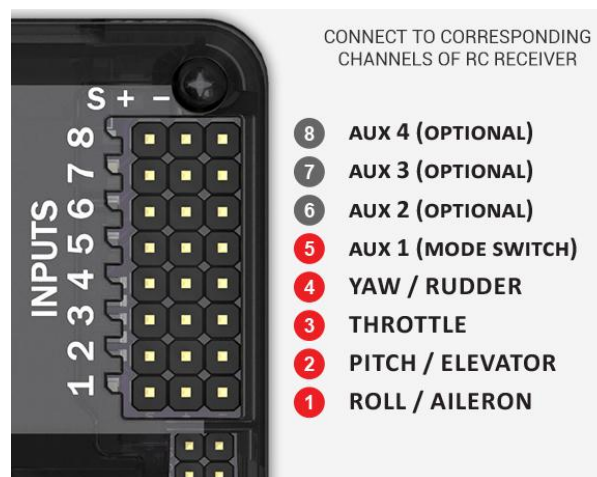
8.1.4. Micro-controlador-Emisor y Receptor. El enlace del radio control con el receptor se realiza por la frecuencia de operación de 2.4 GHz. Para lograr el enlace, se debe pulsar un interruptor al mismo tiempo que se enciende el emisor; solo así cada uno reconocerá la señal del otro. Ya habiendo enlazado el receptor al emisor, el siguiente paso es conectar los canales del receptor a los canales de entrada del Ardupilot (Figura 91).

Figura 91. Conexión Receptor-Microcontrolador.



Hay que tener en cuenta la asignación de los canales del receptor y los de la Ardupilot, ya que estos vienen predispuestos de la siguiente manera (Figura 92).

Figura 92. Conexión canales Receptor-Ardupilot



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/connecting-your-rc-input-and-motors/?lang=es>

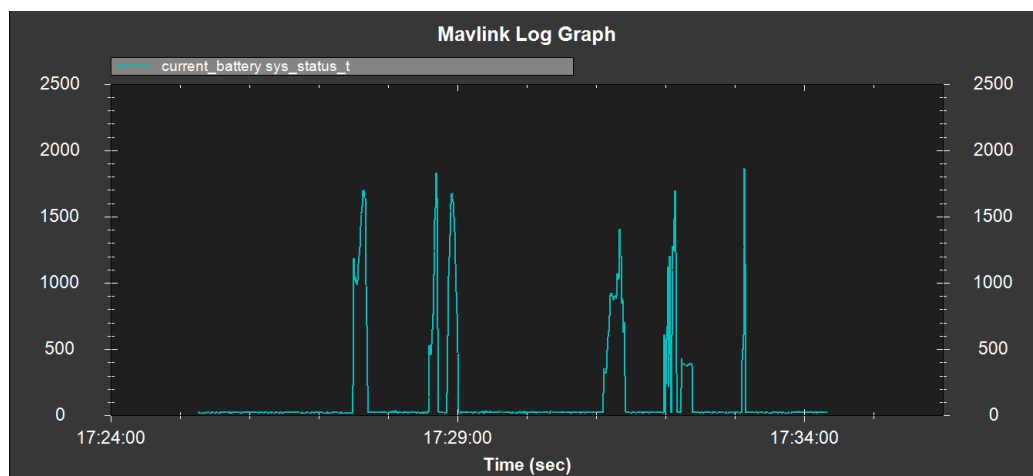
Como vemos los movimientos de alabeo, cabeceo, aceleración y guiñada deben coincidir ya que de lo contrario al intentar mover los sticks del emisor harán un movimiento totalmente diferente. La configuración del receptor se muestra en la Tabla 12.

Tabla 12. Canales del Receptor.

CANAL	MOVIMIENTO
1	Alabeo
2	Cabeceo
3	Aceleración
4	Guiñada
5	Auxiliar
6	Auxiliar
7	Modos de Vuelo

8.1.5. Medición del flujo de corriente en vuelo. La corriente se midió gracias a la interfaz gráfica seleccionada, en la cual, durante el vuelo se aprecia el máximo consumo de corriente que el conjunto motor-hélice necesita y así poder estimar una potencia de consumo para cada motor.

Figura 93. Medición Corriente en la Batería



En la Figura 94 se observan 6 características importantes, las cuales son altitud, velocidad relativa respecto al suelo, Corriente de la batería, ángulo de guiñada, potencia consumida y voltaje de la batería. Gracias a esto, no es necesario tener un sensor con alarma que mida una caída de potencial lo suficientemente baja que cause una pérdida de altura que cause que el hexarotor se estrelle contra el suelo. El software me permite observar cualquier cambio en el sistema y así tomar las acciones más adecuadas a los problemas presentados.

Figura 94. Características de Vuelo



8.2. PRUEBAS ELECTRONICAS

En esta prueba se deben revisar que los sensores funcionen de manera correcta, calibrando el giroscopio, el acelerómetro y el compás magnético. Además de revisar todas las conexiones entre los dispositivos para asegurarse de que los motores y sus respectivos variadores estén posicionados de manera correcta en la placa APM.

Para realizar las pruebas funcionales de una manera segura tanto para el hexarotor como para los usuarios, se sujetó por medio de cuerdas toda la estructura con el fin de poder soportar todos los equipos instalados en el hexarotor y además. En la Figura 95 se observa el hexarotor suspendido gracias a unas cuerdas.

Figura 95. Hexarotor Suspendido por medio de cuerdas para pruebas



Gracias a este montaje se comprobó el funcionamiento de los motores junto con sus variadores electrónicos de velocidad, de esta manera se observó si algún motor estaba fuera de sincronización, además de servir para realizar la afinación de las ganancias del control PID para todos los movimientos y la verificación del correcto funcionamiento de la Unidad de Medición Inercial, del barómetro y el compass magnético.

Al acelerar los motores, el montaje permite el movimiento de ascenso y descenso del Hexarotor en todo su eje de desplazamiento, así como al realizar los movimientos del alabeo y el cabeceo (Roll and Pitch). En la Figura 96

Figura 97 y se observa el movimiento del cabeceo, como fue su respuesta dependiendo de los valores de los PID's seleccionados en la interfaz del Mission Planner.

Figura 96. Prueba Cabeceo hacia abajo.



Figura 97. Prueba Cabeceo hacia arriba.



8.3. PRUEBAS DEL SOFTWARE

8.3.1. Localización GPS vía Google Maps. Uno de los objetivos del proyecto se basa en poder realizar una conexión exitosa del GPS del Hexarotor usando los satélites de google Maps mediante un software. En la Figura 98 y Figura 99 vemos la localización del hexarotor en un sitio residencial cerca al Barrio el Porvenir y en la cancha de atletismo de la Universidad Industrial de Santander respectivamente.

Esta herramienta me permite conocer la posición de exacta de mi sistema si llegado el caso este se pierde de manera fortuita.

Figura 98. Imagen satelital construcción y calibración.

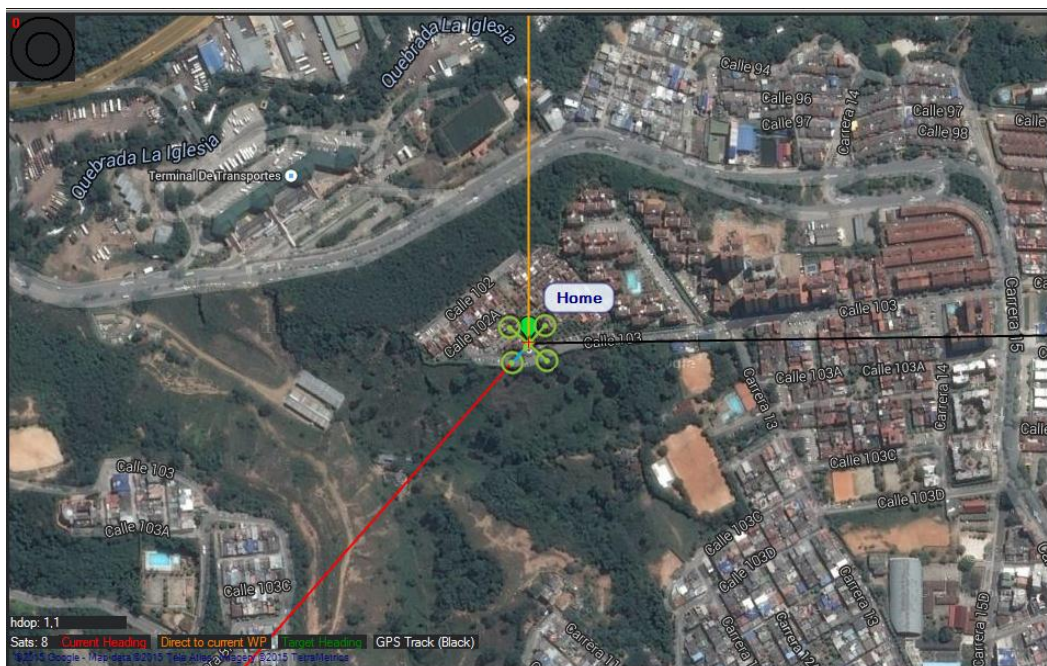
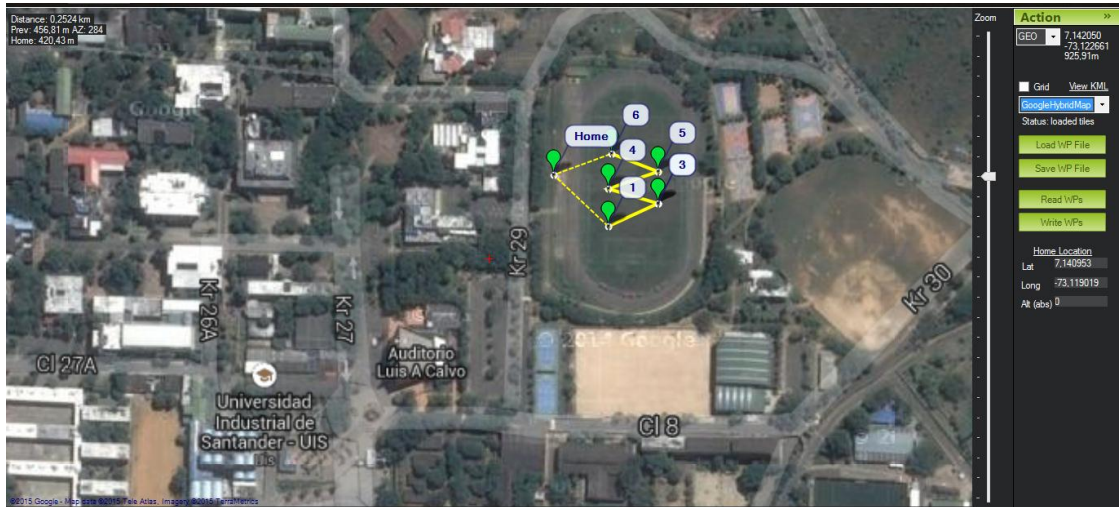


Figura 99. Imagen satelital zona de pruebas de vuelo



8.3.2. Sintonización de las ganancias óptimas para el hexarotor. La sintonización del sistema Hexarotor se realizó usando un método de tanteo, que consiste en darle valores a los diferentes valores al control PID que rige cada movimiento, al mismo tiempo el Hexarotor permanece suspendido a una altura considerable del suelo por medio de unas cuerdas. Al cambiar un valor determinado el hexarotor siempre responderá de una manera diferente.

Al tener estos conocimientos básicos de control usando PID, se tiene una idea de cómo variara la respuesta dinámica del sistema si aumentamos o disminuimos las ganancias del control.

Uno de los métodos más sencillos de encontrar las ganancias del control proporcional, integral, derivativo (PID) es empezar con ganancias mínimas e ir aumentando en pasos pequeños individualmente hasta conseguir la respuesta adecuada del sistema.

Figura 100. Calibración Ganancia PID.

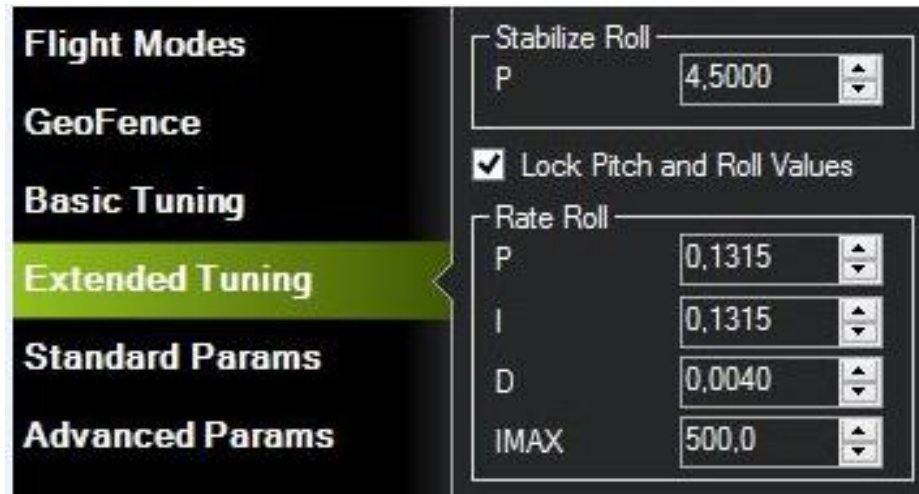


En la Figura 100 se puede observar la interfaz de sintonización para los movimientos de alabeo, cabeceo, guiñada y aceleración. Cada movimiento de vuelo tiene un pop-up menú en las ganancias del PID. Por defecto el Mission Planner ya tiene unos valores de ganancias, a partir de estos valores se empiezan a realizar pruebas en el Hexarotor.

- **PID Roll.** El control PID del Roll o alabeo se divide en 2 partes, en el control de estabilización y la velocidad con que realiza el cambio. Es importante escoger los valores correctos para que al realizar la estabilización no la haga muy rápida que esto podría causar que oscile de un lado a otro tratando de estabilizarse sin lograrlo.

Los valores escogidos son los que se muestran en la Figura 101. Además de esto, el software Mission Planner permite el control independiente de cada movimiento respecto a los otros, esto quiere decir, que se podrán modificar los valores proporcional, integral y derivativo sin afectar los otros.

Figura 101. PID Roll



- **PID Pitch-Yaw.** El control PID del cabeceo o Pitch funciona de la misma manera que el Roll (Alabeo) y el Yaw (Guiñada). Usan 2 controles para la estabilizacion y la velocidad de realizacion de cambio. Los valores dispuestos para el control del vuelo autonomo del hexarotor se muestran en la Figura 102.

Figura 102.PID Pitch-Yaw



Luego de realizar la calibración de los PID para el alabeo, cabeceo y la guiñada; el comportamiento del control se ve de la siguiente manera:

En la Figura 103, podemos ver 4 tipos de líneas tal como se muestran en las convenciones de las gráficas las cuales son: Roja (Valor Alabeo), Azul (Valor Cabeceo), Verde (Set point Alabeo) y Naranja (Set point Cabeceo).

Los colores verde y naranja al estar al mismo valor se superponen a diferencia de las otras 2 líneas que muestran las variaciones y los valores de alabeo y cabeceo que están captando los sensores de la placa; los registra y los compara con su set point.

Figura 103. Control PID tratando de estabilizarse.

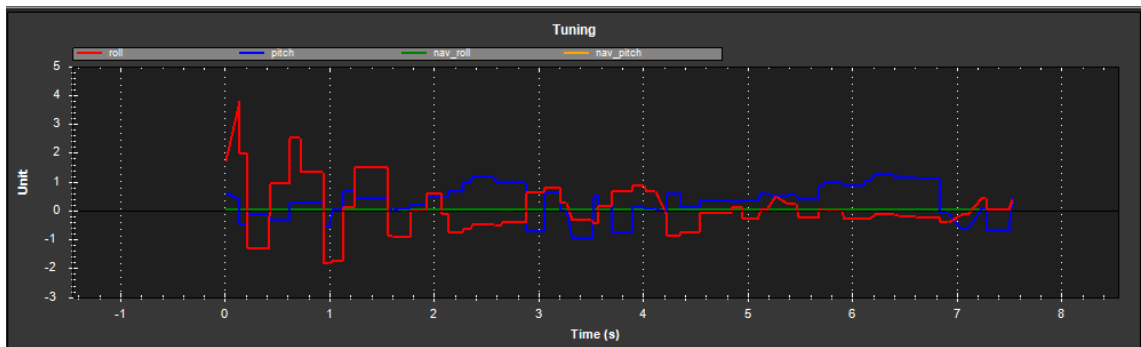


Figura 104. Control PID en fase de estabilización

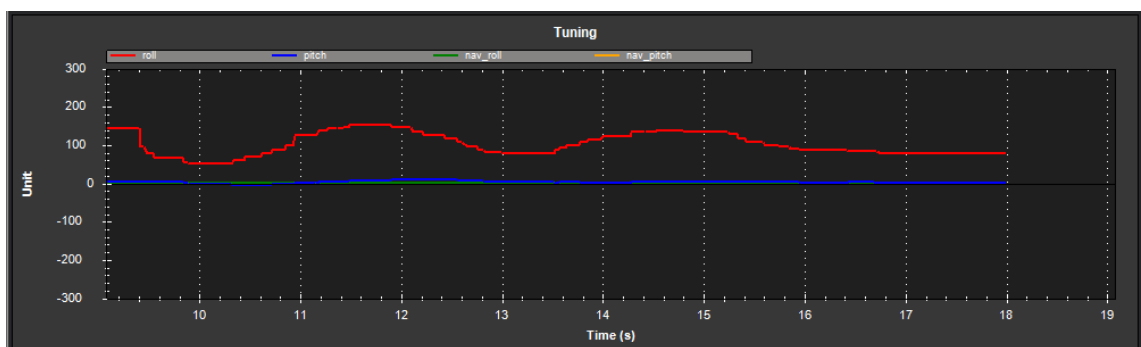
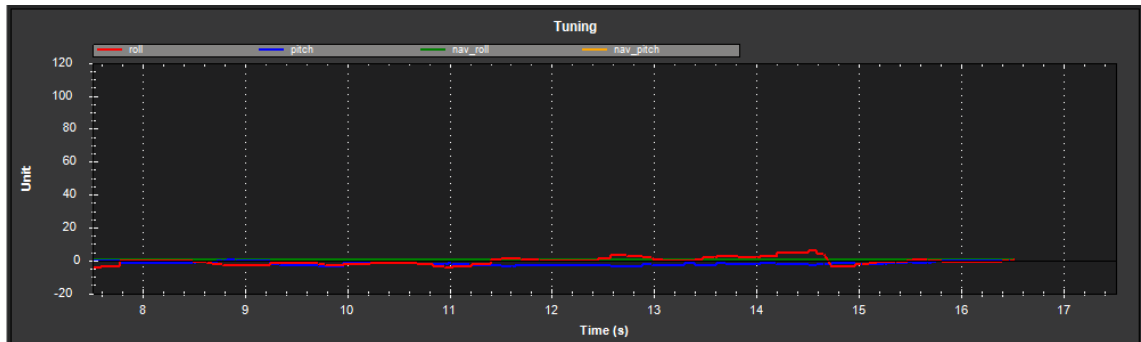


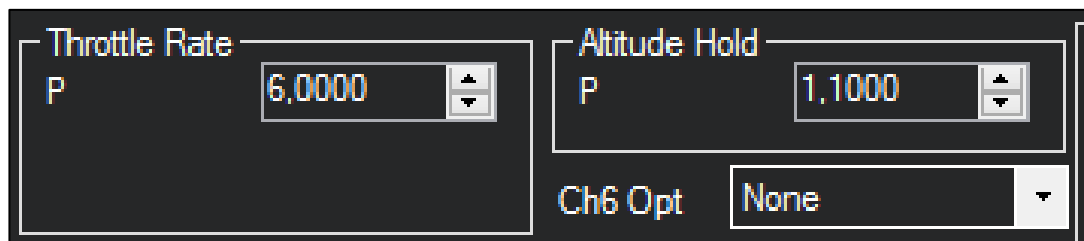
Figura 105. Control PID estabilizado



Además la Figura 106 muestra 2 características que hay que tener en cuenta. La primera es el control de la tasa de aceleración y la segunda es el control de la altitud.

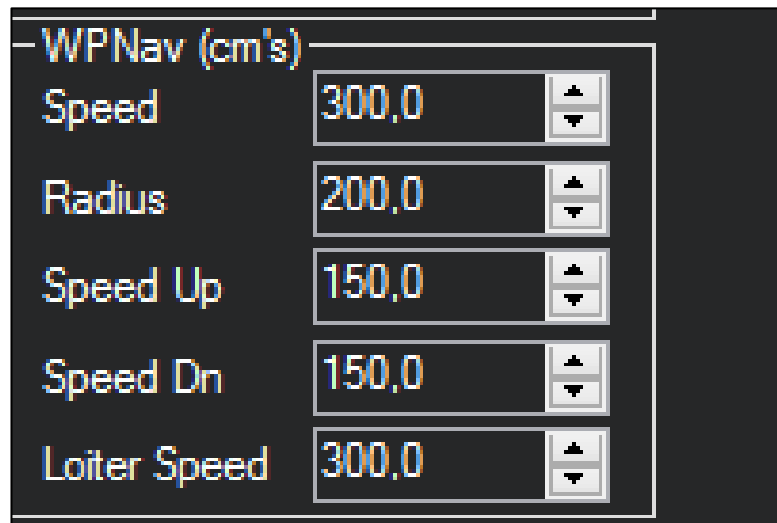
- **Throttle Rate (Tasa de Aceleración).** La tasa de aceleración me controla la velocidad con que los motores cambian de una velocidad a otra ya sea disminuyéndola o aumentándola según se el caso en el vuelo autónomo.
- **Altitude Hold (Control Altura).** El control de altura se pone en marcha cuando el Hexarotor se encuentra suspendido en el aire y en modo estacionario. Mantiene una altura designada en un punto específico el tiempo que el usuario crea necesario.

Figura 106. Throttle and Altitude Control



- **Características del Movimiento.** La velocidad de desplazamiento, el radio de giro, la aceleración o desaceleración del Hexarotor son características muy importantes que se deben tener en cuenta al momento de realizar la ruta de vuelo y la configuración de los PID.

Figura 107. Velocidades de Operación



Esto se debe a que si el Hexarotor lleva una velocidad lineal muy alta, necesitara tener una configuración totalmente diferente en el control del alabeo, cabeceo y guiñada. La velocidad (Figura 107) que se escogio fue de 300cm/s, la cual es una velocidad optima para los requerimientos del proyecto.

8.4. PRUEBAS DE VUELO

8.4.1. Prueba Inicial. Luego de haber realizado las pruebas electrónicas del hexarotor, en donde se observó el correcto funcionamiento de los sensores, motores, variadores, radio control y receptor; así como sus conexiones para evitar posibles fallas durante el vuelo; el siguiente paso a seguir es realizar un pequeño vuelo de prueba para familiarizarse con el sistema RC (Radiocontrol).

Figura 108. Hexarotor Despegando



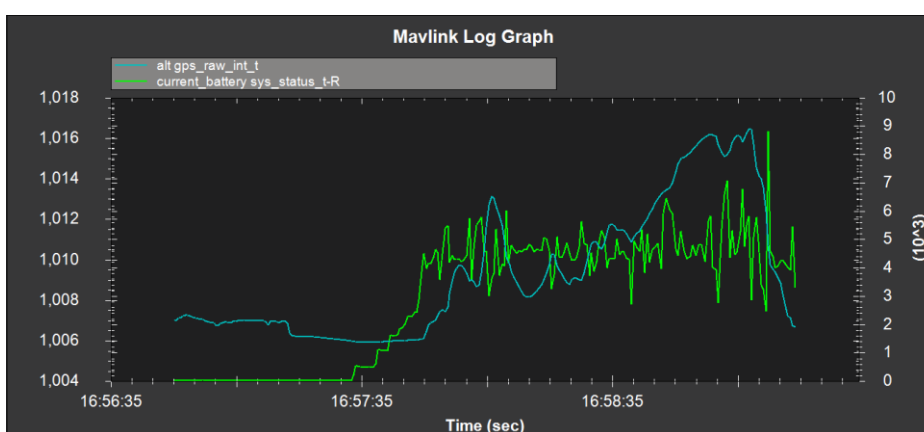
Debido a que las palancas del radio control eran muy sensibles, en las primeras pruebas se perdió el control del hexarotor haciendo que se cayera de una altura de casi 5 metros. Gracias a que el fuselaje era de fibra de carbono, este no sufrió daños que se pudieran lamentar.

Figura 109. Hexarotor en Vuelo de Prueba



El lugar donde se realizaron las pruebas fue en la cancha de atletismo de la Universidad Industrial de Santander gracias a que cuenta con un espacio lo suficientemente grande y no tiene ninguna clase de obstáculo, ya sean árboles, cables de luz, etc., que puedan estropear el sistema. Además fue necesario contar con una persona con experiencia en el manejo de estos sistemas para que pudiera guiarnos dándonos recomendaciones y trucos que solo se adquieren con la experiencia en estos sistemas aviación.

Figura 110. Altura Vs Corriente.



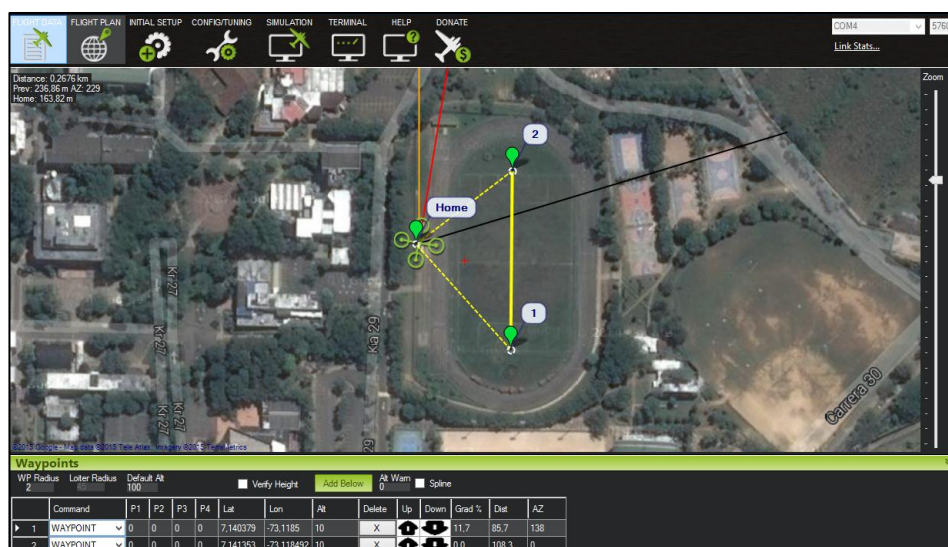
En la Figura 110, se ve el comportamiento de la altitud (Color Celeste) alcanzada por el hexarotor contra la corriente consumida (Color Verde), se puede observar un comportamiento errático en la corriente, pero esto es debido a que el software capta cualquier variación de corriente por más mínima que sea y la gráfica.

8.4.2. Prueba de Vuelo Real. Ya probado el modo manual del Hexarotor, el siguiente paso fue realizar una ruta que pudiera seguir de manera totalmente automática a una velocidad constante designada por el operador. Hay que tener en cuenta que a una mayor velocidad de desplazamiento el hexarotor tendrá que dar curvas más agudas pudiéndolo sacar de su ruta haciendo que pierda totalmente el control y se pueda estrellar en el suelo.

Se diseñaron 2 rutas literalmente simples: la primera (1) consiste en solo 2 puntos los cuales se encuentra cada uno en un extremo de la cancha posicionados en los arcos de futbol; con esta ruta se calibro la velocidad de desplazamiento y la segunda (Figura 113) consiste en realizar una ruta en forma de zigzag para poder ver su comportamiento dinámico al cambiar de dirección más de una vez.

8.4.3. Ruta de Vuelo 1. En esta ruta (Figura 111), como se había mencionado antes, se especificó una velocidad de desplazamiento constante que sea óptima para el vuelo autónomo dependiendo de las condiciones atmosféricas presentes ese día. Las coordenadas geográficas de los puntos o waypoints se editan en la misma interfaz en donde se diseña la ruta.

Figura 111. Ruta de lineal.



Se especifica la altitud del punto y si es un movimiento ascendente o descendente.

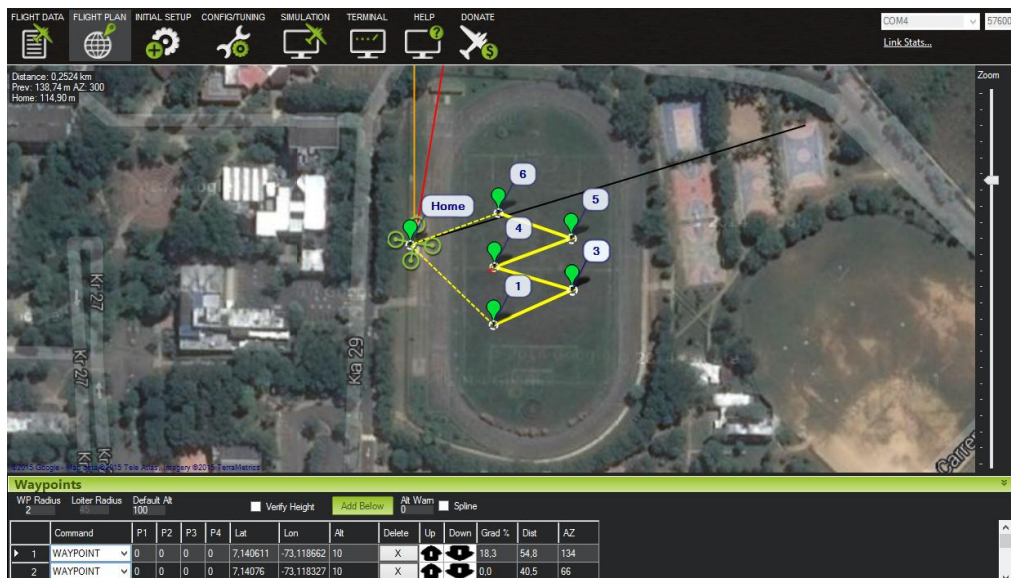
Figura 112. Diseño Waypoints.

Waypoints														
WP Radius	Loiter Radius	Default Alt		<input type="checkbox"/> Verify Height		Add Below		Alt Warn	<input type="checkbox"/> Spline					
2	45	100						0						
	Command	P1	P2	P3	P4	Lat	Lon	Alt	Delete	Up	Down	Grad %	Dist	AZ
▶ 1	WAYPOINT	0	0	0	0	7,140379	-73,1185	10	X	🏠	🏠	11,7	85,7	138
▶ 2	WAYPOINT	0	0	0	0	7,141353	-73,118492	10	X	🏠	🏠	0,0	108,3	0

8.4.4. Ruta de Vuelo 2. En una ruta tipo Zigzag como la de la figura de abajo, se pone a prueba la capacidad del hexarotor para cambiar de dirección a una velocidad constante sin que se salga de la ruta.

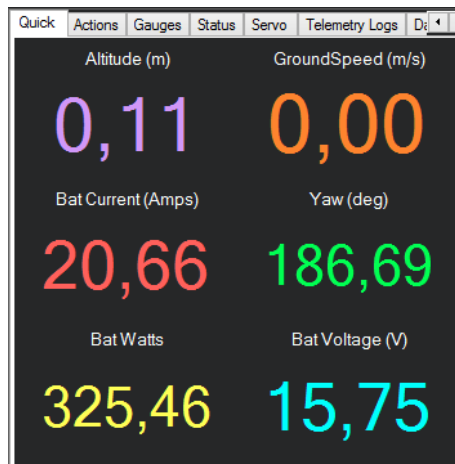
Al cambiar de dirección, el Hexarotor gira sobre su propio eje buscando en el horizonte el siguiente punto, al conseguirlo, deja de rotar invirtiendo el torque que se induce por los motores y empieza a dirigirse al siguiente punto.

Figura 113. Ruta de vuelo Zigzag.



Con el sistema de telemetría y comunicación, se pudo captar todos los datos en tiempo real en el software previamente seleccionado (Mission Planner).

Figura 114. Información de Vuelo



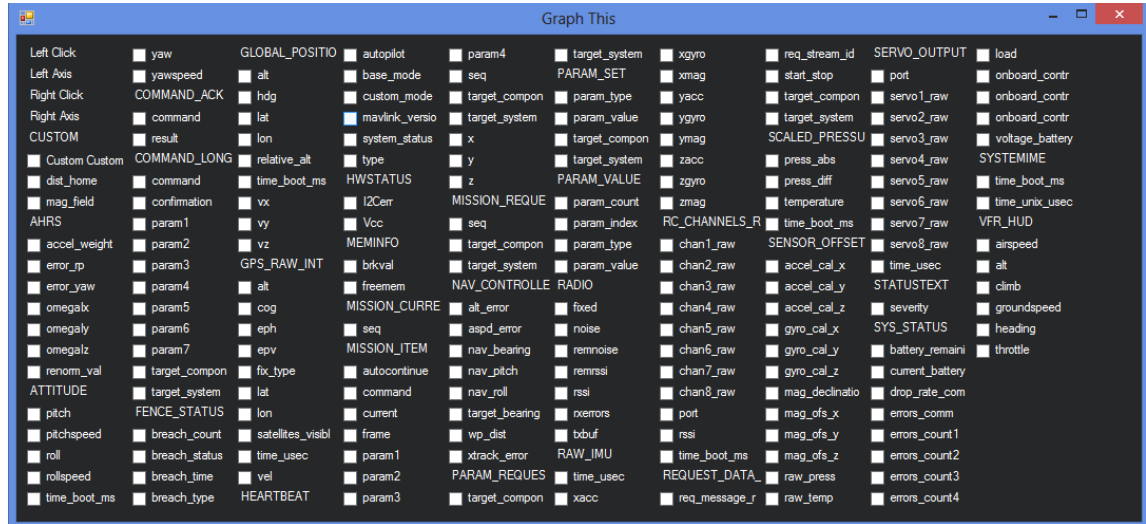
8.4.5. Comportamiento del sistema Hexarotor. Durante el vuelo del sistema hexarotor aparecen muchas variaciones que aunque parezcan imperceptibles, son registradas por los sensores y almacenadas en el Mission Planner en tiempo real desde que el sistema se arma hasta que se desarma. Todos estos datos se registran cada segundo y además se pueden comparar múltiples datos a la vez para poder observar relaciones, dependencias etc.

Figura 115. Interfaz Log Graph



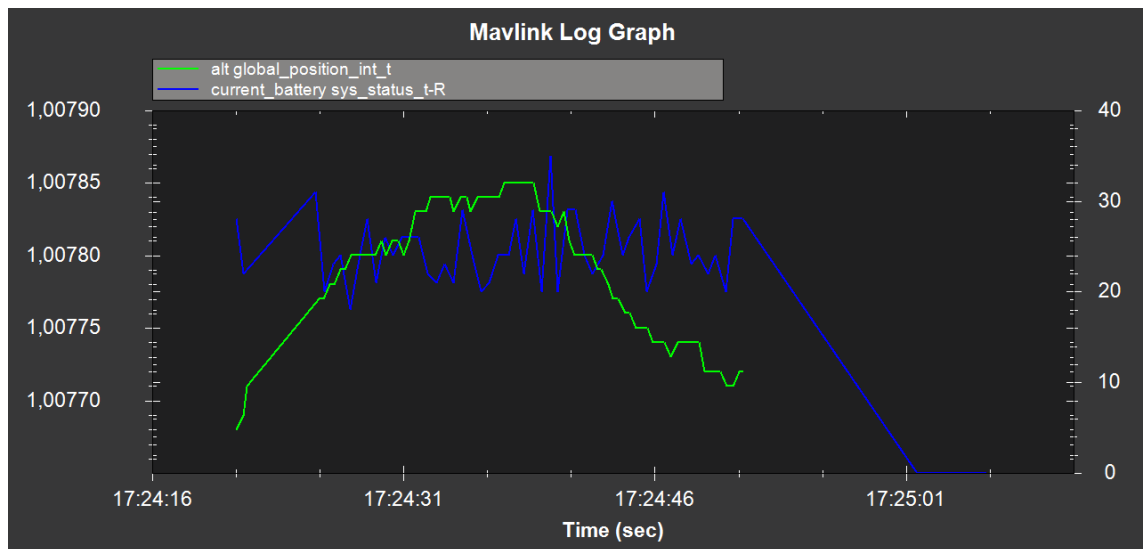
Debido al gran número opciones posibles para graficar, solo se pueden superponer 3 tipos de datos.

Figura 116. Opciones a Graficar



En la Figura 117 se muestra el comportamiento del nivel de altitud con la corriente de los motores.

Figura 117. Altura Vs Corriente



8.5. RESULTADOS FINALES

Los datos obtenidos de corriente, potencia, tiempo de vuelo, voltaje de batería, y valores de PID gracias a la capacidad del Mission Planner para registrarlos en tiempo real se muestran en las siguientes imágenes:

En la Figura 118 y Figura 119 se observa el comportamiento del control PID de los movimientos Pitch vs Roll y Yaw vs Roll. Como se ve, los valores escogidos anteriormente me proporcionan una velocidad de estabilización lo suficientemente alta como para que el hexarotor vuele con una enorme estabilidad a un en vientos fuertes.

Figura 118. Pitch vs Roll

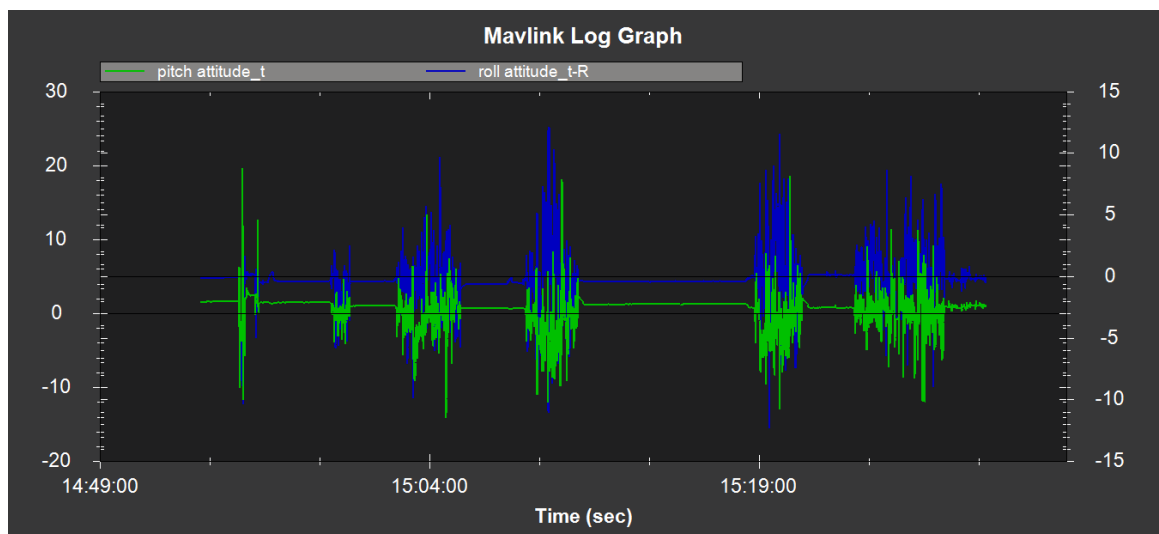
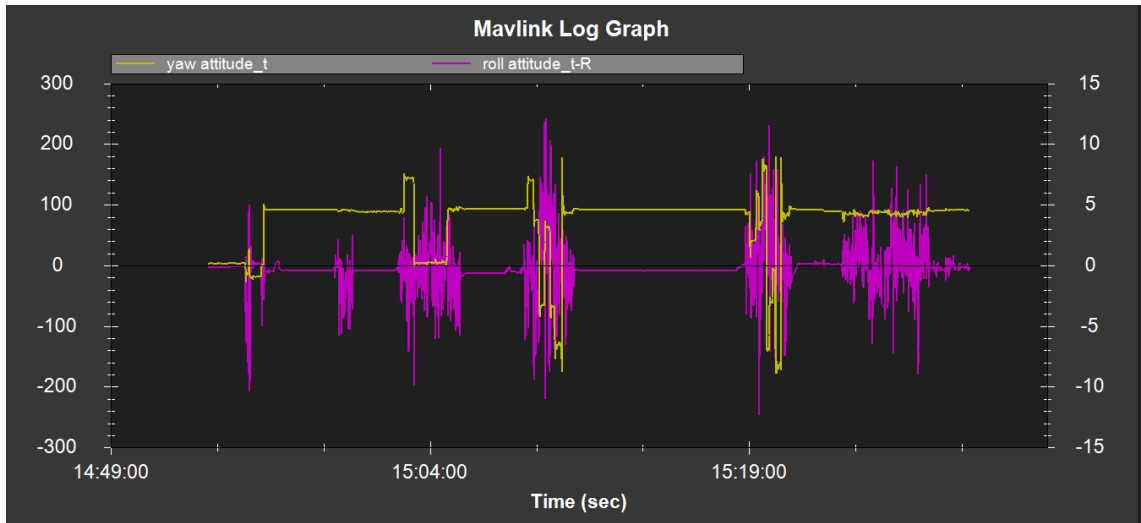
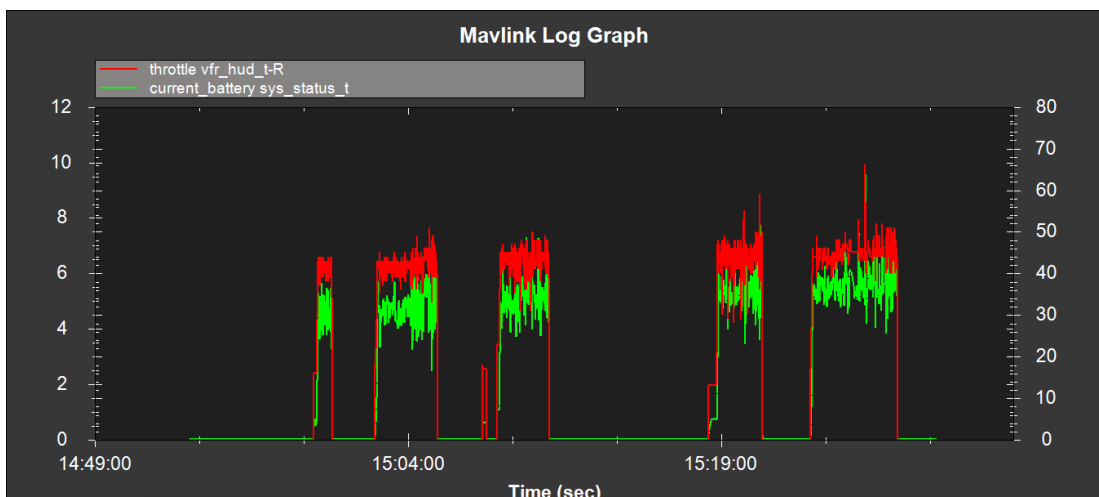


Figura 119. Yaw vs Roll



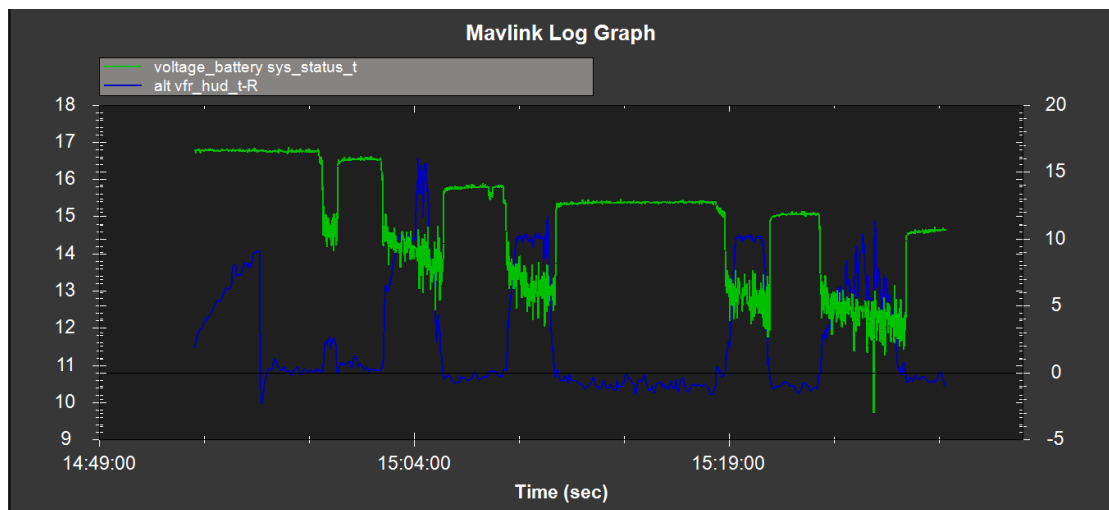
Al aumentar la aceleración del hexarotor (Figura 120), este aumenta su altura y por lo tanto consume una gran cantidad de corriente. Esto solo sucede cuando se encuentra en movimiento y trata de estabilizarse. Al estar en una posición estacionaria, el gasto es mínimo ya que solo necesita un flujo constante de corriente.

Figura 120 Aceleración vs Corriente



Uno de los factores más importantes a la hora de realizar un vuelo es el nivel de voltaje que se encuentran en las celdas de la batería. Si este llegara a caer lo suficiente como para neutralizar el sistema, el hexarotor no tendría más remedio que caer en picada contra el suelo. Por eso se debe estar pendiente en que cantidad se encuentra esta característica.

Figura 121. Voltage vs Altura



Los valores de potencia y corriente no excedieron los 1200Watts y los 65 amperios respectivamente como se ve en los datos tomados directamente del Mission Planner cumpliendo así con el objetivo propuesto.

Figura 122. Primera tanda de datos.

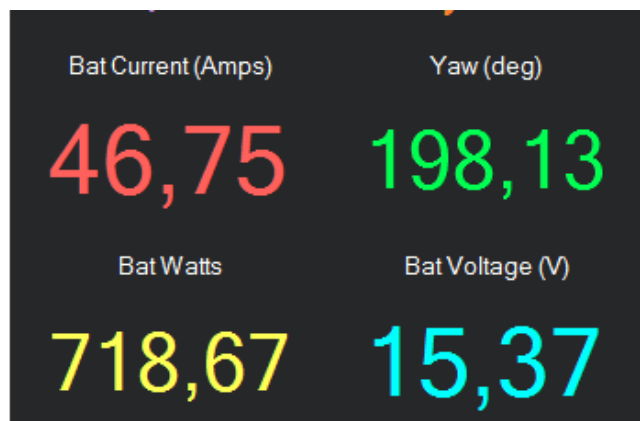


Figura 123. Segunda tanda de datos.

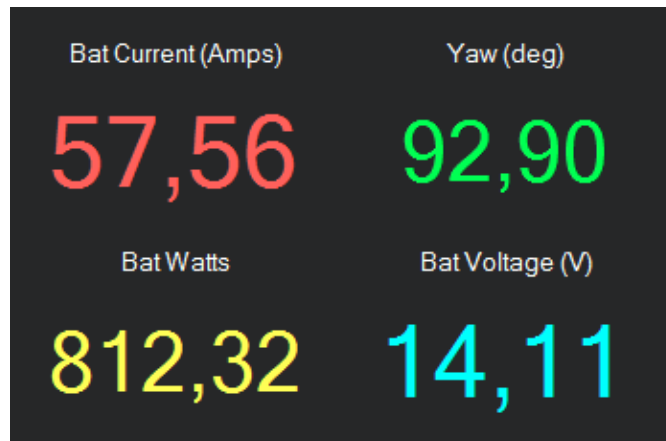


Figura 124. Tercera tanda de datos.

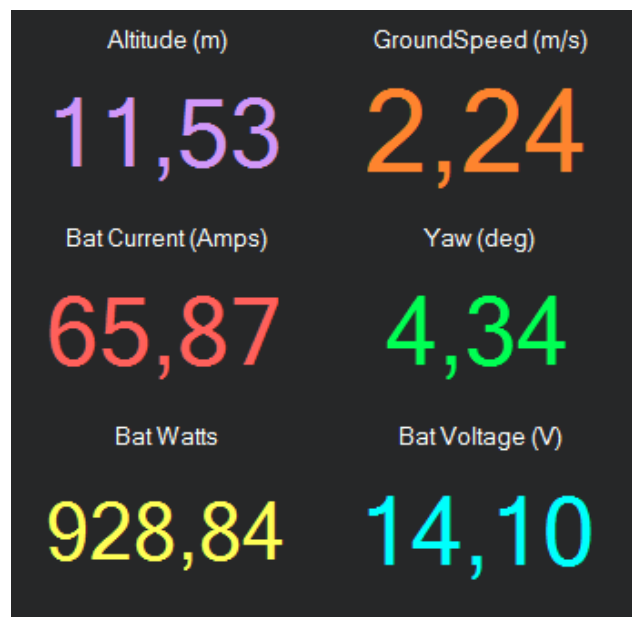
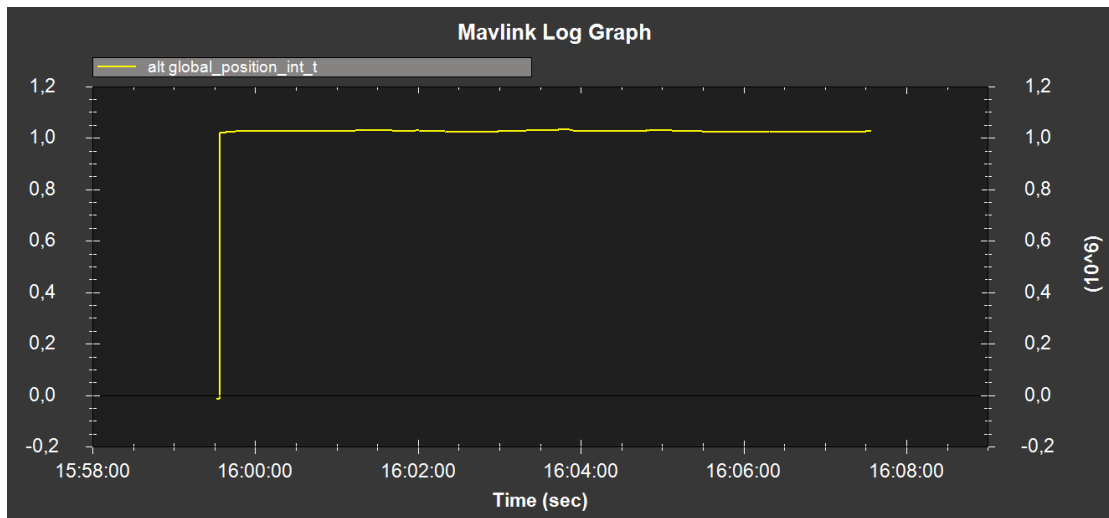


Figura 125. Altitud Constante en Vuelo



En la se tenemos la altura de vuelo de las 2 rutas, la lineal y el zigzag. La diferencia entre las 2 rutas solo variara en el consumo de potencia y el tiempo de vuelo, ya que al disminuir la corriente del sistema automáticamente la aceleración se cae y el hexarotor disminuye su altura (Figura 126).

Figura 126. Relacion Altura-Aceleración

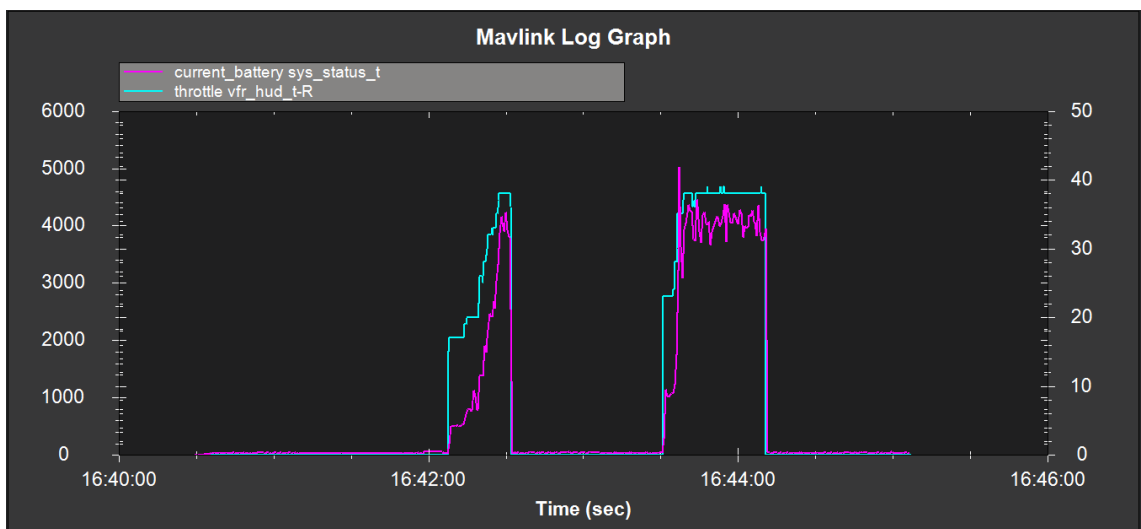
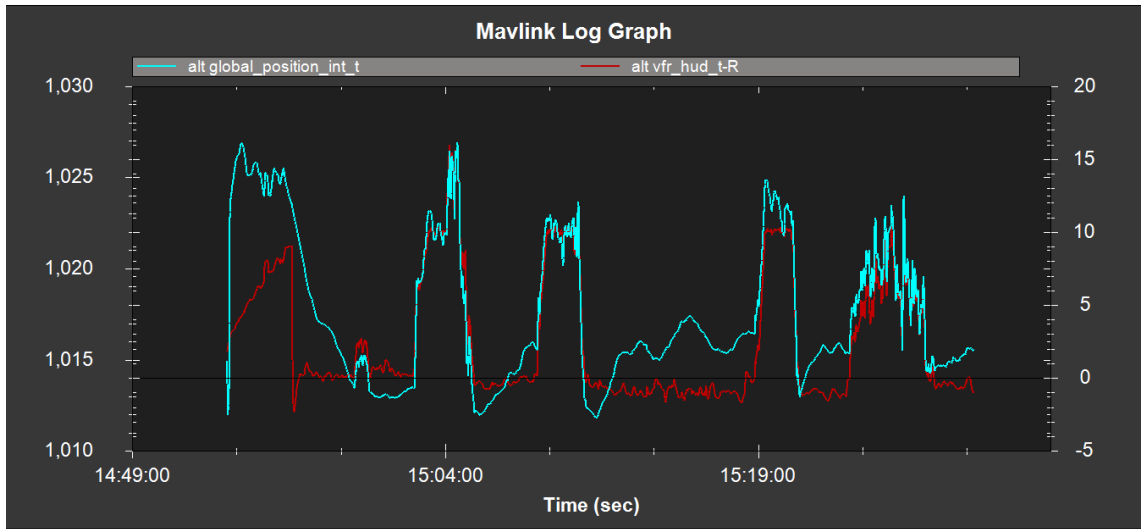


Figura 127.Posicion Global vs Posicion relativa



9. CONCLUSIONES

- Se realizó la selección de la estructura para un hexarotor, la cual tiene la capacidad de albergar los módulos de control, de potencia y de propulsión. Las especificaciones generales del fuselaje son:

ESPECIFICACIONES DEL FUSELAJE TIPO HEXAROTOR	
MATERIAL	Fibra De Carbono
CARGA OPERATIVA	3895g
LONGITUD (Distancia Entre Ejes)	695mm
ALTURA	180-200mm

- Se seleccionó un micro-controlador ArdupilotMega el cual tiene la capacidad de brindar un sistema navegación al hexarotor registrando su orientación, cambios de altura, velocidad de desplazamiento entre otras características. Además de esto, mostrara su posición geográfica gracias un sistema de posicionamiento global que estará enlazado con la herramienta de acceso libre como lo es Google Maps.
- Se implementó un sistema de control que consta de la combinación de 3 teorías de control: descentralización, estructura tipo cascada y controladores PID; los cuales trabajan en conjunto con los sensores de la unidad de medición inercial para dar estabilidad y movimiento al hexarotor. La unidad de medición inercial se compone de 3 sensores: un magnetómetro o compass magnético, un giroscopio y un acelerómetro, cada uno de 3 ejes.
- Se seleccionaron y adquirieron los módulos de control, de potencia y de propulsión, los cuales son compatibles con el micro-controlador y garantizan el total funcionamiento del hexarotor en el vuelo autónomo. Los elementos más significativos que contienen cada módulo son:

MODULOS	ELEMENTOS
CONTROL	Controlador Ardupilot Mega 2.5
	Kit de Telemetría
	GPS
	Radio Control y Transmisor Futaba T10CHG
POTENCIA	Batería LiPo Turnigy Nano-Tech (4s) 6000mAh (*2)
	PDB (Power Distribution Board)
PROPULSION	Motores Eléctricos Brushless Rimfire .25 (*6)
	Controlador Electrónico de Velocidad Turnigy trust 45A (*6)
	Hélices plásticas (*6)

- La potencia consumida por el sistema Hexarotor completo fue de 1200 Watts y su tiempo de vuelo se calculó en un promedio de 12 a 15 minutos a una altura de 10 metros para evitar altos impactos contra el suelo causadas por ráfagas de viento inesperadas.
- Se desarrolló un manual de usuario y operación en el cual se da una breve descripción de los dispositivos electrónicos y se explica paso a paso el procedimiento que se debe seguir para realizar al total configuración de los sensores en el micro-controlador por medio de la interfaz gráfica seleccionada llamada Mission Planner para que realice un vuelo de manera autónoma.
- Se adaptó un sistema de captación de imágenes compuesto por una cámara fotográfica con la capacidad de tomar imágenes en movimiento con una resolución de 1080p serán almacenadas en una memoria para su posterior análisis en una estación terrestre.

10. RECOMENDACIONES

- Seguir paso a paso las instrucciones descritas en manual de operación para calibrar el sistema completamente y realizar un despegue cómodo y suave.
- Asegurarse que todas las conexiones eléctricas estén debidamente aisladas entre ellas para no causar ningún corto que pueda comprometer la integridad de los dispositivos.
- Al realizar la calibración de los variadores de velocidad junto con los motores, debe asegurarse que las hélices no estén instaladas ya que están pueden causar accidentes que pueden llegar a afectar al usuario.
- Realizar la debida configuración del Radio Control, en lo que se refiere a las curvas de aceleración y los canales auxiliares.
- Tener en cuenta de no dejar descargar las baterías LiPo completamente debido a que se puede correr el riesgo de afectar su capacidad de recarga.
- La zona de vuelo debe estar totalmente despejada y libre de obstáculos, para no causarle daños tanto al Hexarotor como a cualquier elemento que se encuentre en su camino.
- Antes de iniciar el vuelo, es recomendable realizar un chequeo tanto en la estructura como en las conexiones eléctricas, así como la respectiva calibración de los sensores en una zona totalmente horizontal.

- Posicionar la placa Ardupilot en un sitio que este lo más alejado posible de los motores para evitar que el ruido eléctrico afecte los sensores del Hexarotor y esto lleve a un mal funcionamiento del mismo.
- Para realizar la calibración del control PID de cada movimiento, se recomienda sujetar el UAV con cuerdas de tal manera que quede suspendido a una altura considerable del suelo y teniendo cuidado que las cuerdas no interfieran en la trayectoria de las hélices.
- Verificar que las baterías estén cargadas a su máxima capacidad para asegurar el máximo tiempo de vuelo.
- Al realizar al calibración de los variadores hay que asegurarse que tengan un arranque suave, de lo contrario se elevara de manera tempestiva llegando a dificultar el control de estabilidad.

11. DESARROLLOS FUTUROS

- Se puede realizar la implementación de un sistema de control para permitir que el hexarotor tenga la capacidad de sortear obstáculos que puedan influir de forma negativa a la integridad del vuelo como de la estructura.
- Adaptar a la estructura del Hexarotor un mecanismo que permita transportar carga a sitios en donde no hay una forma fácil de acceso.
- Construir más sistemas autónomos para que trabajen en la búsqueda de anomalías terrestres o personas extraviadas usando una configuración tipo enjambre

BIBLIOGRAFIA

ARDILA, Sergio y TRILLOS, Julián. DISEÑO Y CONSTRUCCION DE UN PROTOTIPO EXPERIMENTAL DE UN SISTEMA DE APROVECHAMIENTO DE ENERGIA SOLAR PARA UN MODELO SPIRIT. Tesis de grado Ingeniero Mecánico, Bucaramanga: Universidad industrial de Santander. Facultad de Ingenierías fisicomecanicas, escuela de ingeniería mecánica. 2012.

Barrientos, A.; del Cerro, J.; Gutiérrez, P.; San Martín, R.; Martínez, A.; Rossi, C. VEHICULOS AEREOS NO TRIPULADOS PARA USO CIVIL. Tecnología y aplicaciones. Congreso Español de Informática. Zaragoza, 2007.

HERRERA, José y RINCON, Ricardo. DISEÑO Y CONSTRUCCION DEL PROTOTIPO EXPERIMENTAL DE LA ESTRUCTURA PARA UN VEHICULO AEREO NO TRIPULADO (UAV) tipo quadrotor. Tesis de grado Ingeniero Mecánico, Bucaramanga: Universidad industrial de Santander. Facultad de Ingenierías físico-mecánicas, escuela de ingeniería mecánica. 2012.

MAGNUSON, Tobias. Department of Electrical Engineering. Attitude Control of a Hexarotor. Linkopings Universitet Tekniska Hogskolan. Linkoping, Sweden 2014.

MELERO, David. MODELAMIENTO DINAMICO Y DISEÑO DE ESTRATEGIA DE CONTROL MEDIANTE ESTIMADORES PARA EL VUELO AUTONOMO DE UN QUADROTOR. Trabajo de grado. Universidad Almeriense. Septiembre 2012.

PANTOJA, José y VIDAL, Jorge. DISEÑO CONSTRUCCION Y PRUEBA EN VUELO DE UN AEROMODELO REMOTO (RPV) PARA LA TOMA DE DATOS

VISUALES EN TIEMPO REAL. Tesis de grado Ingeniero Mecánico, Bucaramanga: Universidad industrial de Santander. Facultad de Ingenierías físico-mecánicas, escuela de ingeniería mecánica. 2009.

URIBE, Jáuregui y SEPULVEDA, Lucia. DISEÑO DE UN SISTEMA DE CONTROL DE CABECEO Y ALABEO DE UN VEHICULO AEREO NO TRIPULADO (UAV), Universidad industrial de Santander, 2010.

MAGNUSSON, Tobias. ATTITUDE CONTROL OF A HEXAROTOR. Examensarbete. Institutionen för systemteknik. Department of Electrical Engineering. Linköpings universitet. SE-581 83 Linköping, Sweden. 2014.

ANEXOS

ANEXO A. MANUAL DE USUARIO

HEXAROTOR AUTONOMO Y MISSION PLANNER

Manual de usuario

Guía de uso para la calibración del hexarotor
por medio de la interfaz gráfica Mission Planner

INTRODUCCION

Los vehículos aéreos no tripulados (UAV) han tenido papeles importantes en el sector militar, así como en el área de la ciencia y ayuda a la humanidad. Esto se ha logrado gracias a los avances en los materiales, diseños para su fuselaje, sistemas de propulsión, sistemas de control y métodos de transferencia de datos usando sistemas de telemetría para la eficiente comunicación.

El uso de materiales compuestos en aviación ha cambiado totalmente el paradigma de los diseños aeronáuticos; gracias a las ventajas de relación peso/resistencia, que los hacen ideales para este tipo de aplicaciones. Además de su estructura o fuselaje, el diseño electrónico es un aspecto muy importante en un UAV debido a que este sistema permite controlar los diferentes tipos de vuelo que posee como lo son la guiñada, alabeo; así como su estabilidad al permanecer en una sola posición. Este proyecto de grado, tiene como finalidad el uso de una nueva tecnología desarrollada para permitir el total control autónomo del UAV sin la necesidad de una operación constante.

El óptimo funcionamiento de un sistema UAV durante el vuelo se debe primordialmente al uso de los correctos componentes electrónicos que medirán las variaciones en tiempo real, como las aceleraciones o vibraciones en cada eje, posicionamiento global y captura de imágenes. La adquisición y análisis de datos se realiza por medio de una tarjeta especializada llamada Ardupilot Mega con la cual, por medio de una interfaz, se puede trazar una ruta especificando ciertos “waypoints” por los cuales pasara.

1. COMPONENTES DEL HEXAROTOR AUTONOMO

Un Hexarotor autónomo tiene como función principal tener una navegación totalmente libre de algún operador, eliminando el factor humano en muchas tareas; en las cuales podría peligrar la vida de estas. Generalmente, estos UAV's tienen incorporada una cámara de video o fotográfica que es necesaria para la captación de imágenes para su posterior análisis.

Para lograr este objetivo, el Hexarotor debe tener componentes electrónicos como sensores capaces de medir en tiempo real todas las variaciones para lograr un mayor control; Controladores en donde todos estos datos tomados son tratados para enviarle señales a los actuadores, que en este caso son los motores sin escobillas.

A continuación se describen detalladamente los componentes que permiten al Hexarotor mantenerse en el aire, además de conservar una estabilización óptima para la toma de fotografías de un terreno.

1.1. SISTEMA DE CONTROL

El UAV autónomo de seis rotores, usa una placa de control para elevar, mantener y aterrizar con éxito realizando una ruta previamente establecida.

1.1.1. Ardupilot mega 2.5

Ardupilot es un proyecto Open Source con el cual brinda la posibilidad de compartir muchos de los principios y metodologías para entender su funcionamiento. Esta placa, y el conjunto de sensores que la complementan

están diseñados para usarse como piloto automático en aviones, helicópteros, multirrotores, barcos, coches etc.

El Ardupilot (Figura 128), para realizar las funciones de procesado de información cuenta con dos procesadores desde los que es capaz de gobernar todos los sistemas integrados, tal y como estabilización autónoma, navegación por GPS, vuelo por waypoints, sistemas FAILSAFE, control de cámara.

Figura 128. Ardupilot APM 2.5



Fuente: <http://www.revmod.co.uk/ArduPilot-Mega-2.5-Top-Entry-Kit.html>

El Ardupilot es un piloto automático completamente programable, sólo requiere un módulo GPS y un módulo de sensores infrarrojos (XYZ). El piloto automático se encarga de mantener bajo estricto control la estabilización y la navegación, así evitamos el horrendo error humano, aunque puedes activar el modo fly by wire que presta sus servicios para estabilizar la nave mientras que el piloto (desde tierra y con un control remoto) comanda la navegación.

Características:

- Auto-nivelación y control de altitud – vuelo nivelado y estable. O prueba el impresionante modo Simple, que hace de APM: Copter uno de los multirrotores más sencillos de volar. No tendrás que preocuparte de la

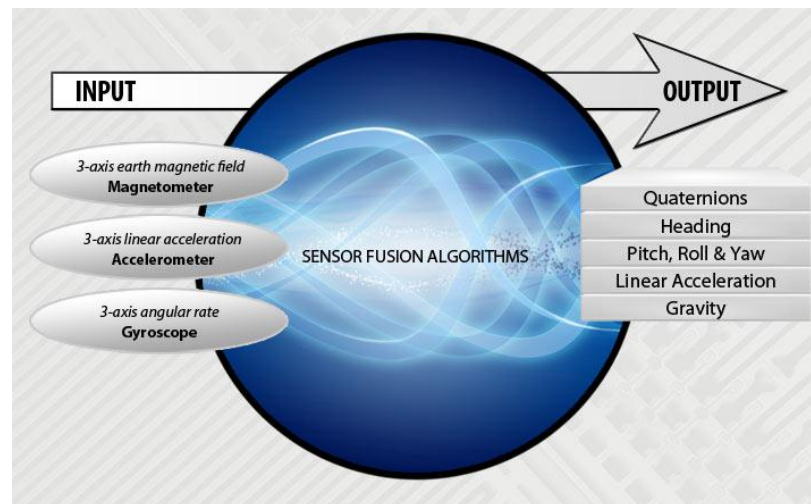
orientación del multicoptero. Sólo tienes que usar el stick para elegir la dirección en la que quieres moverte y el piloto automático se encargará de traducir la orden teniendo en cuenta la orientación actual del multicoptero usando el magnetómetro embarcado.

- No requiere programación. Sólo tendrás que usar una sencilla aplicación en tu ordenador para cargar el software y después podrás configurar tu APM: Copter con la ayuda de displays rápidos y claros, una interfaz de planeamiento de misiones tipo “point-and-click” y una completa estación de tierra opcional.
- Cientos de waypoints GPS (el número exacto dependerá de la cantidad de memoria disponible en el hardware que estés usando; APM permite hasta 127 waypoints, pero las plataformas basadas en PX4 son capaces de manejar muchos más). Haz clic en tus waypoints en el Mission Planner y APM: Copter volará a través de ellos. Sin límites de distancia. Puedes construir scripts para misiones completas, incluyendo el control de una cámara.
- Planea todas las misiones a través de la interfaz bi-direccional inalámbrica (opcional). Waypoints, cambio de modo de vuelo, podrás cambiar incluso las ganancias de todos los parámetros de control desde tu portátil, incluso con el multicoptero en el aire.
- Despegue y aterrizaje automáticos. Un toque de switch y contempla como tu APM: Copter ejecuta su misión de manera completamente autónoma, volviendo al inicio y aterrizando por si mismo en frente de ti cuando la ha completado.

1.1.2. Imu shield

La Unidad de Medición Inercial o IMU es un dispositivo electrónico el cual registra velocidad angular, la aceleración lineal y los campos magnéticos terrestres los cuales se envía a un procesador principal. Es un sensor en el que vienen integrados un Giroscopio, un Acelerómetro y un Magnetómetro de 3 ejes cada uno aumentando su desempeño para aplicaciones o sistemas altamente complejos y que están bajo condiciones aerodinámicas.

Figura 129. Descripción IMU (Unidad de Medición Inercial)

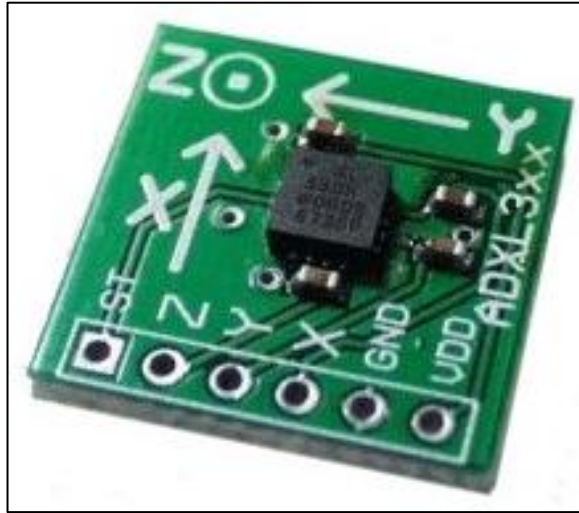


Fuente: <http://www.kionix.com/imu-feature>

Acelerómetro

Es un dispositivo capaz de medir las fuerzas de aceleraciones; estas fuerzas pueden ser estáticas, como la constante gravedad que te empuja al centro de la Tierra, o dinámicas, como el movimiento o la vibración del acelerómetro. Los acelerómetros actualmente son electrónicos y son constituidos por materiales piezoeléctricos.

Figura 130. Acelerómetro.



Fuente: <http://www.electronicamagnabit.com/tienda/33-534-large/modulo-sensor-acelerometro-adxl321-18g.jpg>

Estos acelerómetros (Figura 130) se usan desde los teléfonos celulares, para que cuando los movamos la imagen cambie o gire hasta medición de la aceleración estática de la gravedad, de esta última manera podemos averiguar el ángulo que se encuentra el dispositivo con respecto a la vertical de la tierra.

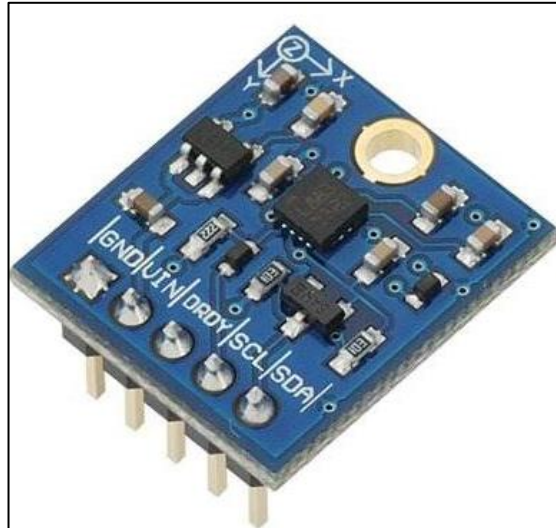
Los acelerómetros tienen 3 unidades individuales en cada eje X, Y, Z y midiendo la aceleración dinámica podemos medir desplazamientos y curvas en el espacio y vibraciones.

Magnetómetro

Es un dispositivo electrónico (Figura 131) capaz de medir los campos magnéticos; estos campos pueden ser el campo magnético de la tierra (polo Norte y polo Sur) haciendo las veces de una brújula o puede ser los campos magnéticos inducidos por corrientes eléctricas o por

materiales ferromagnéticos de la tierra. Básicamente son un electroimán típico con un núcleo de hierro con una bobina de alambre enrollada.

Figura 131. Magnetómetro Electrónico.



Fuente: http://mlm-s1-p.mlstatic.com/compas-magnetometro-digital-infinitec-robotics-ir201021-1906-MLM4772276185_082013-O.jpg

El magnetismo varía de lugar en lugar y debido a las diferencias en el campo magnético terrestre (la magnetósfera) y puede ser causada por las diferentes naturalezas de las rocas. Los magnetómetros son un frecuente componente instrumental de naves espaciales que exploran planetas y para la exploración geológica en busca de estructuras anticlinales.

Giroscopio

Un giroscopio o giróscopo (Figura 132) es un objeto esférico, o en forma de disco, montado en un soporte cardánico, montado de manera que puedan girar libremente en cualquier dirección.

Figura 132. Giroscopio Electrónico



Fuente: <http://www.bricogeek.com/shop/236-685-large/gyroscopio-ixz500.jpg>

Lo sorprendente del giroscopio es que una vez puesto en movimiento mantiene siempre la orientación y se orienta hacia el norte geográfico, de esta manera el giroscopio nos da una orientación precisa, o bien dicho de otra manera nos indica los desplazamientos que tiene en sus ejes y nos da la posición exacta respecto al punto de partida.

El giroscopio es usado en muchas aplicaciones cotidianas desde los pilotos automáticos hasta la perforación direccional de pozos petroleros y en naves espaciales.

1.1.3. Esc turnigy trust 45A

Un ESC o Electronic Speed Controller (Figura 133) es un dispositivo electrónico que sirve para controlar la velocidad de los motores brushless (Sin escobillas), además de su dirección y tiene la posibilidad de poner un freno dinámico. Usualmente son alimentados eléctricamente por radio controles, con la diferencia son mayormente usado para motores brushless proporcionando una fuente de bajo voltaje variando la velocidad del motor.

Figura 133. ESC (Electronic Speed Controller)



Fuente: <http://www.quadruino.com/guia-2/materiales-necesarios-1/esc>

Entre los parámetros más habituales que hay que programar están:

- **Brake:** Freno para hélices plegables, sino está activo la hélice sigue girando y no se recoge (por efecto del aire).
- **Battery type:** Algunos tienen detección automática del tipo de batería (Lipo2S/3S/etc.) y otros hay que indicárselo explícitamente.
- **Cutoff mode:** Cuando detecta que la batería está baja, indica cómo debe comportarse bien reduciendo potencia de motor (preferible) o bien apagándolo completamente.
- **Cutoff threshold:** El nivel que se considera mínimo de batería, si lo bajas agotas más la batería. O bien como viene de fábrica o incluso subirlo un punto de manera que aunque agotes menos la batería (que es bueno para su duración) también cuando te empiece a "flojear" el motor aún tienes reserva para aterrizar con control.
- **Startup mode:** El modo de arranque, en motores con reductora o hélices plegables puede convenir "soft" (suave) para no forzar los piñones y/o darle tiempo a la hélice a que se posicione.

- **Timing:** Este es más delicado. Tiene que ver con la frecuencia con que controla el motor. Suelen venir en modo "auto" y no es fácil saber a priori cual es el valor óptimo pues los fabricantes no suelen indicar el valor y la forma de onda que aplica el propio variador también influye, por lo que la mayoría solemos optar por dejarlo en auto si va bien y en modelos de competición o con requerimientos avanzados suelen determinarlo mediante pruebas en banco midiendo los consumos, revoluciones y el empuje estático obtenido.

1.2. SISTEMA DE PROPULSION

El sistema de propulsión es el que genera el empuje necesario al Hexarotor para poder despegar y mantenerse suspendido en el aire, compensando las variaciones debidos a las ráfagas de viento inesperadas en el ambiente. Los actuadores que me aseguran esto son motores brushless o sin escobillas, las hélices y las baterías.

1.2.1. Motor brushless Rimfire .25

Los motores brushless (Figura 134) o sin escobillas permiten que se consigan un gran rendimiento y una gran potencia a cambio de un gran consumo. Debido a esto, su usan baterías LiPo (Polímero de Litio).

Estos motores están compuestos por una parte móvil que es el rotor, que es donde se encuentran los imanes permanentes, y una parte fija, denominada estator o carcasa, sobre la cual van dispuestos los bobinados de hilo conductor.

Figura 134 Motor Brushless (Sin escobillas)



Fuente: <http://www.electrify.com/largeelectrics/gpma7500-inset4-lg.jpg>

Ventajas:

- Mayor eficiencia (menos pérdida por calor) y 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 y mejor disipación de calor
- Rango de velocidad elevado al no tener limitación mecánica.
- Menor ruido electrónico (menos interferencias en otros circuitos)

Desventajas:

- Mayor costo de construcción
- Siempre hace falta un control electrónico para que funcione (ESC's), que a veces duplica el costo

En este tipo de motor la corriente eléctrica pasa directamente por los bobinados del estator o carcasa, por lo tanto aquí no son necesarios ni las escobillas ni el colector que se utilizan en los brushed. Esta corriente eléctrica genera un campo electromagnético que interacciona con el campo magnético creado por los imanes permanentes del rotor, haciendo que aparezca una fuerza que hace girar al rotor y por lo tanto al eje del motor.

Factor "KV"

Cuando hablamos de motores brushless, hay un parámetro importante que debemos considerar, que es factor "kv". Normalmente aparece junto al número de vueltas de bobinado del motor, y lo que nos indica es el número de revoluciones por minuto a las que es capaz de girar el motor por cada Voltio de electricidad que se le aplica.

Es decir, que si tenemos por ejemplo un motor brushless de 3000kV, y le aplicamos a sus bornes 10 voltios, la velocidad será de 30000rpm. Pero como ocurre muchas veces, no todo son ventajas. A mayores valores para el kv, mayores valores de velocidad, pero menores valores de par y viceversa.

1.2.2. Hélices

La hélice (Figura 135) es un dispositivo constituido por un número variable de aspas o palas (2, 3, 4...) que al girar alrededor de un eje producen una fuerza propulsora. Cada pala está formada por un conjunto de perfiles aerodinámicos que van cambiando progresivamente su ángulo de incidencia desde la raíz hasta el extremo (mayor en la raíz, menor en el extremo).

Figura 135. Hélice



Figura: <http://www.fr.all.biz/img/fr/catalog/19657.jpeg>

Funcionamiento

Los perfiles aerodinámicos que componen una hélice están sujetos a las mismas leyes y principios que cualquier otro perfil aerodinámico, por ejemplo un ala. Cada uno de estos perfiles tiene un ángulo de ataque, respecto al viento relativo de la pala que en este caso es cercano al plano de revolución de la hélice, y un paso (igual al ángulo de incidencia).

Figura 136. . Ángulos de Hélice

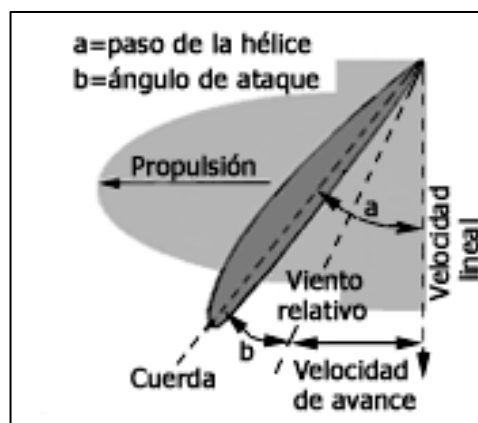


Figura: <http://www.manualvuelo.com/SIF/SIF32.html>

El giro de la hélice, que es como si se hicieran rotar muchas pequeñas alas, acelera el flujo de aire hacia el borde de salida de cada perfil, a la vez que deflacta este hacia atrás (lo mismo que sucede en un ala). Este proceso da lugar a la aceleración hacia atrás de una gran masa de aire, movimiento que provoca una fuerza de reacción que es la que propulsa el avión hacia adelante.

1.2.3. Batería LiPo

La fuente de poder o la alimentación de todo el sistema en general son las baterías LiPo o Polímero de litio (Figura 137). Estas se usan en este tipo de sistemas gracias a que son baterías con poca densidad de energía en comparación con las demás, pero con una característica única, estas pueden entregar mucha potencia ya que los motores, los cuales son los que más consumen, necesitan del orden de 10 a 11 V.

Figura 137. Batería LiPo 4s-6000mA



Figura:http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__11940__Turnigy_nano_tech_6000mah_4S_25_50C_Lipo_Pack.html

Este tipo de baterías se componen de paquetes de celdas, cada celda tiene la capacidad de almacenar 3.7V, así, a mayor número de celdas, mayor capacidad y tiempo de vuelo. También es necesario tener en cuenta el factor

de carga/descarga de las baterías, ya que esto me especifica la rata de entrega de corriente hacia los motores, variadores y la placa APM.

1.3. SISTEMA TRANSMISION DE DATOS

La comunicación con el Hexarotor es un aspecto importante, ya que este realiza en enlace entre el Hexarotor y la estación en tierra o puesto de mando. Para esto es necesario un kit de telemetría o un radio control, y por supuesto un PC en el cual se tendrá un control más riguroso del sistema.

1.3.1. Kit de telemetría

El kit de telemetría es un equipo que consta básicamente de un transmisor y un receptor que permite la comunicación inalámbrica desde un módulo terrestre o centro de control con el equipo en vuelo.

Figura 138. Kit de telemetría.



Fuente: <http://es.aliexpress.com/w/wholesale-telemetry-kit.html>

Gracias a esto, se envían señales hacia la tarjeta controladora en este caso la APM 2.5, dándole las ordenes necesarias para realizar una ruta pre-establecida en el software o interfaz para el usuario. Además con una cámara instalada, podemos ver en tiempo real todo lo que ve el Hexarotor.

1.3.2. Rc Futaba t10chg y Orange rx fasst

Un radiocontrol (RC) es un dispositivo que permite el gobierno de un objeto a distancia y de manera inalámbrica mediante una emisora de control remoto (Figura 139). En el radiocontrol entran en juego tres técnicas fundamentales:

La electrónica que se encarga de transformar los comandos dados en ondas de radio en el transmisor y a la inversa en el receptor, la electricidad, encargada de proporcionar la energía necesaria a los dispositivos tanto el comando (o transmisor) como el receptor y la mecánica encargada de mover los actuadores que dan las señales eléctricas moduladas o decodificadas en movimiento mecánico.

Figura 139. Radio Control y Receptor.



Figura:<http://cdn3.parkflyer.ru/static/files/hc/www.hobbyking.com/hobbyking/store/catalog/T10-CHG.jpg>

Existen todo tipo de vehículos de modelismo dirigidos por radiocontrol, siendo los más populares los coches, los aviones, los barcos, los helicópteros y los submarinos. Los Radio Controles junto con sus receptores, son sistemas que controlan los movimientos de un Hexarotor como el alabeo, cabeceo etc.

1.4. SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL

1.4.1. GPS (Sistema de Posicionamiento Global)

El GPS es un sistema de posicionamiento global formado por una constelación de satélites de navegación que orbitan la tierra a una altitud de cerca de 12.000 millas (20.000 kilómetros). Es desarrollado por el Departamento de la Defensa de los Estados Unidos, diseñado para apoyar los requerimientos de navegación y posicionamiento precisos con fines militares.

Figura 140. Sensor GPS



Fuente:http://onedrone.com/store/image/cache/data/3d%20robotics/gpd_MT3329ad-1-500x500.jpg

En la actualidad es una herramienta importante para aplicaciones de navegación, posicionamientos de puntos en tierra, mar y aire. Este proporciona servicios fiables de posicionamiento, navegación y cronometría gratuita e

ininterrumpidamente a usuarios civiles en todo el mundo. El receptor GPS proporciona su localización y la hora exacta en cualquier condición atmosférica, en cualquier parte del mundo y sin límite de usuarios simultáneos.

1.5. SISTEMA DE CAPTACION DE IMÁGENES

Tener un sistema de captación de imágenes (Figura 141) para un Hexarotor proporciona una visión más completa y detallada de la zona en la que está sobrevolando. Estas imágenes tomadas son vistas en tiempo real desde el centro de control gracias a la interfaz de usuario proporcionada. Estas imágenes pueden ser tratadas para brindarle al Hexarotor una mayor autonomía de vuelo, gracias a que puede reconocer un obstáculo y así poder maniobrar para evitarlo.

1.5.1. Cámara

Una cámara fotográfica o cámara de fotos es un dispositivo utilizado para capturar imágenes o fotografías.

Figura 141. Cámara Fotográfica



Fuente:<http://plane.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/3/2013/05/camera.jpg>

2. INTERFAZ PARA EL USUARIO

La interfaz de usuario es la encargada de mostrar todas las funciones y configuraciones que posee el Hexarotor, entre las cuales son los modos de vuelo, altitud, posición geográfica exacta por medio del GPS, entre otras.

Además de permitir la calibración de los sensores que se encuentran conectados al micro procesador y poder observar por medio de la cámara fotográfica el terreno circundante. Las rutas en las cuales debe volar el Hexarotor se diseñan gracias a las imágenes satelitales provistas por Google Maps.

2.1. MISSION PLANNER

La interfaz Mission Planner (Figura 142) es una aplicación para crear una estación en tierra con todas las funciones necesarias para la configuración de la placa APM o Ardupilot Mega. Su principal característica radica en que es un software de código abierto en el cual se pueden modificar sus parámetros internos para la comodidad del usuario.

2.1.1. Descripción

El Mission Planner es una de interfaz más completa que se encuentran. Posee ventanas que permiten la rápida y fácil configuración del equipo para su vuelo autónomo o guiado por un radio control. Algunas de estas son:

Figura 142. Interfaz Gráfica Mission Planner



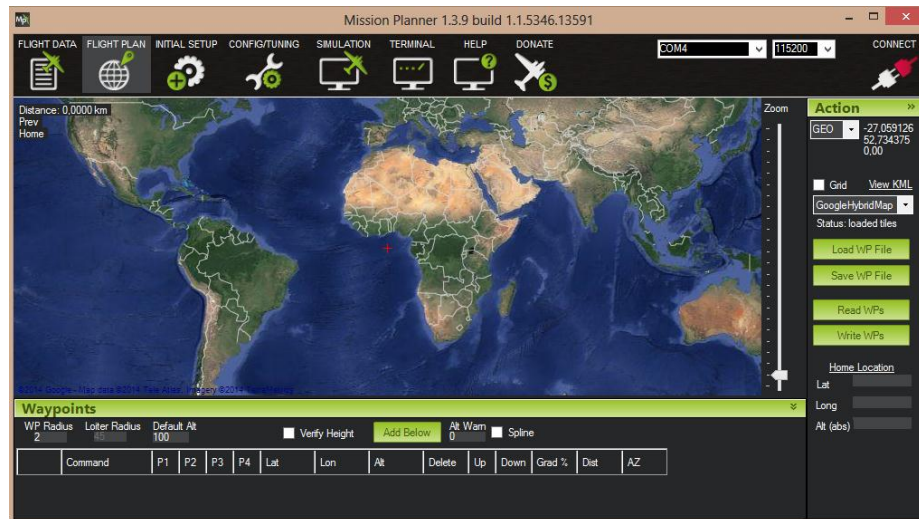
Flight Data: En esta ventana (Figura 143) se observa la declinación del sistema, además los valores escalares de algunas características como son su altitud, velocidad vertical, distancia al próximo punto de control etc.

Figura 143. Ventana Flight Data



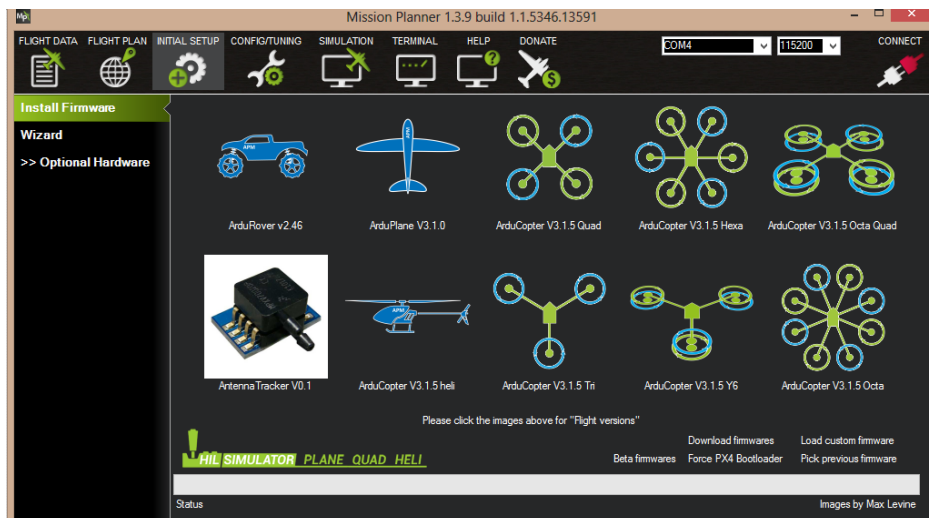
Flight Plan: Aquí (Figura 144) se propone la ruta que deberá seguir el Hexarotor, teniendo en cuenta la altitud, velocidad de movimiento etc.

Figura 144. Ventana Flight Plan



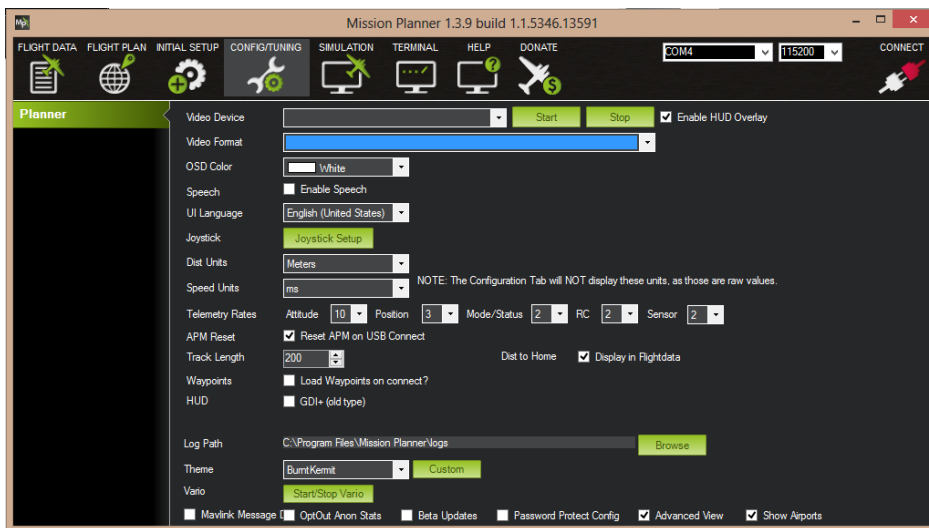
Initial Setup: Ayuda a la configuración del Hexarotor desde la selección del frame o fuselaje, pasando por la calibración de los sensores de la placa hasta la incorporación de nuevo software (Figura 145).

Figura 145. Ventana Initial Setup.



Config/Tuning: En esta ventana se puede realizar una configuración más a fondo, modificando los PID's y para lograr la mayor estabilización posible minimizando los tiempos de respuesta de los actuadores.

Figura 146. Ventana Config/Tuning



Simulation: Se realizan simulaciones de vuelo completando todos los campos en la interfaz, seleccionando el tipo de frame o fuselaje siguiendo al Hexarotor por medio del GPS.

Figura 147. Ventana Simulación



Terminal: Es una ventana de programación, en el cual por medio de comandos simples se pueden “testear” los motores, resetear la placa o cambiar la rotación de los motores.

2.1.2. Características

Algunas de sus características principales son:

- Se puede cargar el firmware hacia la placa (APM) dependiendo de la configuración del fuselaje.
- Establecer, configurar y poner a punto su vehículo para un rendimiento óptimo.
- Planificar, guardar y cargar misiones autónomas en que el piloto automático con entrada simple manera de punto de apuntar y hacer clic en Google o en otros mapas.
- Descargar y analizar los registros de la misión creada por el piloto automático.
- Tiene una interfaz con un simulador de vuelo para PC para crear un simulador completo.

Supervisar el estado de su vehículo mientras está en funcionamiento.

- Realiza registros de telemetría que contienen mucha más información de los registros de los pilotos automáticos a bordo.
- Operar su vehículo en FPV (vista en primera persona)

3. INSTRUCCIONES DE ENSAMBLAJE

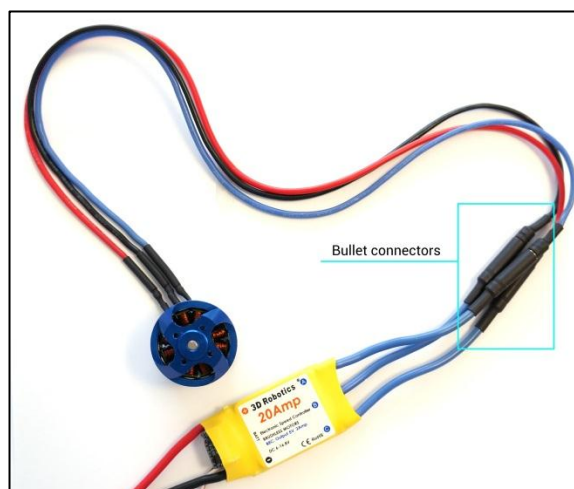
El ensamblaje del fuselaje se realiza de acuerdo a la necesidad del usuario y/o al tipo de fuselaje. En este espacio solo se aconsejara como deben ser las conexiones entre los motores y los variadores, así como las entradas de la placa APM provenientes del módulo receptor del radio control.

Además de esto, se muestra la conexión general del sistema desde la batería hasta los variadores de velocidad.

3.1. CONECCION ENTRADAS RC Y MOTORES AL APM

Para realizar la conexión de los motores hacia la placa APM 2.5 es necesario contar con un variador de velocidad electrónico (ESC) que modifique los pulsos que son enviados desde la tarjeta hacia el motor. Ésta conexión se realiza como se muestra en la Figura 148.

Figura 148. Conexión Motor Brushless-Variador Electrónico de Velocidad (ESC)



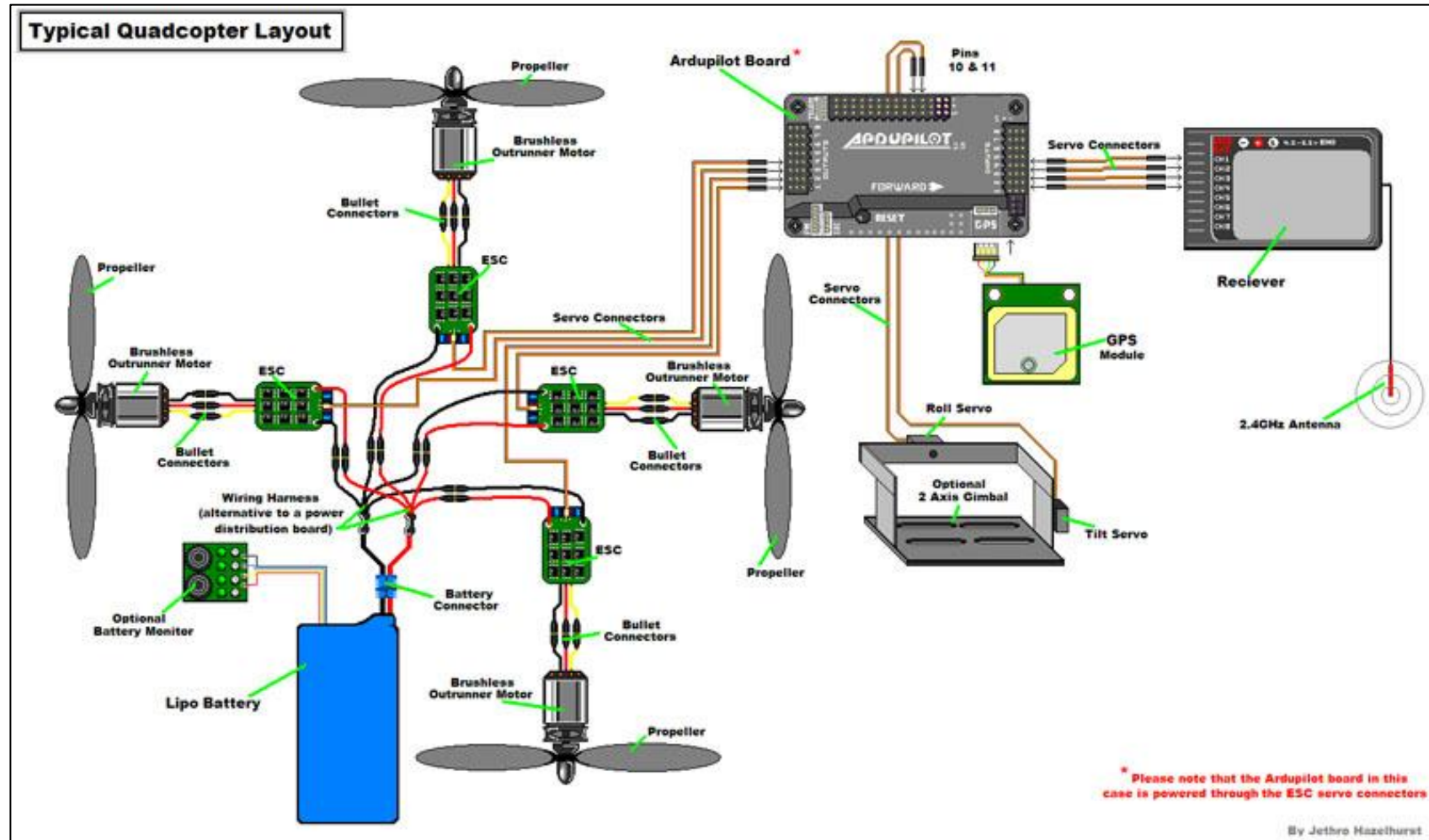
Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2013/06/esc-motor-connect.jpg>

Para cambiar el sentido de giro de los motores, lo único que se debe hacer es intercambiar dos puertos de conexión, gracias a que los motores son trifásicos.

Luego de esto, los variadores de velocidad se conectan a los puestos de salida de la APM. El enlace del Radio Control y el receptor se realiza desde este último. Lo que se busca es conectarlos por medio de una señal inalámbrica que opera en la misma frecuencia, en este caso de 2.4 GHz.

Las señales tomadas por el receptor serán las entradas a la tarjeta Ardupilot, el cual esta las interpretara como pulsos PWM para realizar la calibración del radio control. Estas conexiones se muestran en la Figura 149.

Figura 149. Conexión General



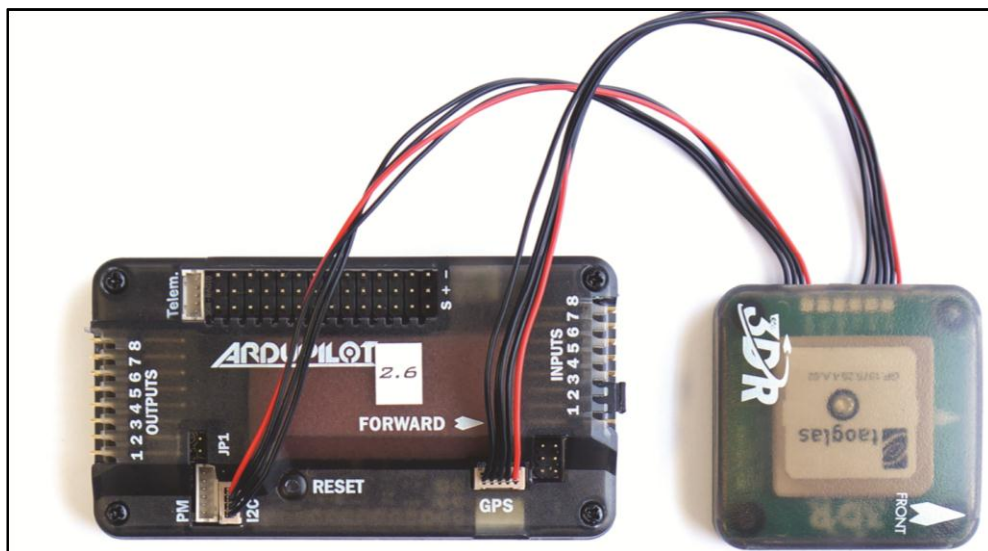
Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2013/05/QuadHookUp800B.jpg>

3.2. INSTALACION MODULO DE GPS

La conexión del módulo GPS se hace directamente a la tarjeta Ardupilot mediante dos puestos especiales en los que se asegurara su total funcionamiento (Figura 150).

Hay que recordar que este módulo 3DR, es un GPS que solo funciona de manera correcta en exteriores. Si se intenta usar en un lugar encerrado, la señal no podrá ser captada por ningún satélite dispuesto en la estratosfera.

Figura 150 Conexión GPS-Ardupilot



Fuente: <http://dev.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/6/2013/06/gps-to-arduino-wiring-web.jpg>

4. CONFIGURACION DEL HEXAROTOR

A continuación se presenta como se realiza la configuración completa de un Hexarotor para que pueda realizar un vuelo autónomo al establecer una ruta predeterminada usando un sensor de posicionamiento global (GPS).

El Hexarotor tendrá la capacidad de mantenerse en un punto fijo con un alto grado de estabilidad que ayudara a la captación de imágenes por medio de una cámara fotográfica para su posterior análisis en el centro de mando o estación terrestre.

Primero se pasa a seleccionar la configuración de vuelo en la ventana Initial Setup de la interfaz del Mission Planner para descargar el respectivo firmware correspondiente al tipo de Multirotor a volar.

Posteriormente, se deben configurar todos los sensores necesarios para una óptima navegación los cuales se encuentran en la IMU shield mencionada anteriormente. Un factor importante es la calibración del rango de los pulsos PWM que se envían a los variadores de velocidad mediante el Radio Control y su receptor, ya que estos son los que controlan a los actuadores (motores) para realizar todo el vuelo.

4.1. CARGAR FIRMWARE

El Firmware es el cerebro del autopiloto que ha sido creado y mantenido para que permanezca como un código abierto.

4.1.1. Conexión APM al ordenador

El primer paso consiste en conectar la placa APM al ordenador o computador. Una vez descargado el Mission Planner en la estación de control terrestre, conecte la placa APM en el ordenador usando un conector USB como se muestra en la

Figura 151. Conexión APM- Ordenador



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/initial-setup/common-load-firmware-arduino/>

4.1.2. Conexión APM al Mission Planner

El siguiente paso es la configuración del Mission Planner para que pueda reconocer la placa APM. En la esquina superior derecha de la interfaz se observa el menú de puertos. Se selecciona el puerto con la leyenda Arduino Mega 2560 y la tasa de baud en 115200.

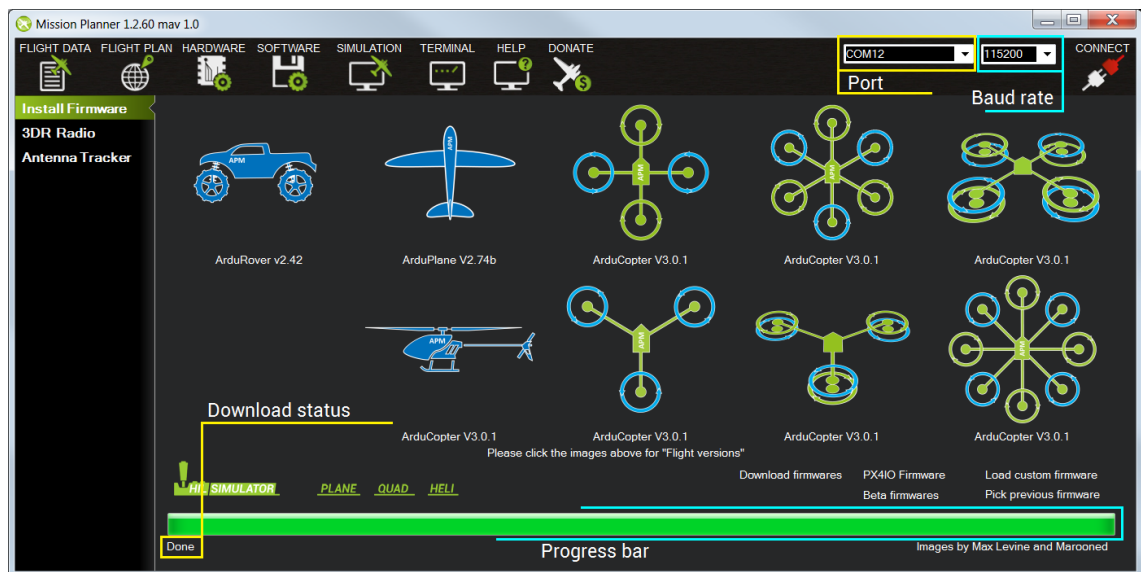
Figura 152. Menú de puertos APM



4.1.3. Selección del firmware.

Ahora se selecciona el firmware (Figura 153) para descargarlo en la APM; este depende de la configuración del hardware del UAV, que en este caso es un Hexarotor.

Figura 153. Selección Firmware



Al seleccionar el frame o fuselaje de la interfaz, el Mission Planner automáticamente detecta la versión del firmware más reciente. Al confirmar la descarga del firmware, aparecerá un mensaje para terminar el proceso.

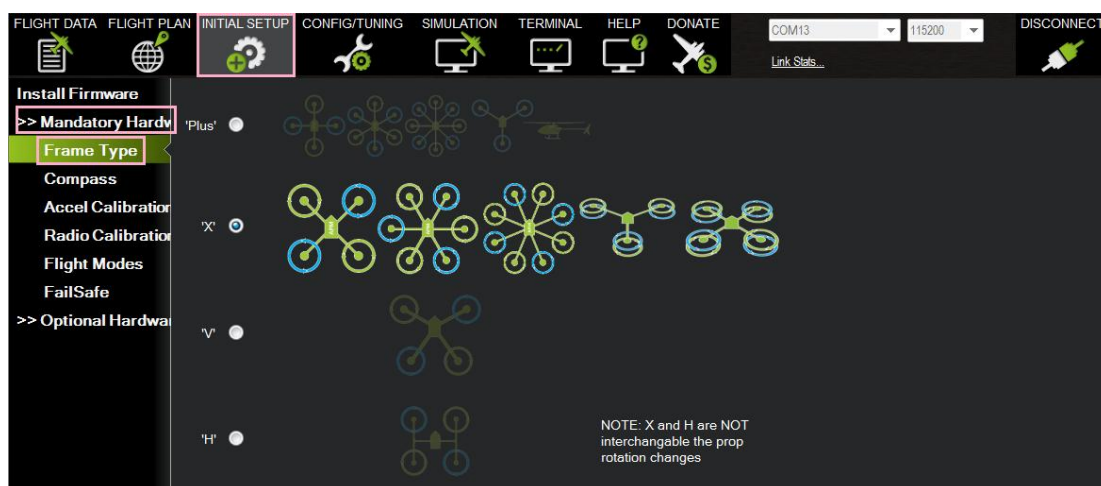
4.1.4. Conexión MavLink

Para realizar la conexión total de la placa, se oprime el botón que se encuentra en la esquina superior derecha, con esto se cargan todos los parámetros hacia la APM.

4.2. SELECCIÓN DEL TIPO DE FUSELAJE

Con la placa conectada a la interfaz, el paso a seguir es determinar la forma de vuelo ya sea tipo **I (Plus)** o tipo **X**. En la ventana Initial Setup, se ilumina la opción Frame type (Figura 28) que se encuentra en la parte izquierda. Ahí se encuentran todas las configuraciones de vuelo posibles para multirrotores. Por defecto esta seleccionada la configuración **X**, si esa no es la configuración a usar, solo se ha de cambiar la configuración a **Plus, X, V o H**.

Figura 154. Selección del tipo de Fuselaje



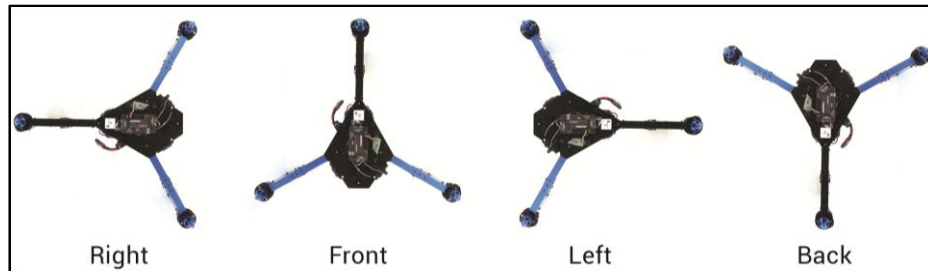
Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/initial-setup/configuring-hardware/>

4.3. COMPASS

Para realizar la calibración básica del Compass se deben seguir los siguientes pasos (Figura 155):

- En la ventana Initial Setup, seleccionar el módulo Compass
- Comprobar seleccionar la casilla Enable y AutoDec.
- Oprimir el botón Live Calibration.
- Seleccionar la configuración de la placa APM. APM with Onboard Compass o APM with External Compass

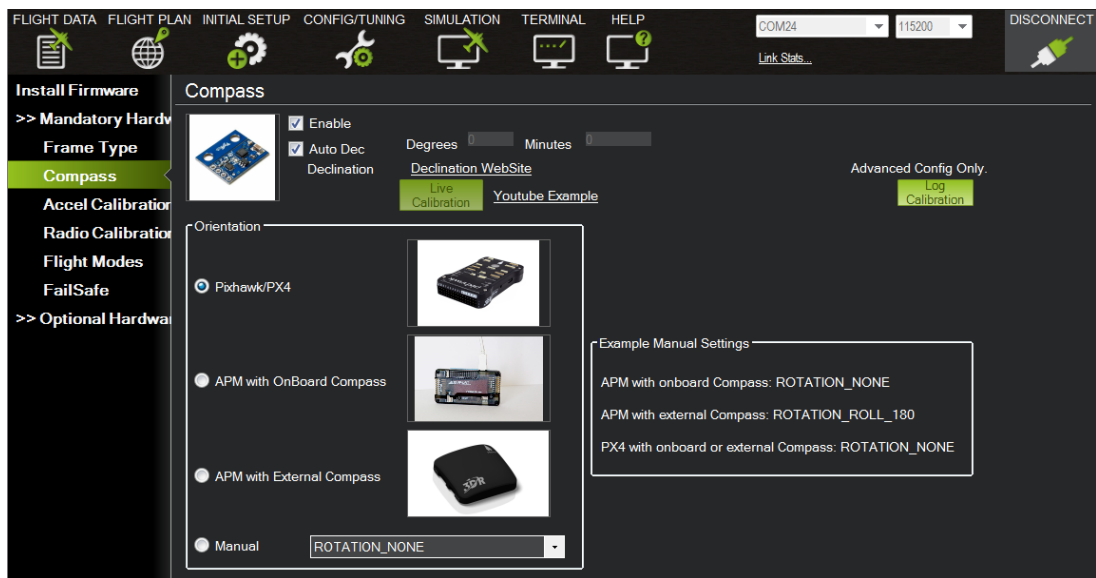
Figura 155 Posiciones de Calibración del Compass



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/initial-setup/configuring-hardware/>

Se muestra una ventana en la cual, durante un tiempo mínimo de 60 segundos, se debe mover la placa APM en todas las direcciones posibles para lograr captar y almacenar estos datos en la tarjeta (Figura 156).

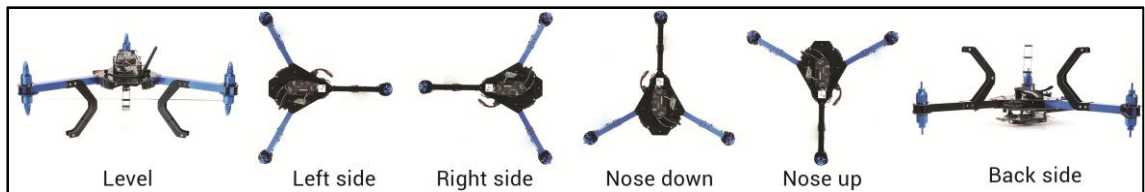
Figura 156. Calibración Compass



4.4. ACELEROMETRO

Para realizar la calibración del acelerómetro, se requiere posicionar el Hexarotor en las posiciones mostradas (). Esto se logra accediendo al menú Accel-Calibration en donde por medio de unos simples pasos se logra la calibración completa.

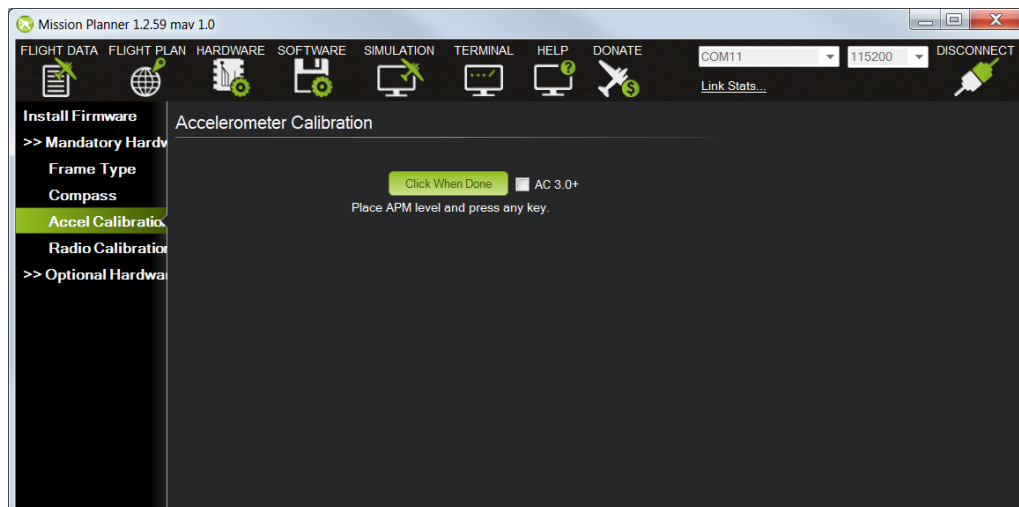
Figura 157. Posiciones para la calibración del Acelerómetro



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2013/07/accel-calib-positions.jpg>

Como primer parámetro se toma la actitud del sistema. La nivelación es el factor más importante ya que esta será la actitud que el controlador considerara durante todo su vuelo. Además durante su calibración es recomendable no mover el Hexarotor después de calibrar la función anterior (Figura 158).

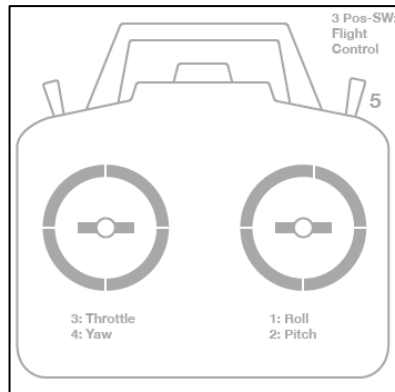
Figura 158. Accel-Calibration



4.5. RADIO CONTROL

Como primer paso se enciende el transmisor y se conecta el receptor a la placa APM, luego se debe verificar que este debe estar en "Airplane mode" y todas las palancas y switches en el centro. En la Figura 159 se observa una configuración general de las palancas de un Radio Control.

Figura 159. Posición de las palancas del Radio Control.



Fuente: http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2012/01/radio_setup1.png

Los números del 1 al 5, representan los canales en el que se manejan los movimientos básicos del Hexarotor.

En el Mission Planner, se selecciona la opción “Calibrate Radio” en el menú (Figura 160). Para continuar con la calibración es necesario tener las baterías desconectadas, así como las hélices deben estar separadas de los motores.

Figura 160. Menú de Calibración Radio Control



Después de tener en cuenta estas precauciones, se prosigue a completar la calibración de los PWM del motor. Se selecciona la opción Calibrate Radio, y se posicionan las palancas en el centro. Para continuar se selecciona OK.

Ahora se mueven todas las palancas o sticks del radio control para enviar las señales a su receptor, las cuales son leídas y almacenadas por la placa APM. Al hacer esto, se visualizan estos pulsos en la interfaz en donde cada canal o movimiento es representado por una barra ya sea horizontal o vertical; en donde gracias al radio control se establecen los límites superior e inferior para cada canal.

La configuración básica de los canales del transmisor y el receptor viene dada de esta forma:

Channel 1: low = roll left, high = roll right.

Channel 2: low = pitch forward, high=pitch back.

Channel 3: low = throttle down (off), high = throttle up.

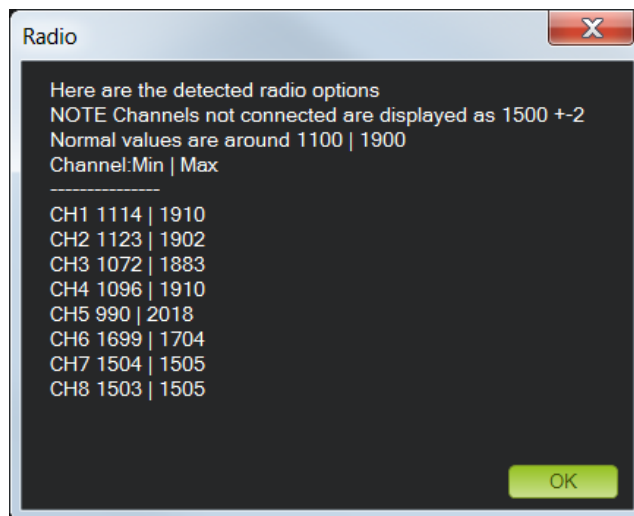
Channel 4: low = yaw left, high = yaw right.

Figura 161. Calibración límites superior e inferior de cada canal.



Al terminar con la calibración, y después de haber verificado las posiciones máximas y mínimas, se oprime el botón “Click when Done”. Al realizar esto se muestra un sumario de los datos de la calibración, estos valores normalmente se encuentran alrededor de 1100 para el rango mínimo y 1900 para el rango máximo (Figura 162).

Figura 162. Datos de Calibración.



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2013/07/radi-calib-results.png>

5. CALIBRACION DE LOS ESC

Los Controladores electrónicos de velocidad (ESC) son los responsables de la velocidad de giro de los motores que es requerida por el autopiloto, la mayoría de estos deben estar calibrados para que conozcan los valores máximos y mínimos del PWM que el controlador de vuelo debe enviar. La calibración de los ESC se debe realizar según las instrucciones del fabricante, ya que no todos se comportan de la misma manera.

5.1. METODOS DE CALIBRACION

Existen dos métodos de calibración para los ESC, la primera consiste en realizar la calibración a todos de una vez por medio de la placa APM usando el radio control y su receptor, y la segunda se basa en realizar una calibración individual usando solo el canal o puerto 3 del receptor en el que está configurada la aceleración.

5.1.1. All to once

Como medida de seguridad, se debe asegurar que el Hexarotor no tiene las hélices, ni la placa esté conectada vía USB y la batería este desconectada (Figura 163).

Figura 163. Recomendaciones de Seguridad.



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/initial-setup/esc-motor/>

Para un mejor entendimiento, se deben seguir ciertos pasos mostrados a continuación.

- Encender el transmisor (radio control) y colocar la palanca de la aceleración en la máxima posición.

Figura 164. Aceleración al máximo



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/initial-setup/esc-motor/>

- Conectar la batería tipo LiPo (Figura 165). Se encenderán los leds de color rojo, azul y amarillo en un patrón cíclico. Esto significa que la placa APM entrara en el modo de calibración del ESC la próxima vez que se conecte la batería.

Figura 165. Conexión batería a la placa.



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/initial-setup/esc-motor/>

- Con la palanca de la aceleración del transmisor aun en máximo, desconecte y reconecte la batería.

Figura 166.Desconexión y reconexión de la batería.



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/initial-setup/esc-motor/>

- El Ardupilot ahora se encuentra en el modo de calibración ESC (en la placa APM se observa que el led rojo y azul están titilando)
- Espere por el tono musical emitido por el ESC, el número de tonos indican la cantidad de celdas de la batería y luego dos tonos adicionales que indican que el máximo valor de aceleración ha sido capturado.
- Mueva la palanca de la aceleración del transmisor hacia abajo a la posición mínima (
- Figura **167**), con esto se termina la calibración.

Figura 167. Aceleración al mínimo.



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/initial-setup/esc-motor/>

5.1.2. ESC by ESC

Como medida de seguridad, se debe asegurar que el Hexarotor no tiene las hélices, ni la placa esté conectada vía USB y la batería este desconectada.

Calibrando ESC individualmente:

- Conecte uno de los ESC en el canal de la aceleración del receptor usando los cables de señal, positivo y negativo.
- Encender el transmisor y poner la palanca de aceleración al máximo.
- Conecte la batería LiPo, sonara un tono musical y luego dos beeps
- Después de esto, coloque la palanca del acelerador al mínimo.
- Se escuchara un numero de tonos dependiendo del número de celdas que tenga la batería y finalmente un solo y largo beep indicando que los puntos máximo y mínimo han sido captados y el ESC está calibrado.
- Desconecte la batería. Ahora repita los pasos anteriores para todos los ESC

6. PRUEBA DE LOS MOTORES

Los multirotores requieren que los motores giren en una dirección específica de acuerdo a su configuración. Es necesario verificar que cada motor gire en la dirección correcta. Gracias a esto los motores eliminarán los torques inducidos entre sí, sin la necesidad de un motor adicional que elimine este giro.

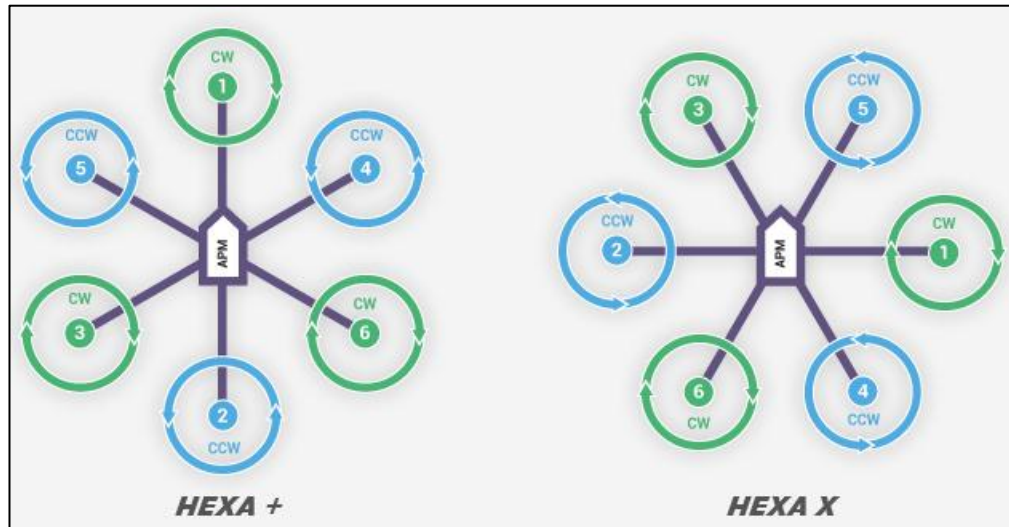
- Asegúrese que las hélices no están colocadas en el hexarotor.
- Encienda el transmisor y seleccione el modo de vuelo “estabilización” y conecte la batería.
- Arme el hexarotor manteniendo la palanca de la aceleración y el rudder hacia la derecha por cinco segundos, si con este método de armado los motores no giran probablemente no se haya hecho el armado correctamente.
- Cuando se haya realizado el armado correctamente, aplique una pequeña cantidad de aceleración y observe la dirección de giro.

6.1. DIRECCION DE ROTACION

La dirección de rotación de los motores (horario o anti-horario) es determinada por la conexión con los ESC. La dirección de los motores se debe verificar aplicando o moviendo la palanca de aceleración.

Se debe lograr una configuración como la mostrada en la Figura 168. Como se observa, tres motores giran en sentido horario y los otros 3 en sentido anti-horario; esto garantiza que cada motor elimine el torque inducido por su opuesto.

Figura 168. Configuración de los motores.

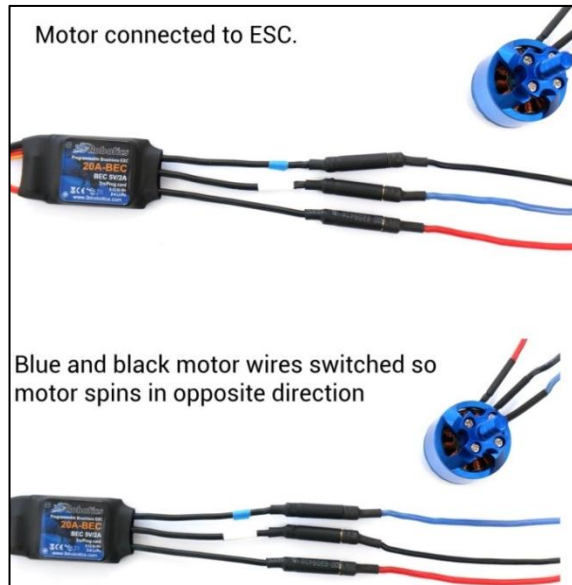


Fuente: <http://planner.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/5/2013/12/hexa-octo.jpg>

Generalmente se debe cambiar la dirección de giro de algunos motores, para corregirlo se deben cambiar dos cables en la conexión con los ESC como se muestra en la

Figura 169.

Figura 169. Cambio de dirección de giro.



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2013/07/motor-spin2.jpg>

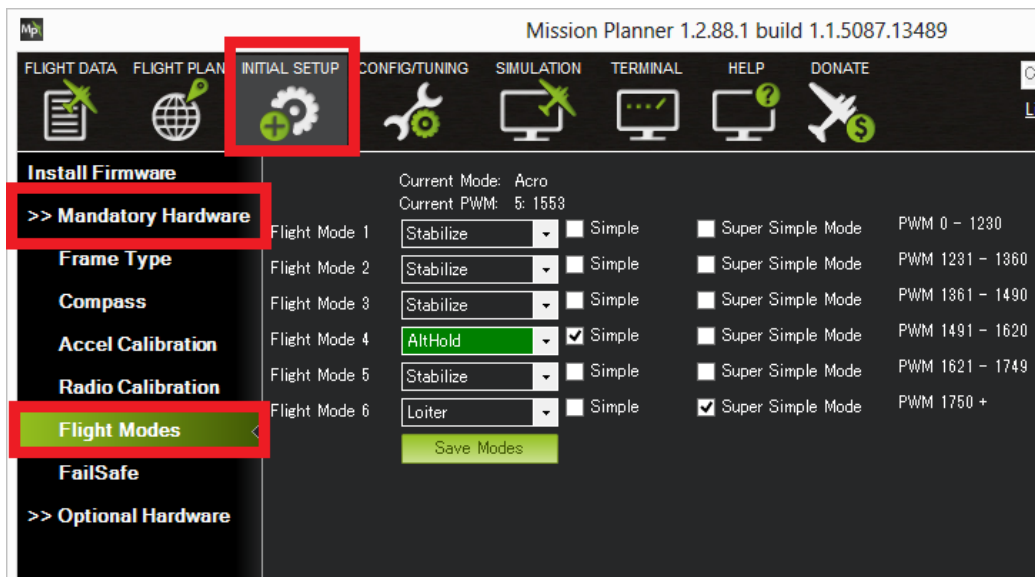
6.2. SINCRONIZACION

La sincronización de los motores, es una característica importante para el vuelo óptimo del hexarotor. La calibración de la sincronización de los motores permite que los motores se muevan al mismo tiempo a la misma velocidad logrando la máxima estabilización posible. Esto se realiza mediante la calibración de los ESC (variadores electrónicos de velocidad) en el paso anterior. Hay que consultar el manual de los ESC para realizar su calibración.

7. MODOS DE VUELO

Existen 14 modos de vuelo disponibles en la APM, los cuales 10 son usados regularmente. La placa APM puede capturar 6 modos a la vez, que pueden ser modificados.

Figura 170. Modos de Vuelo



Fuente: http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2012/01/MP_SetupFlightMode.png

Para seleccionar los tipos de vuelo, se debe usar el canal 5 del radio control radio control y realizar el procedimiento de la siguiente manera:

- Encienda el transmisor y conecta la APM al Mission Planner.
- Diríjase a la ventana Initial Setup, luego a Mandatory Hardware y a Flight Modes.
- Uno de los modos está seleccionado debido a la posición del canal 5 del transmisor. Si este se mueve automáticamente cambiara de posición de modo de vuelo.
- Al terminar oprima la opción Save Modes.

Los principales modos de vuelo para los vuelos autónomos son: estable, automático, altitud mantenida y regreso a casa

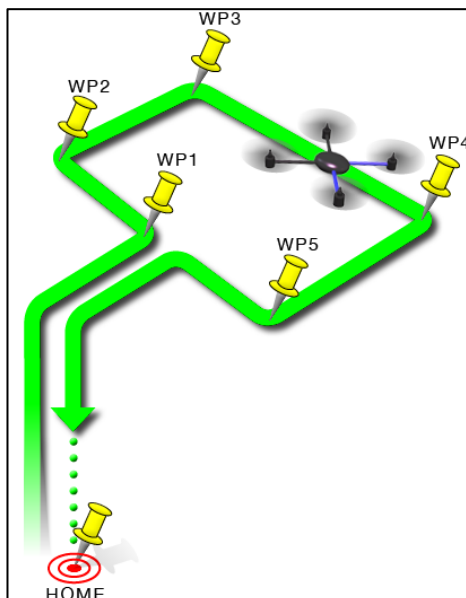
7.1. ESTABLE

El modo estable o Stabilize mode permite volar el hexarotor de forma manual pero auto-nivela los ejes de balanceo y cabeceo.

7.2. AUTOMATICO

En el modo automático el hexarotor seguirá una ruta pre-establecida (Figura 171) diseñada en el Autopilot el cual es realizado por los comandos de navegación (waypoints).

Figura 171. Modo Automático.



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2012/12/auto.png>

Este modo de vuelo incorpora un control de altitud y un control de posición, así que solo debe ser puesto en marcha cuando estos modos estén calibrados.

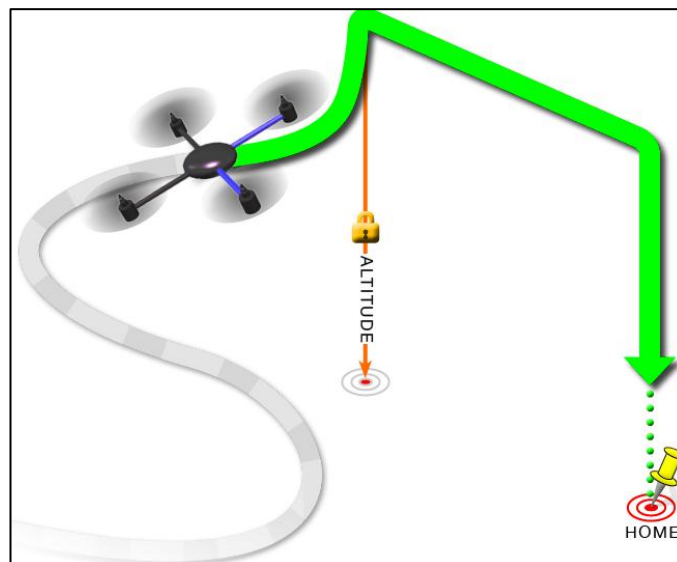
7.3. ALTITUD MANTENIDA

En altitud mantenida, el hexarotor mantiene de manera constante la altitud al mismo tiempo que permite el alabeo, cabeceo y guiñada pueda ser controlada manualmente.

7.4. REGRESO A CASA

En regreso o retorno a casa, el hexarotor navega desde un punto de una posición cualquiera hasta el lugar de despegue (Figura 172).

Figura 172. Retorno a Casa.



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2013/08/RTL.png>

8. VERIFICACION ARMADO DE SEGURIDAD

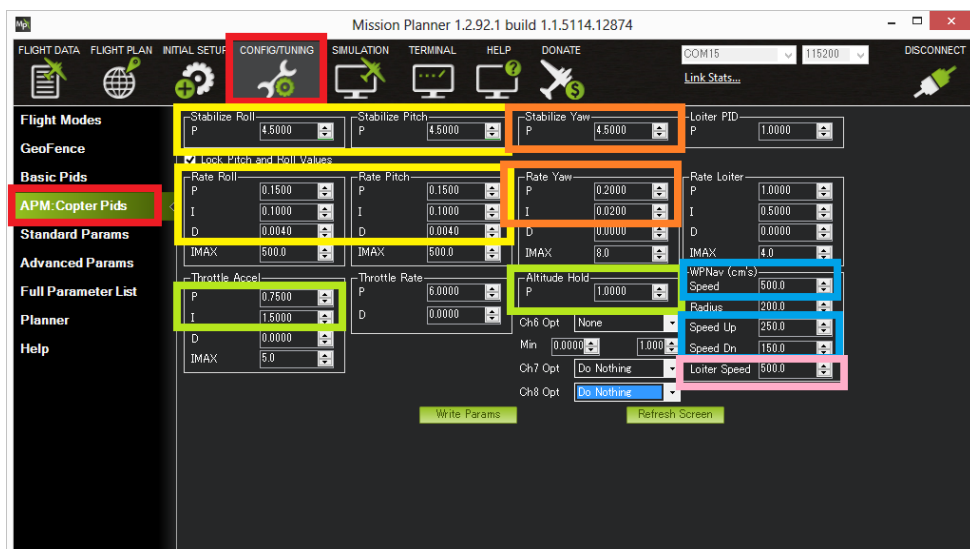
- Verifica que el Radio esta calibrado.
- Verifica que el Acelerómetro esta calibrado.
- Verifica que el Compass está saludable y tiene comunicación.
- Verifica que en el Compass las compensaciones no son demasiado grandes (es decir, $\sqrt{x^2 + y^2 + z^2} < 500$).
- Verifica adecuada Compass intensidad de campo magnético: (APM1 / APM2 está sobre 330)
- Verifica el Barómetro.
- Tiene GPS
- Si la radio a prueba de fallos está activada, comprueba el valor mínimo de la canal del acelerador no está por debajo del FS_THR_VALUE
- Comprueba el parámetro ANGLE_MAX (es decir, el ángulo máximo el helicóptero se incline sobre en la mayoría de los modos) es > 10 grados y < 80 deg
- Los controles del radio de giro, inclinación, aceleración y guiñada min es inferior a 1300 y max son > 1700

9. SINTONIZACION

Luego de realizar el primer vuelo, puede que el Hexacopter no responda al control de las entradas de la forma deseada o puede que tenga problemas para mantener el control del Hexarotor. La mejor forma de realizar el control es mediante los controladores PID.

Por defecto, los controladores PID que se encuentran en la tarjeta APM son los cargados gracias al firmware cargado anteriormente. Si se quiere conseguir el máximo desempeño se necesita ajustar los controladores PID usando el Mission Planner. En la Figura 173 se muestran los parámetros más importantes para el alabeo y cabeceo (Roll/Pitch), Guiñada (Yaw), altitud fija(Altitude hold), loiter y puntos de navegación(Waypoints).

Figura 173. Interfaz sintonización PID



Fuente: http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2012/12/Tuning_CommonThingsToChange.png

9.1. ROLL AND PITCH TUNING

¿Como el Hexarotor responde al alabeo y cabeceo? ¿Cuándo el Hexarotor está flotando? ¿Cuál es el nivel de aceleración a tomar de referencia? Todas estas preguntas aparecen cuando se observa un Hexarotor en el aire. La respuesta se encuentra en los controladores PID

Hay muchos factores que se pueden sintonizar para que el Hexarotor consiga un óptimo desempeño, los más críticos son los valores de P para la velocidad del alabeo y el cabeceo, los cuales convierten la velocidad de rotación requerida en el motor. Este factor podrá conseguir que el hexarotor vuele bastante bien, al menos en el modo de estabilización.

Algunos consejos o advertencias sobre como sintonizar este parámetro son:

- Valor de P muy alto, el hexarotor oscilara rápidamente en el alabeo y el cabeceo
- Valor de P muy bajo, el Hexarotor se será muy lento.
- Para alta cantidad de energía, el valor de la ganancia será baja
- Para baja cantidad de energía, el valor de la ganancia será muy alta

Para comenzar la sintonización o afinación, dirijase a la ventana Config/tuning y luego a Basic Tuning (Figura 174). Se observa que se empieza con el alabeo y cabeceo (Roll and Pitch).

Figura 174. Interfaz de sintonización del alabeo/cabeceo/aceleración



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2014/04/mission-plannerbasic-tuning.png>

Para realizar la sintonización siga el siguiente procedimiento:

- Conecte la APM al planificador de misión.
- En el planificador de la misión, seleccione Config / Tuning, luego APM: Copter PID`s.
- Ajuste el CH6 Opt a " Rate Roll/Pitch kP".
- Establecer un mínimo a 0,08, máximo a 0.20.
- Presione el botón "Write Params".
- Gire la perilla de sintonía CH6 del transmisor a la posición mínima, pulse el botón "Actualizar Parámetros" y asegúrese de que los valores de velocidad de balanceo P y la velocidad de cabeceo P se conviertan en 0,08 (o algo muy parecido).
- Gire el mando CH6 a su posición máxima, presione "Refresh Params " y asegurar el rollo Cambio P se mueve a 0.20.
- Mueva la perilla CH6 al centro o medio.
- Arme y vuele el Hexarotor en el modo Estabilizar ajustando el mando CH6 hasta que obtenga un sistema sensible pero no tambaleante.

- Después del vuelo, desconecte la batería lipo y vuelva a conectar la APM para el planificador de la misión.
- Con el mando CH6 en la posición que le dio el mejor rendimiento, vuelva a la pantalla ArduCopter PID`s y pulse el botón " Refresh Params "
- En los campos Rate Roll P y Rate Pitch P re-escriba el valor que se observa, pero sólo ligeramente modificado para que el planificador de misión reconozca que ha cambiado y vuelve a enviar a la APM. Así por ejemplo, si Rate Roll P aparece como "0.1213" hacen "0.1200"
- Ajuste el Ch6 Opt a "None" y oprima " Write Params "
- Pulse el botón Desconectar en la parte superior derecha.

9.2. YAW TUNNING

La sintonización de la guiñada (Yaw), se realiza de la misma manera que el alabeo y el cabeceo (Roll/Pitch).

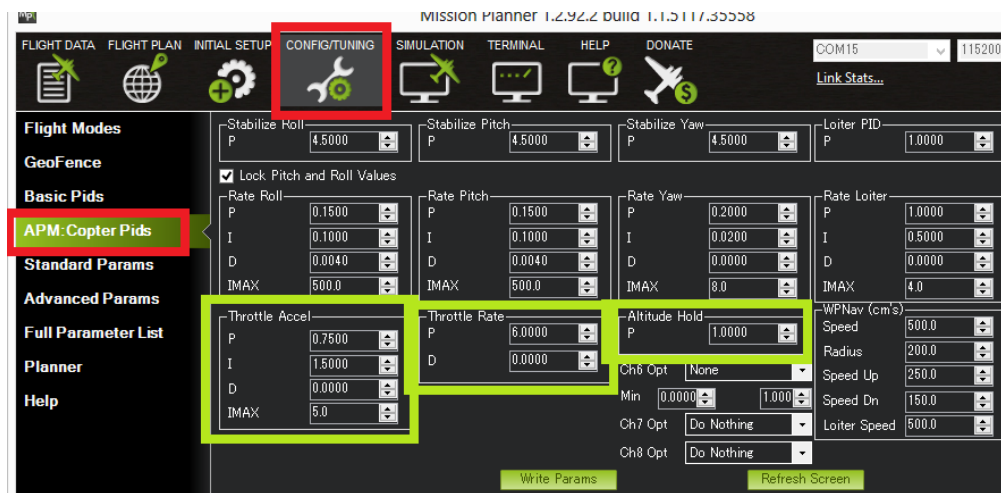
9.3. ALTITUDE HOLD MODE

En el modo Altitude Hold, el Hexarotor mantiene una altitud constante al mismo tiempo que el alabeo, cabeceo y guiñada. El piloto puede controlar la velocidad de ascenso o descenso del vehículo con el mando del acelerador.

Si el acelerador se encuentra a media capacidad (40%-60%) el vehículo mantendrá la altitud actual. Fuera del rango mencionado ya sea por debajo del 40% o por encima del 60%, el vehículo descenderá o ascenderá dependiendo de la desviación de la aceleración.

Cuando la palanca se encuentre al mínimo el Hexarotor descenderá a una velocidad de 2.5 m/s, y si se encuentra al máximo ascenderá a 2.5m/s. esta velocidad no es fija, ya que se puede modificar o ajustar con el parámetro PILOT_VLEZ_MAX al igual que el rango de la zona muerta con el parámetro THR_DZ.

Figura 175. Sintonización de altitud.



Fuente: http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2012/12/Tuning_AltHold.png

10. ANALISIS Y PLANES DE MISION

Los planes de misión se desarrollan para hacer que un vehículo aéreo no tripulado (UAV) realice una rutina específica por medio de una ruta establecida con anterioridad sin la necesidad de que un operario tenga un control permanente sobre el sistema, solo debe observar el horizonte que el UAV capte con la cámara.

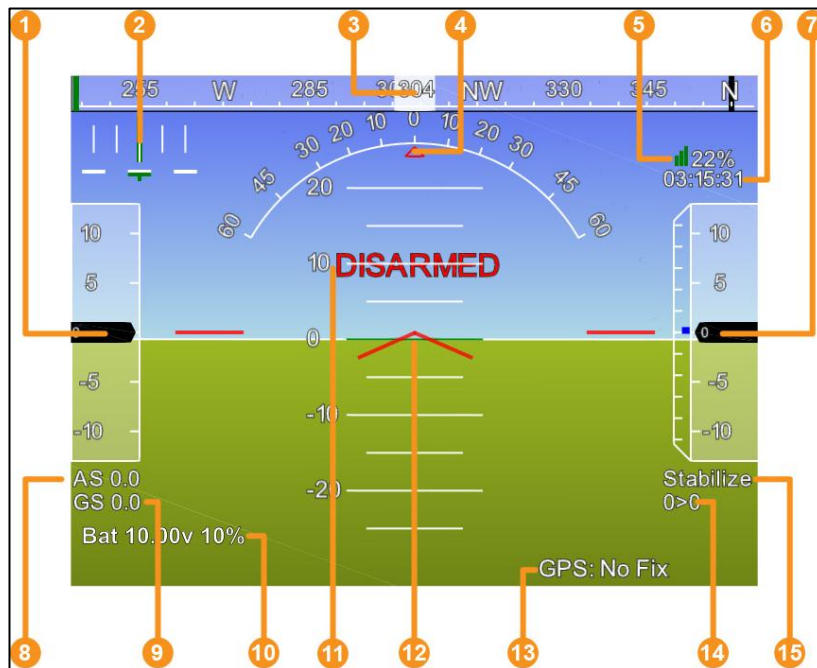
La ruta que sigue el UAV es diseñada conforme a las necesidades del usuario. El Hexarotor puede quedarse en un lugar fijo el tiempo que sea necesario y seguir hacia otro punto establecido, hasta aterrizar en el sitio donde despegó.

10.1. ESTACION TERRESTRE DEL MISSION PLANNER

La estación terrestre o centro de control, es una plataforma en la cual se puede visualizar todo el comportamiento del Hexarotor. Los factores más importantes del Hexarotor pueden ser modificados o calibrados para tener un mayor control sobre este.

Los datos o lecturas de los sensores provenientes de la placa APM son mostrados en el Mission Planner, tales como velocidad de movimiento, altitud de vuelo, orientación entre otros; además de proveer una visión satelital de la zona que se va a sobrevolar gracias al sistema de posicionamiento global (GPS). Este sistema permite una mayor facilidad para diseñar rutas que debe seguir el Hexarotor. En la **Figura 176** se puede observar todas las características del sistema de navegación, las cuales son:

Figura 176. Interfaz de la APM



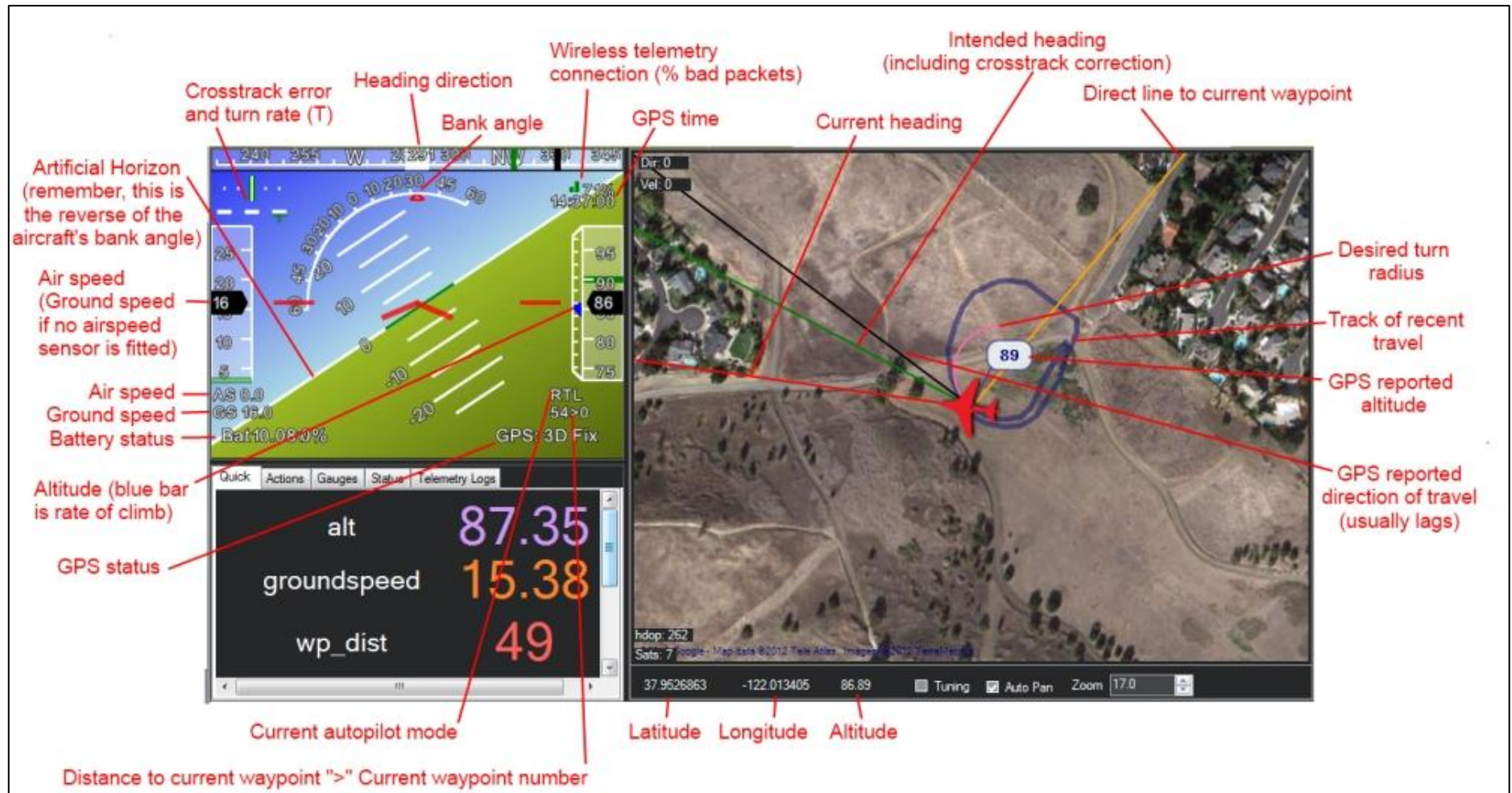
Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-using-a-ground-station/>

1. Velocidad del aire
2. Error de Rumbo y velocidad de giro (T)
3. Dirección Rubro
4. Angulo del banco
5. Conexión de telemetría inalámbrica
6. Hora del GPS
7. Altitud (barra azul es velocidad de subida)
8. Velocidad del aire (Ambiente)
9. Velocidad de la tierra
10. Estado de la batería
11. Horizonte artificial

Consideraciones:

- El mapa solo muestra la posición cuando el GPS está bloqueado o está usando el simulador de vuelo.
- Recuerde como trabaja el horizonte artificial: cuando la aeronave se incline hacia la derecha, el horizonte se inclina hacia la izquierda. Este funcionamiento es normal y no se debe cambiar.
- Para multirrotores, algunos significados de las salidas son las siguientes:
 - WPDist: Distancia del próximo waypoint en metros.
 - Bearing ERR: Cuan lejos está el UAV de la línea hacia el próximo waypoint.
 - Alt ERR: Cuan lejos está el UAV de la altitud establecida
 - WP: Siguiete waypoint a alcanzar
 - Mode: Modo autopiloto actual
- Puede cambiar modos y otros comandos de acción en el aire con el Mission Planner, pero hay que tener en cuenta que debe estar bajo control del piloto automático para que surja efecto

Figura 177. Descripción completa de la interfaz del Hexarotor



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-using-a-ground-station/>

10.2. PLAN DE MISION CON “WAYPOINTS”

Usando el Mission Planner se pueden crear misiones usando fácilmente un editor de waypoints con solo dar click en el mapa. Para usar este modo de vuelo es necesario el uso de un GPS totalmente funcional.

10.2.1. Comandos básicos del waypoint

Una misión o archivo de misión es un potente lenguaje de escritura para el piloto automático. Se pueden tener tantos comandos como se, que abarcan desde los pre-programados hasta los que se puedan crear.

Estos son algunos de los comandos as comunes:

{NAV_WAYPOINT n/a, alt, lat, lon}

{NAV_TAKEOFF pitch, target altitude}

{NAV_LAND n/a, alt, lat, lon}

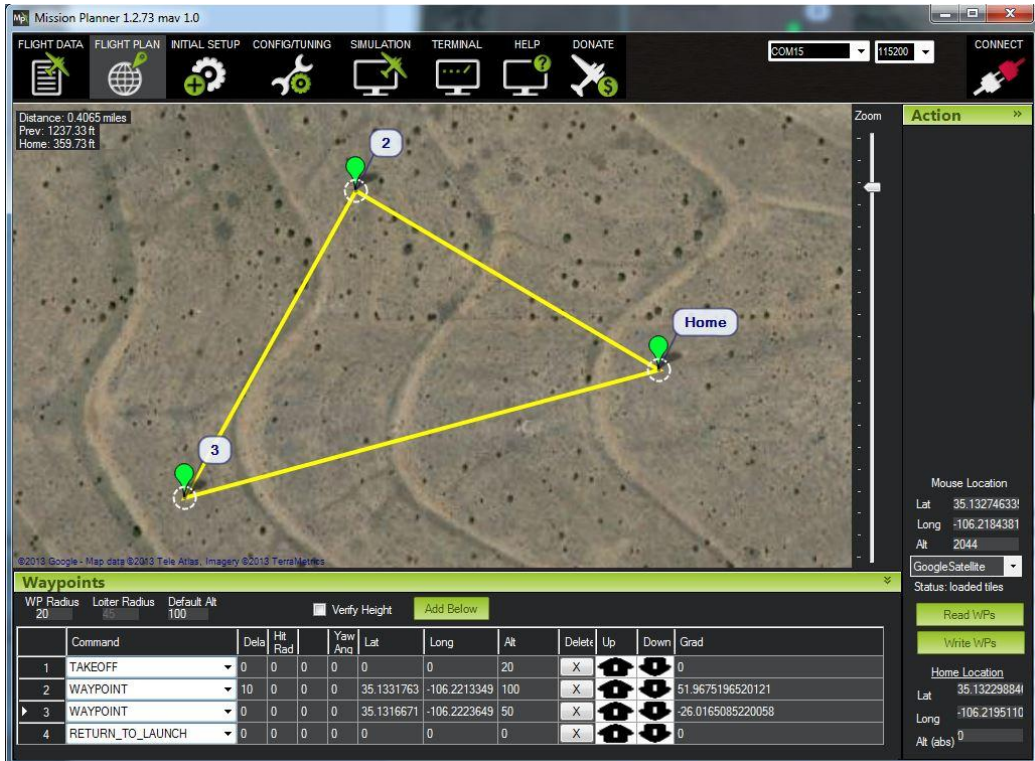
{DO_JUMP waypoint, n/a, repeat count, n/a}

Consejos

- **Prefetch:** Puede almacenar en el cache de la tarjeta los datos del mapa, gracias a esto no es necesario el acceso a internet en el campo.
- **Grid:** Permite dibujar un polígono para crear automáticamente puntos de interés sobre el área seleccionada.

- Configurar el punto de retorno a casa es sencillo, solo se debe dar click en “Home Location” sobre el lugar donde se quiere aterrizar y guardar las coordenadas de ese punto.

Figura 178.Waypoints



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-planning-a-mission-with-waypoints-and-events/>

Quando el Multirrotor ejecuta el comando aterrizar, este aterriza en su ubicación actual. Lo que no hace es volar hasta un punto y luego aterrizar como se planea. Si se quiere aterrizar en un punto específico, debe volar a un punto cualquiera y luego el comando lo debe aterrizar.

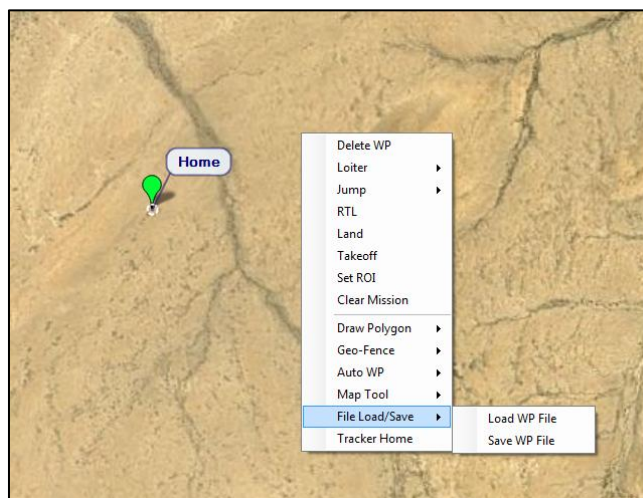
En la misión para el multirrotor empieza con despegue automático a 20 metros de altitud; luego se dirige al segundo waypoint ascendiendo 100 metros de altitud en

la ruta, luego espera 10 segundos; y luego procede a dirigirse al tercer waypoint descendiendo 50 metros de altitud en el camino, luego regresa a casa.

Default Alt es por defecto la altura cuando se ingresa un nuevo waypoint. También es la altitud del modo RLT (return to launch) que volara si se tiene “Hold Default ALT”. Si no está marcado, el multirrotor tratara de mantener la altitud que se encontraba cuando se cambiara el RTL. Verifique la altura que el Mission Planner usa por medio de la topología del Google Earth para ajustar la altura deseada en cada punto de referencia para reflejar la altura de la tierra debajo del UAV.

Una vez que haya terminado con la misión, seleccione “Write” y esto se enviara a la APM y se graba en EEPROM. Se pueden grabar múltiples misiones al disco duro local mediante la opción “Save WP File” o leer los archivos con “Load WP File”. Un ejemplo de esto se puede observar en la Figura 179.

Figura 179.Opciones Waypoints.



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-planning-a-mission-with-waypoints-and-events/>

10.3. RALLY POINTS

Normalmente cuando un UAV entra en el modo de retorno a casa (Return to Launch), el comportamiento por defecto es volver al punto de inicio, pero en muchos casos en los que puede ser indeseable.

Por ejemplo, en una zona llena de gente o una propiedad privada, y en donde el modo RTL (Return to Launch) está activado y en funcionamiento se puede encontrar en un estado que resultaría muy peligroso y se debe tener mucho cuidado. Además es posible que el plan de vuelo es lo suficientemente extenso que hace que el multirotor entre en el modo RTL; esto no es deseable si se debe recorrer todo el camino de regreso al punto de despegue.

Figura 180. Puntos de reunión (Rally Points)



Fuente: <http://plane.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/3/2013/11/threeRallyPointsAndPlan.png>

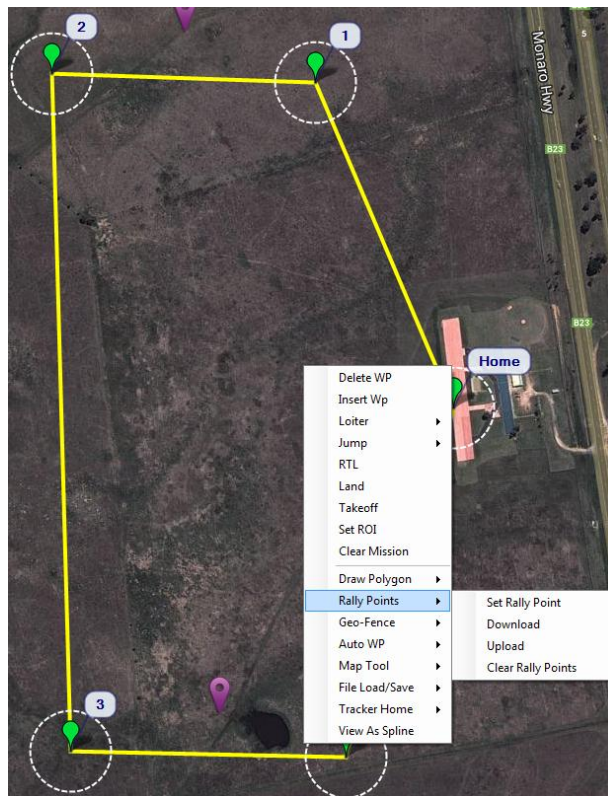
10.3.1. Configuración de los puntos de encuentro

Para poner los puntos de reunión en una misión de vuelo (), se deben seguir estos pasos en el Mission Planner:

Puntos de encuentro en latitud y longitud.

Para establecer la ubicación una plaza de encuentro, haga click derecho sobre el mapa del plan de vuelo y seleccione Rally Points en el pop-up menú, como se muestra la Figura 181.

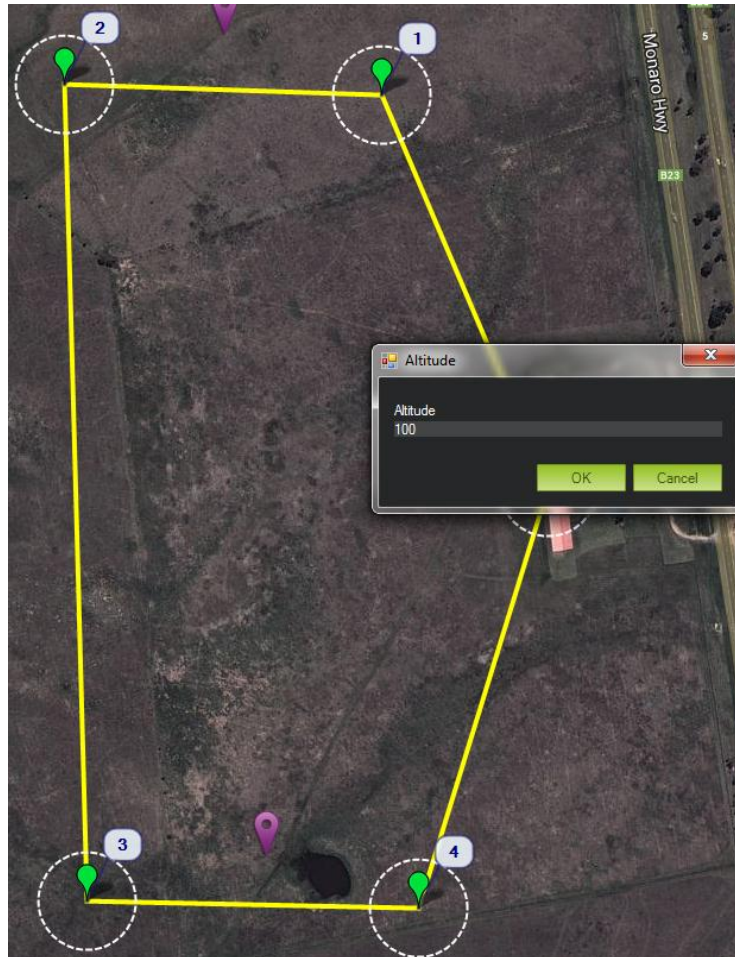
Figura 181. Puntos de encuentro.



Fuente: <http://plane.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/3/2013/11/rallyPointDialog.png>

- Es necesario especificar las altitudes de los puntos de control (Figura 182).
- Se deben repetir los pasos anteriores para todos los puntos de reunion.

Figura 182. Altitud para los puntos de reunión.



Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-rally-points/>

Se deben considerar ciertos aspectos al usar los puntos de reunión los cuales son:

- Asegurarse que la altitud de los puntos de reunión están lo suficientemente elevados para no chocar con terreno o edificios.
- Debido al tamaño de la memoria flash limitada en el hardware del APM el número de puntos de reunión se limita a 6 para multirrotores.

- Los parámetros ALT_HOLD_RTL / RTL_ALT no se utilizan con puntos de reunión. El multirrotor transitara a la altitud especificada por el punto de reunión más cercano.

10.4. DIAGNOSTICO DE PROBLEMAS POR MEDIO DE REGISTROS

Al configurar un equipo nuevo y/o con el que no se ha trabajado antes, pueden aparecer problemas que afectan el APM en particular.

10.4.1. Fallas mecánicas

Comúnmente las fallas mecánicas incluyen los motores o los ESC, hélices deslizándose etc. Estas fallas aparecen en el registro como una divergencia repentina en el alabeo y cabeceo. Esta discrepancia es claramente visible en los registros de aviso visibles en los datos mediante representación gráfica.

Figura 183. Registro de Fallas mecánicas.



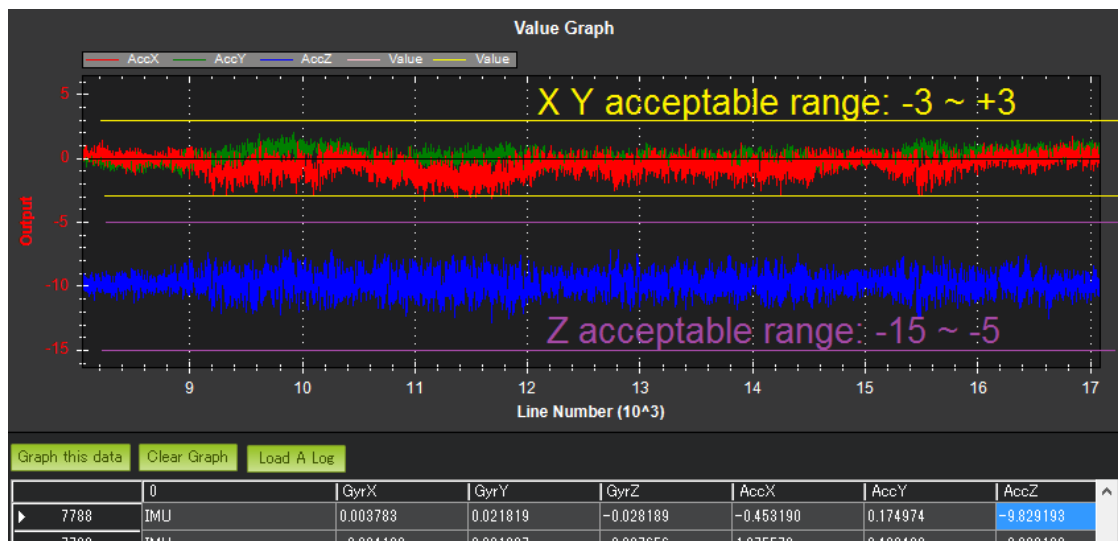
Fuente: http://dev.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/6/2013/07/DiagnosingWithLogs_RollInVsRoll.png

10.4.2. Vibraciones

Las altas vibraciones en el acelerómetro de la APM basadas en la altitud y en las estimaciones de la posición horizontal a la deriva conllevan a problemas para mantener la altitud.

Las vibraciones son visualizadas de mejor manera en los datos tomados de la IMU dependiendo de las aceleraciones en los 3 ejes llamados AccX, AccY y AccZ. Los valores de AccX y AccY generalmente usados para el control de la posición horizontal deben estar entre -3 y +3m/s/s y el valor de AccZ debe estar entre -15 y -5 m/s/s.

Figura 184. Niveles de vibración



Fuente:

http://dev.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/6/2013/07/DiagnosingWithLogs_Vibes.png

http://dev.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/6/2013/07/DiagnosingWithLogs_Vibes.png

Los valores del acelerómetro cambiarán con los movimientos hacia arriba y abajo del multirrotor; por lo cual es mejor tomar los datos en el momento en que se encuentra lo más estable y estacionario posible. Pero como el Hexarotor aún está

11. CAPTACION DE IMÁGENES

Una cámara instalada en el hexarotor permite una completa visión de la zona que sobrevolara siguiendo una ruta predeterminada. Dependiendo de la altura alcanzada y de la calidad de imagen de la cámara, se pueden hacer cartografía por medio de fotos aéreas.

Las imágenes tomadas se transmiten por medio de un kit de telemetría que llegan a una estación para que se le puedan realizar un riguroso análisis.

El kit de desarrollo de Canon es una herramienta de desarrollo experimental, el cual permite de cierta manera hackear temporalmente la cámara. Con todas las características de una cámara réflex digital desbloqueado para su total control, la cámara hackeada es un sistema inteligente que puede leer comandos como disparar, zoom, etc.

Además, el (CHDK) permite convertir una cámara simple de apuntar y disparar en una carga dinámica a través de algunos comandos simples. Esta implementación evita la necesidad de conseguir una cámara especializada para UAV, reduciendo costos e inconvenientes en la instalación.

Pero para enlazar una cámara de este tipo a la placa Ardupilot y al Hexarotor, se necesitan realizar algunas modificaciones en el enlace de la comunicación. Además de añadir y ejecutar scripts y de asegurar la cámara al Hexarotor de tal manera que no se caiga debido a las vibraciones de los motores.

11.1. VISUALIZACION TERRENOS

La visualización de zonas por medio de multirrotores es una aplicación muy común en muchos países en donde se requieren realizar mapeos específicos.

Figura 186. Foto Cartográfica.



Fuente: <http://www.abc.es/Media/201308/08/vuelo-1---644x362.JPG>

Un sistema de captación de imágenes puede ser cualquier tipo de cámara que permita realizar una conexión satisfactoria con la placa Ardupilot mega 2.5. Existen cuatro tipos de sistemas o configuraciones para cualquier tipo de multirrotor que se pueden calibrar mediante el Mission Planner; los cuales son: Cámara Gimbal con Servos, Tarot Gimbal, VR Gimbal (3-Axis Open Source) y Disparador de la cámara usando Servo.

Estos tipos de configuraciones requieren motores tipo servos para mover la cámara alrededor de los 3 ejes. Para el caso del Hexarotor, solo se dispone de

una cámara con la cual se tomara una fotografía de un terreno para su posterior análisis, no es necesario girar la cámara alrededor de sus tres ejes.

Los sistemas UAV generalmente son usados en misiones en donde se tenga la necesidad de explorar una zona específica, buscar a una persona extraviada en un bosque o desierto, control de incendios, entre otros. Para lograr que un UAV sirva para las anteriores aplicaciones, es necesario que lleve a bordo una cámara de video o fotográfica. Esta permitirá al usuario observar cualquier zona que el UAV, en este caso el Hexarotor, sobrevuele.

11.2. CÁMARA GIMBAL CON SERVOS

Los sistemas APMCopter, APMPlane o APMRover pueden estabilizar un gimbal con hasta tres ejes de movimiento utilizando cualquiera de los canales de salida libres.

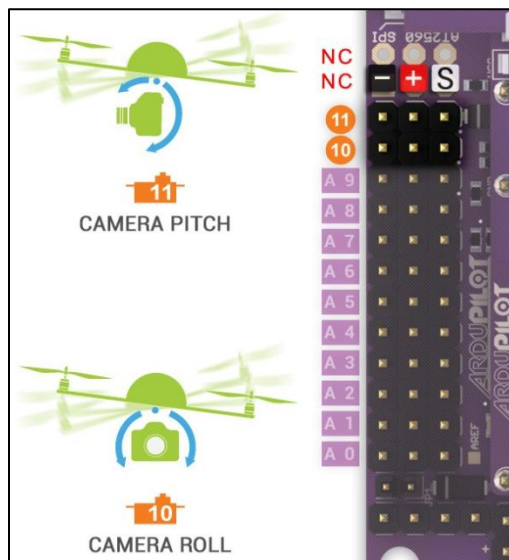
El disparador de la cámara se puede activar desde la APM 2.5 una vez conectado con un servo o "relé". El acto de oprimir el disparador, puede ser controlado a través de un canal conmutador o automáticamente desde su receptor durante las misiones.

Para un mejor rendimiento, se debe asegurar de que después de agregar el peso adicional del cardan de la cámara el hexarotor todavía se sitúa idealmente al 50% del acelerador, pero no por encima del 70% del acelerador en el modo Estabilizar debido a que un Hexarotor de poca potencia también tiene menos poder para recuperarse de perturbaciones.

11.2.1. Conexión de los servos a la placa APM

La conexión de los motores tipo servo del cardan de la cámara se realizan en los pines de entrada/salida digital. Estos van enumerados de A0-A11 los cuales, para controlar los movimientos de alabeo y cabeceo de la cámara, se deben conectar en los puertos A10 y A11 respectivamente como se muestra en la Figura 187

Figura 187. Conexión Movimientos alabeo y cabeceo cámara.



Fuente: http://copter.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/2/2012/12/CAMERA_APM2b.jpg

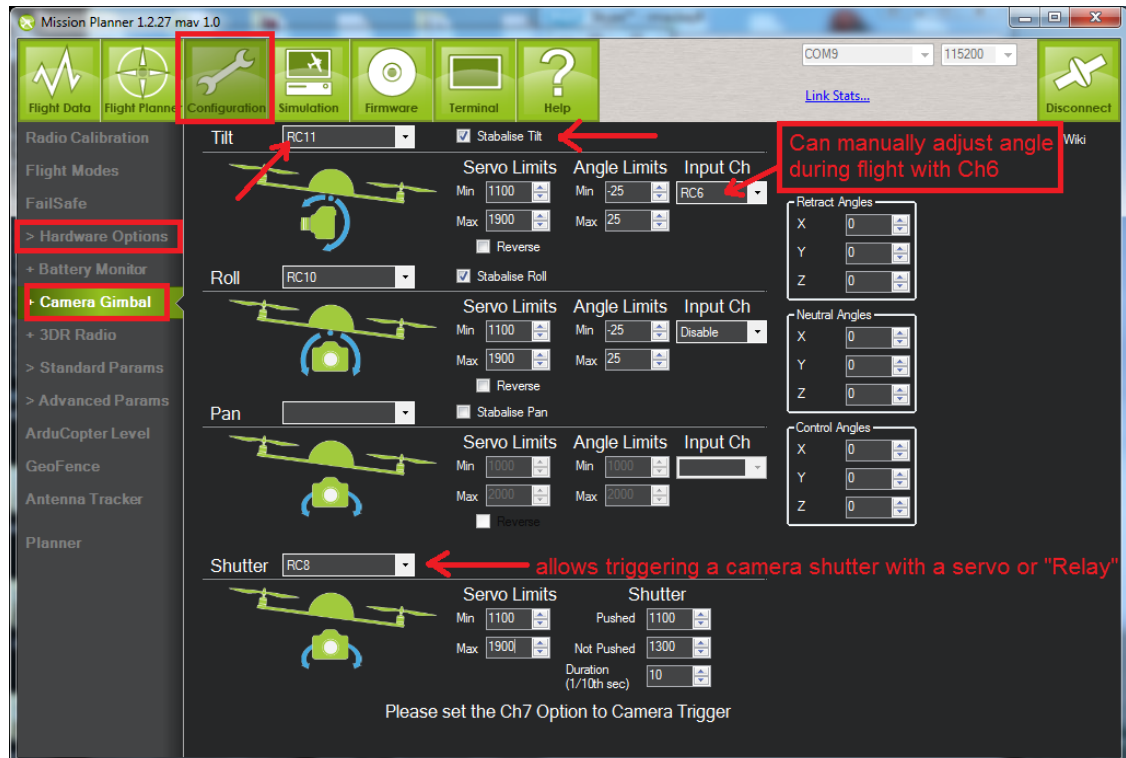
11.2.2. Configuración del Gimbal a través del Mission Planner

En el menú de configuración, en opciones de hardware se encuentra una pantalla de configuración del cardan de la cámara (Figura 188), por cada servo/eje del cardan de la cámara, se debe seleccionar el canal apropiado y se debe asegurar que la opción estabilizar está marcada.

Los límites de los ángulos deben corresponder a los ángulos de inclinación del cardan según los límites impuestos por los servos, estos en realidad no son los

límites de los ángulos, sino cuanto se le ordena el servo moverse dentro de los límites de los 60°. Por ejemplo, si el punto de control se establece en +/-60°, el servo alcanzara +/-30° cuando el Hexarotor alcanza +/-60°.

Figura 188. Configuración Gimbal usando Mission Planner.



Fuente: <http://wiki.ardupilot->

mega.googlecode.com/git/images/AP_Mount/MPCameraAndGimbalSetupScreen.png

11.3. CONTROL DE CAMARA CHDK

El kit de desarrollo de Canon es una herramienta de desarrollo experimental, el cual permite de cierta manera hackear temporalmente la cámara. Con todas las características de una cámara réflex digital desbloqueado para su total control, la

cámara hackeada es un sistema inteligente que puede leer comandos como disparar, zoom, etc.

El kit de desarrollo Canon (Canon Hacker Development Kit o CHDK) permite convertir una cámara simple de apuntar y disparar en una carga dinámica a través de algunos comandos simples. Esta implementación evita la necesidad de conseguir una cámara especializada para UAV, reduciendo costos e inconvenientes en la instalación.

Pero para enlazar una cámara de este tipo a la placa Ardupilot y al Hexarotor, se necesitan realizar algunas modificaciones en el enlace de la comunicación. Además de añadir y ejecutar scripts y de asegurar la cámara al Hexarotor de tal manera que no se caiga debido a las vibraciones de los motores. Este sistema necesita una cámara (Figura 189), una tarjeta SD para almacenamiento y un cable USB hackeado.

Figura 189. Cámara Digital Canon.



Fuente: <http://plane.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/3/2013/05/camera.jpg>

Para el almacenamiento de las fotos, es recomendable usar una tarjeta SD que pueda almacenar la cantidad de fotos que se deseen tomar durante la misión.

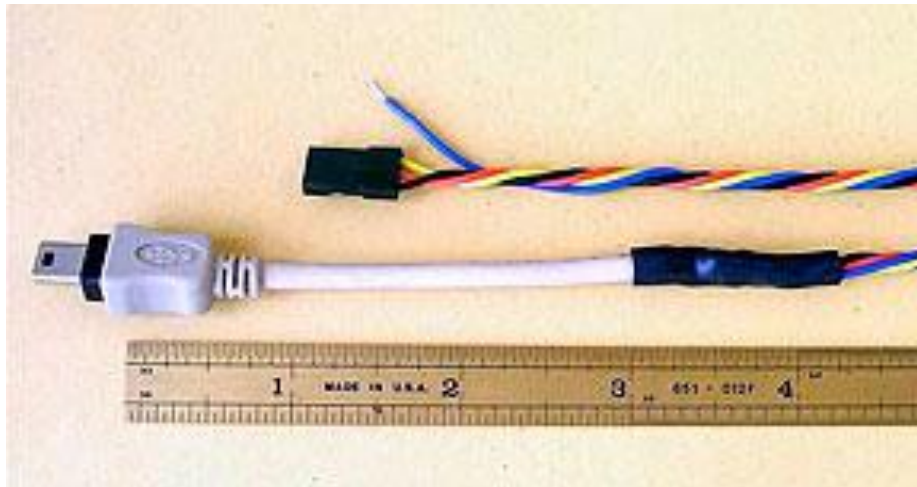
Figura 190. Sistema de Almacenamiento tipo SD



Fuente: <http://plane.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/3/2013/05/sd.jpeg>

El cable USB hackeado es una modificación que se le realiza para crear un conector desde la cámara hasta la placa. Consiste en cortar el cable para eliminar todos los filamentos internos excepto los filamentos positivo y negativo que son los que crearan la señal para realizar un disparo de manera automática.

Figura 191. Cable USB hackeado.



Fuente: <http://plane.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/3/2013/05/gentled-CHDK.jpg>

11.3.1. Hackeando la cámara.

Para hackear la cámara se debe instalar un software llamado Stick, el cual prepara la tarjeta SD de memoria para almacenar las fotos tomadas de manera automática.

11.3.2. Adición de una secuencia de comandos a la tarjeta SD

La CHDK permite automatizar la funcionalidad de la cámara mediante la ejecución de comandos en secuencia de una tarjeta SD. Los scripts pueden ser escritos en dos tipos de lenguajes; el UBASIC y el Lua; estos lenguajes de programación son simples y fáciles de usar.

Una de las maneras más fáciles y útiles que se aplican a una misión de vuelo usando el CHDK es tomar fotografías de forma automática a intervalos determinados de vuelo. Esto se realiza mediante la secuencia de comandos en la tarjeta SD.

La secuencia de comandos mide intervalos de tiempo de cinco minutos y el disparador de la cámara cada dos segundos. Esos parámetros por defecto funcionan bien, ya que se pueden tomar alrededor de 150 fotos, pero si se quieren menos fotografías se pueden modificar en el código adjunto.

Para cargar el script en la cámara, primero se deben desbloquear la tarjeta SD, conectarla en la computadora y abrir un explorador de archivos de la tarjeta. Acá es donde se debe copiar el archivo.

11.3.3. Volando con la cámara.

Antes de despegar el Hexarotor, la cámara se debe posicionar de acuerdo a la necesidad; ya que el Hexarotor tomara fotografías panorámicas, la cámara se instala mirando hacia abajo. El fuselaje del Hexarotor tiene un espacio en su parte inferior, el cual basta para instalar la cámara usando abrazaderas para fijarla y que no corra el riesgo de caerse durante el vuelo por las vibraciones.

11.3.4. Activando los scripts antes del vuelo

Antes de realizar el despegue del Hexarotor, es necesario activar el código que hará que la cámara tome las imágenes, primero se debe asegurar que la tarjeta SD está bloqueada y cargada en la cámara, además de debe de estar encendida.

Al tener listo el Hexarotor para el despegue, accede al modo ALT pulsando el botón play. Ahora lo que se debe hacer es cargar o montar el código de programación al menú de la cámara el cual es de lenguaje UBASIC (extensión .bas). Una vez que comience la secuencia de comandos, la cámara inicia automáticamente la toma de fotografías con un retraso de cinco segundos o del tiempo que sea necesario.

11.4. INTEGRACIÓN DEL CHDK CON APM

Para realizar la integración del CHDK con el Ardupilot Mega (APM), debe contar con un cable que permita la conexión con la cámara y con la placa APM; esto quiere decir que en un extremo el cable tendrá un conector USB y el otro extremo una configuración de 2 pines tal y como se muestra en la figura tal.

El cable del CHDK funciona mediante la traducción de modulación de ancho de pulsos (PWM) de salida que viene de la placa APM. Este lo hace estableciendo un rango de cuánto tiempo el poder es aplicado al puerto USB y asignando un rango a un valor PWM correspondiente a una posición de cambio de canal.

En la siguiente tabla se observan los valores correspondientes entre la posición de un interruptor del transmisor RC, la salida PWM de la placa APM y la potencia USB de la cámara.

Tabla 13. Valores Switch Position-PWM-USB power

SWITCH POSITION	PWM (MS)	USB POWER (MS)
Channel 1 up	1,900 ms	<50
Channel 1 mid	1,500 ms	>40 and <80
Channel 1 down	1,100 ms	>70 and <110
Channel 2 up	1,900 ms	>100 and <140
Channel 2 mid	1,500 ms	>130 and <170
Channel 2 down	1,100 ms	>160 and <120

Fuente: <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-chdk-camera-control-tutorial/>

Dependiendo de la posición del switch se puede asignar una secuencia de comandos determinada como por ejemplo oprimir el disparador, ajustar los niveles de zoom de la cámara entre otros. Se pueden alcanzar a tener hasta 6 controles para la cámara.

11.4.1. Configuración del cable CHDK para placa APM

Para conseguir la total configuración del cable CHDK desde la placa a la cámara, primero se necesita seleccionar un canal del transmisor RC (Radio Control) y asignarla a un canal, en este caso se usara el canal 7. Ahora se debe conectar la placa APM al Mission Planner desde la interfaz.

En la ventana de Radio Calibration, en la pestaña de Configuración se asigna un switch de tres posiciones al canal 7. Ahora es necesario probar la integración del canal 7 y el cable CHDK buscando un parámetro llamado RC7_FUNCTION, que se encuentra en la pestaña de configuración>> parámetros estándar.

Una vez escogido el canal de la cámara se debe conectar el cable CHDK a los pines de salida de la placa APM correspondientes al canal del control de la cámara, que en este caso es el canal 7 de la APM.

11.4.2. Añadiendo un Script.

Al haber realizado la configuración del cable CHDK, el siguiente paso es añadir un script para el control de la cámara para que sea comandada por la APM.

11.4.3. Prueba de la conexión CHDK

Probar la conexión del CHDK asegura que el control de la cámara se ejecute de manera correcta, además de ser una oportunidad de mirar el potencial de la misma.

Figura 192.Menú Enlace CHDK

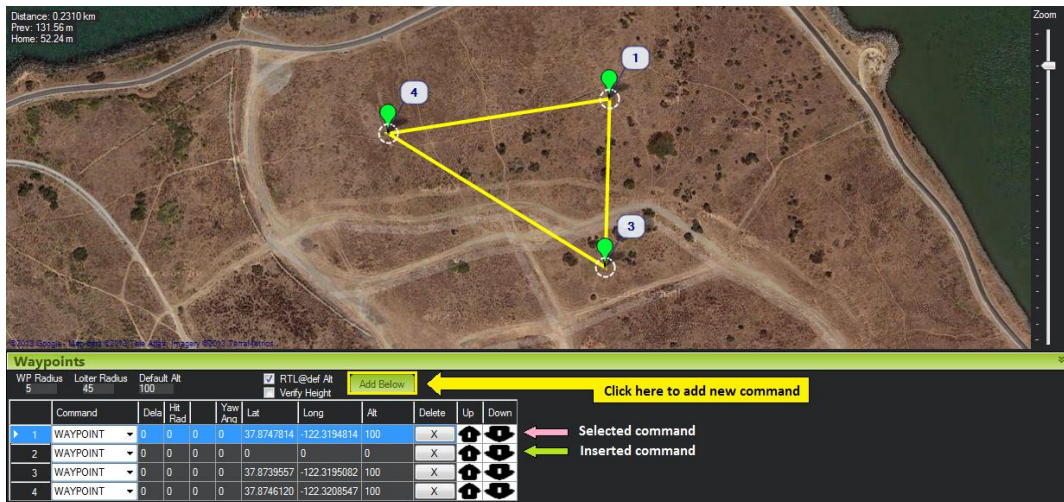


Fuente: <http://droneya>

La interfaz que se seleccionó para realizar misiones autónomas también permite programar las salidas tipo servos como sucesos en los waypoints. Mediante el uso de esta función, se puede agregar un comando a la salida de un valor PWM (que corresponde a una posición del valor del interruptor y su función) después de que el Hexarotor alcanza cada punto de reunión.

Una vez que se hayan configurado los waypoints para su vuelo autónomo en el Mission Planner, en la misma ventana se añadirán los comandos de la cámara de la siguiente manera.

Figura 193. Nuevos Comandos para la cámara



Fuente: <http://plane.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/3/2013/05/add-command1.png>

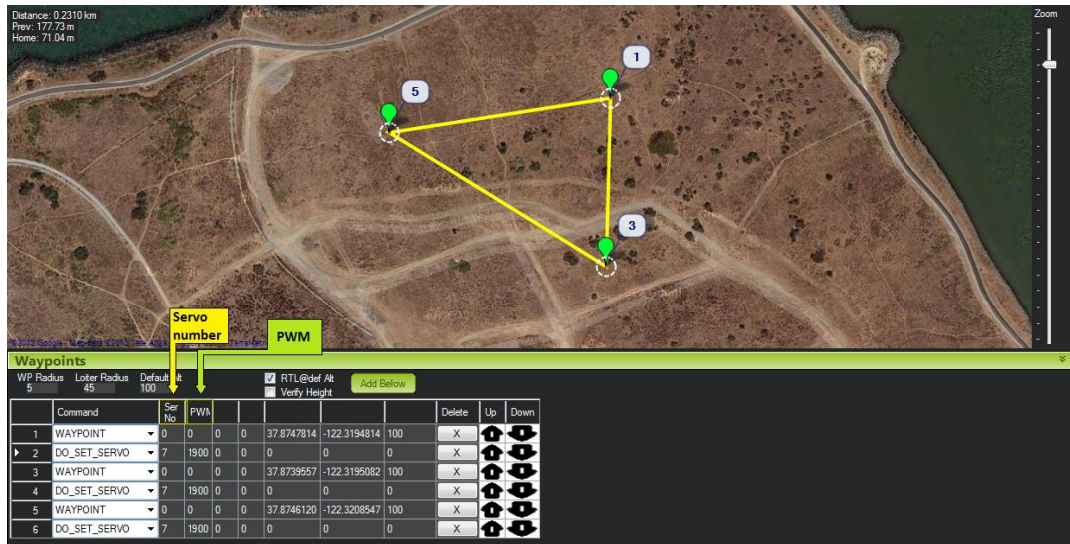
Inicialmente, el hexarotor seguirá la ruta especificada por los waypoints, haciendo las paradas necesarias, elevando o disminuyendo su altura según se haya decidido, pero no hará nada más (Figura 193). El truco está en poner un nuevo comando entre los waypoints diseñados pulsando la opción Add Below en la interfaz.

Para los nuevos comandos, se selecciona un comando tipo DO_SET_SERVO. (así la placa APM entendera que la salida es un servo). Ahora se debe asignar el numero del servo del canal de control de la camara,(ya se habia escogido el canal 7 para esta tarea), en la columna Ser No (Numero del Servo).

Por ultimo se debe calibrar al columna PWM el cual corresponde al ancho de modulacion que tiene el comando de disparo. Este valor se sentra en 1900.

Este proceso debe repetirse las veces necesarias que se necesiten en el vuelo del Hexarotor. Al final se tendrá una interfaz (Figura 194) en la cual se ha diseñado una ruta de vuelo además de los comandos de captura de imágenes.

Figura 194. Configuración Comandos del Servo de la cámara



Fuente: <http://plane.ardupilot.com/wp-content/uploads/sites/3/2013/05/configure-commands-1900.png>

Ya que se está usando la placa APM para realizar el control de la cámara, hay que ajustar los parámetros de la función de salida de Servo (RC7_FUNCTION) para deshabilitarlo. Ya que se tenga todo configurado hay que revisar que las conexiones sean correctas y cargar el programa de la cámara antes del lanzamiento. Todo se debe hacer de acuerdo a las prácticas estándar y procedimientos de seguridad descritos anteriormente.